ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

Н.Д. СЕМКИН

ИСПЫТАНИЯ МАТЕРИАЛОВ И ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рекомендовано учебно-методическим объединением вузов Российской Федерации по образованию в области радиотехники, электроники, биомедицинской техники и автоматизации в качестве учебного пособия для студентов высших учебных заведений, обучающихся по специальности 210201 «Проектирование и технология радиоэлектронных средств» направления 210200 «Проектирование и технология электронных средств»

С А М А Р А
Издательство СГАУ
2010

УДК СГАУ : 629.78(075)
ББК 39.6
С 307

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. А.Н. К о м о в
д-р техн. наук, проф. М.Н. П и г а н о в

Семкин Н.Д.

С 307 Испытания материалов и элементов электронного оборудования космических аппаратов: учеб. пособие/ *Н.Д. Семкин* – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010. – 320 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-0758-9

Обобщены литературные данные и собственные экспериментальные и теоретические результаты авторов в области методик проведения испытаний элементов конструкций космических аппаратов. Основное внимание уделено вопросам испытаний элементов конструкций и электронного оборудования на воздействие космических излучений, вакуума, частиц космического мусора, а также разработкам и результатам радиационных испытаний. Рассмотрены физические модели взаимодействия основных видов космических излучений с твердыми веществами. Приведены различные конструкции экспериментальных стендов для наземных испытаний, результаты испытаний.

Приведены также некоторые результаты натурных испытаний, подтверждающих теоретические разработки моделей собственной внешней атмосферы, электризации космических аппаратов, высокоскоростного взаимодействия микрометеороидов и частиц космического мусора, а также многочисленных данных по измерению солнечной активности, воздействию различных видов излучений на электронное оборудование космических аппаратов.

Книга может быть полезна инженерам, студентам соответствующих специальностей в области создания элементной базы, научной электронной и радиотехнической продукции для космических исследований, а также студентам аэрокосмического приборостроения и научным сотрудникам предприятий космического профиля.

УДК СГАУ : 629.78(075)
ББК 39.6

Утверждено Редакционно-издательским советом университета в качестве учебного пособия

ISBN 978-5-7883-0758-9

© Самарский государственный аэрокосмический университет, 2010

ВЕДЕНИЕ

Важнейшую роль в обеспечении длительной безотказной работы космических аппаратов (КА) играет стойкость их конструкционных материалов и элементов бортового оборудования к воздействию окружающей космической среды. По оценкам отечественных и зарубежных экспертов, более половины отказов и сбоев в работе бортовой аппаратуры КА обусловлено неблагоприятным воздействием факторов космического пространства (ФКП).

На КА в полете воздействует обширный комплекс ФКП: потоки электронов и ионов высокой энергии, холодная и горячая космическая плазма, солнечное электромагнитное излучение, метеорная материя, твердые частицы искусственного происхождения и другие факторы. В результате такого воздействия в материалах и элементах бортового оборудования КА протекают разнообразные физико-химические процессы, приводящие к ухудшению их эксплуатационных параметров. В зависимости от характера процессов, инициируемых воздействием космической среды, происходящие изменения свойств материалов и элементов оборудования могут иметь разный временной масштаб, быть обратимыми или необратимыми, представлять различную опасность для бортовых систем.

Некоторые из воздействующих факторов, например, космическая плазма и солнечное ультрафиолетовое (УФ) излучение, оказывают влияние лишь на приповерхностные слои материалов. Другие, такие как заряженные частицы высокой энергии, вместе с создаваемыми ими в элементах конструкции КА вторичными частицами и квантами, способны проникать глубоко в толщу материалов, а также во внутренние отсеки КА. При этом воздействие ФКП может приводить как к постепенному ухудшению свойств материалов и характеристик бортовых систем и, как следствие, к отказам в работе КА по истечении некоторого периода эксплуатации, так и к возникновению внезапных отказов в работе бортовой аппаратуры, непосредственно сопровождающих воздействие. В качестве типичного примера, иллюстрирующего первый случай, можно указать постепенное снижение эффективности солнечных батарей КА в результате накопления поглощенной дозы космической радиации, а для иллюстрации второго случая – сбои в микросхемах с высокой степенью интеграции под действием одиночных протонов или тяжелых ионов высокой энергии.

Многообразие факторов, воздействующих на КА, сложные энергетические спектры космических корпускулярных и электромагнитных излучений, возможность воздействия ФКП в различных сочетаниях и в разной временной последовательности – все это значительно затрудняет изучение и прогнозирование изменений свойств материалов и характеристик бортовых систем КА в условиях космической среды.

Интенсивные работы в этой области, стимулированные практическими запросами космической отрасли, привели фактически к созданию нового на-

учного направления – космического материаловедения, в задачи которого входят экспериментальные и теоретические исследования процессов, протекающих в материалах и элементах оборудования КА под действием ФКП, изучение вызываемых воздействием ФКП изменений свойств материалов и характеристик бортовых систем, создание новых материалов, разработка методов и технических средств защиты КА от неблагоприятного воздействия ФКП. Самостоятельным крупным разделом космического материаловедения является изучение влияния невесомости на протекание физико-химических процессов в материалах в разных агрегатных состояниях и создание технологий получения материалов в условиях невесомости.

Начало исследований воздействия ФКП на материалы и оборудование КА относится к периоду создания и подготовки к запуску первых искусственных спутников Земли. На этом этапе инженерам и конструкторам, при решении вопросов, связанных с обеспечением работоспособности бортовых систем КА в условиях космической среды, приходилось руководствоваться весьма ограниченными сведениями о ее свойствах. Новая информация, получаемая с помощью научной бортовой аппаратуры КА, позволяла существенно продвинуться в решении указанных вопросов. Особенно актуальными рассматриваемые исследования стали после открытия радиационных поясов Земли (РПЗ). Необходимость значительного увеличения радиационной стойкости материалов и оборудования КА, в частности терморегулирующих покрытий (ТРП) и солнечных батарей, явилась мощным толчком к началу широкомасштабных исследований различных проявлений воздействия ФКП на КА.

Таким образом, исследования космического пространства и работы по изучению воздействия космической среды на КА и обеспечению их длительной безотказной работы развивались параллельно и взаимно дополняли друг друга. При этом были созданы в значительной степени общие для обоих направлений методы проведения лабораторных и натурных (на борту КА) экспериментов с обеспечением их необходимыми приборами и испытательными стендами, расчетно-теоретические методы и модели, методы обработки информации и т. д.

Несмотря на достигнутые к настоящему времени значительные успехи в обеспечении стойкости материалов и оборудования КА к воздействию ФКП, исследования в этой области остаются актуальными, поскольку, как отмечено выше, весьма значительная часть аномалий в работе КА является следствием такого воздействия.

Имеется также ряд объективных причин, вызывающих необходимость непрерывного обновления и расширения наших знаний о процессах воздействия ФКП на материалы и оборудование КА, а также необходимость регулярного пересмотра используемых и создания новых методов защиты КА от воздействия ФКП.

В числе наиболее важных из этих причин следует указать:

• требования увеличения сроков активного существования КА и надежности бортовых систем;

• появление новых тенденций в конструировании КА (создание негерметизированных конструкций, малых КА, унифицированных космических платформ и т.д.);

• использование при создании КА новых конструкционных и функциональных материалов;

• оснащение КА новым оборудованием, усложнение аппаратурных комплексов, применение в их составе новой элементной базы;

• повышение чувствительности исследовательской бортовой аппаратуры;

• освоение новых орбит и методов выведения КА;

• создание комплексных спутниковых систем и решение с их помощью новых целевых задач.

Необходимость пересмотра многих, ранее полученных, результатов и установленных нормативных требований и стандартов, используемых при конструирования и эксплуатации КА, определяется также интенсивно развивающимся в последние годы международным сотрудничеством. Важную роль здесь играет начавшаяся более 10 лет назад работа российских специалистов в ISO – Международной организации по стандартизации.

Внедрение новых технологий создания КА и повышение требований к срокам их активного существования и надежности в сочетании с появлением большого количества новых экспериментальных и расчетных данных, в частности данных относительно объемного заряжения диэлектрических материалов в условиях космоса, потребовало вновь серьезно обратиться к проблеме электризации КА в различных ее аспектах.

В 1998 г. было возобновлено проведение конференций по электризации КА в статусе международных. В последние годы под эгидой Европейского космического агентства (ESA) развернуты работы по созданию компьютерных моделей электризации КА нового поколения в рамках проектов SPIS (Space Plasma Interaction System) и SPINE (Space Plasma Interaction Network in Europe), а также по разработке новых стандартов в области взаимодействия КА с окружающей средой (проект ECSS – European Cooperation for Space Standards-Engineering-Software).

Переходя к рассмотрению воздействия на КА заряженных частиц высокой энергии, следует особо отметить ставшую весьма острой для КА с орбитами любых типов проблему возникновения радиационных эффектов в элементах бортового электронного оборудования в результате воздействия отдельных заряженных частиц, входящих в состав галактических космических лучей (ГКЛ) или РПЗ. Существует несколько видов таких эффектов, но наиболее часто возникают обратимые одиночные сбои (single event upsets – SEU).

Появление этой проблемы, как ни парадоксально, явилось следствием технологического прогресса в микроэлектронике. В современных интегральных схемах с высокой степенью интеграции электрические заряды, управляющие их работой, оказались сопоставимыми с зарядами, образующимися в материале микросхемы при прохождении тяжелых ядер ГКЛ или высокоэнергетических протонов РПЗ. Эти внесенные электрические заряды, при перемещении их в электрических полях внутри микросхемы, и приводят к возникновению сбоев.

Важнейшим параметром, определяющим вероятность возникновения сбоя, является линейная передача энергии (ЛПЭ) веществу микросхемы при торможении в нем заряженной частицы (в англоязычной литературе LET – linear energy transfer). Следует заметить, что аббревиатура ЛПЭ используется также для обозначения линейных потерь энергии заряженной частицы. Значения этих параметров в общем случае не совпадают. Отличие связано с тем, что энергия, переданная веществу в элементарном слое, определяется не только потерей энергии тормозящейся частицы, но и балансом энергий, приносимых в рассматриваемый элементарный слой и уносимых из него вторичными частицами и квантами. Во многих прикладных задачах указанным отличием можно пренебречь.

При одновременном или последовательном воздействии на материалы КА нескольких факторов может наблюдаться неаддитивность воздействия, когда конечный эффект не равен сумме эффектов от воздействия отдельных факторов, причем комплексное воздействие ФКП может как усиливать, так и ослаблять повреждение материалов. Подобные неоднозначные проявления неаддитивности наблюдаются, например, при воздействии в различных сочетаниях электронов, протонов, солнечного УФ-излучения, атомарного кислорода верхней атмосферы на ТРП, наносимые на поверхность КА для стабилизации его температурного режима. Воздействие атомарного кислорода способно замедлять потемнение ТРП, вызываемое другими ФКП, и даже в определенной степени восстанавливать его исходные параметры (эффект плазмоотбеливания). Этот эффект обусловлен двумя механизмами: физико-химическим воздействием атомарного кислорода на ТРП и удалением пленки загрязнения с поверхности.

Эффекты неаддитивности, которые иногда называют также синергическими (синергетическими) эффектами, применительно к воздействию ФКП на материалы изучены пока недостаточно. Например, нет единого мнения о возможности возникновения неаддитивности при одновременном воздействии атомарного кислорода и УФ-излучения на полимеры. Не существует даже строгой классификации подобных эффектов. Так, усиление загрязнения поверхности КА продуктами собственной внешней атмосферы (СВА) при одновременном воздействии электронов горячей космической плазмы или солнечного УФ-излучения (радиационная прививка) может быть отнесено к их числу. А такие явления, как снижение отрицательного потенциала КА и

дополнительное загрязнение его поверхности в условиях электризации за счет собирания ионизованных продуктов СВА, инициирование электростатического разряда (ЭСР) в радиационно заряженных диэлектрических материалах ударами микрометеорных частиц или частиц космического мусора, усиление эрозии поверхности под действием атомарного кислорода в областях, поврежденных ударами твердых частиц, следует скорее рассматривать как эффекты взаимных связей между механизмами воздействия ФКП на КА.

ГЛАВА 1

ИНЖЕНЕРНАЯ МОДЕЛЬ КОСМИЧЕСКОЙ СРЕДЫ ДЛЯ ДИАПАЗОНА ОРБИТ 300… 1000 КМ И СОЛНЕЧНОЙ АКТИВНОСТИ $F_{10,7}$ = 70… 370

1.1. Роль солнечной активности

1.1.1. Солнечная активность и факторы космического пространства

Важнейшей характеристикой космической среды является ее изменчивость, тесно связанная с циклическими вариациями солнечной активности. Изменчивость обусловлена тем, что суммарная энергия солнечной коротковолновой радиации, солнечного ветра и энергичных корпускулярных частиц (протоны, электроны) зависит от уровня активности в солнечном цикле. Энергия этих излучений управляет условиями в магнитосфере и верхней атмосфере Земли.

Почти вся энергия Солнца выделяется в форме низкоэнергичных фотонов в области спектра от дальнего ультрафиолетового до инфракрасного излучения. В этом интервале длин волн суммарная энергия солнечной радиации остается почти постоянной, изменяясь на доли процента. При более высоких энергиях в крайнем ультрафиолетовом (КУФ) диапазоне при длинах волн менее 120 нм, рентгеновском и гамма-диапазонах поток солнечной радиации весьма изменчив. Обнаруживают сильную изменчивость корпускулярная радиация Солнца, малоэнергичные частицы солнечного ветра (со скоростями приблизительно 400 км·с$^{-1}$) и частицы высокой энергии (электроны, протоны и тяжелые ионы), обладающие субсветовыми скоростями.

Переменный компонент солнечной радиации изменяется циклически с подъемами и спадами при среднем периоде 11 лет (подъем примерно 4 года, спад 6-7 лет). В течение 11-летнего цикла происходят длиннопериодные (месяцы, годы) и краткосрочные вариации (сутки, часы, минуты).

Существует фундаментальный 22-летний магнитный цикл Солнца, обусловленный взаимодействием между вращением Солнца и магнитным полем. Мощность корпускулярной радиации Солнца и энергичных частиц сильно зависит от солнечного магнитного цикла. В годы повышенной солнечной активности проникновение высокоэнергичных заряженных частиц галактических космических лучей в солнечную систему менее вероятно.

Солнечная активность – это совокупность нестационарных явлений на Солнце. Наиболее известные ее проявления – солнечные пятна, факелы, флоккулы, хромосферные вспышки, изменяющееся радиоизлучение Солнца, вариации излучения ультрафиолетовой и рентгеновской областей спектра, усиление частоты и интенсивности солнечных космических лучей (СКЛ) в протонных событиях. Эти и другие подобные явления оказывают существенное влияние на верхнюю атмосферу Земли, особенно на термосферу (300...1000 км).

Геомагнитные бури, которые возникают вследствие изменения параметров солнечного ветра, индуцируют ионосферные токовые системы, производят нагрев и расширение верхней атмосферы. В зависимости от количества пятен на Солнце происходит рост или спад ультрафиолетового и рентгеновского излучения Солнца. КУФ-излучение диссоциирует и ионизирует составляющие нейтральной атмосферы, наиболее важной из которых является кислород. Все приходящее излучение КУФ-области поглощается в термосфере, и после ряда сложных процессов около 20...30 % поступающей энергии расходуется на нагрев термосферы, вызывая изменение ее газокинетической температуры. Изменение температуры, в свою очередь, вызывает изменение плотности атмосферы, ее состава. Суммарный эффект температуры и состава атмосферы выражается в изменении плотности не менее чем на порядок величины в течение солнечного цикла. Повышение солнечной активности в максимуме цикла еще более усугубляет этот эффект.

Эффекты воздействия солнечной активности на околоземную плазму очень разнообразны по амплитуде, масштабу и степени предсказуемости. Различают две категории таких эффектов:

- прямые внезапные краткосрочные изменения в верхней атмосфере-термосфере-ионосфере, вызываемые быстрыми вариациями интенсивности КУФ-фотонов и рентгеновских фотонов во время солнечных вспышек;
- косвенные долгосрочные эффекты, вызываемые сложными длительными процессами взаимодействия СКЛ и солнечного ветра с магнитосферно-ионосферной системой.

Основные индексы, характеризующие в большинстве прикладных проблем солнечную активность, – это число солнечных пятен W (индекс Вольфа) и поток солнечного радиоизлучения на длине волны 10,7 см (спектральная плотность потока радиошумов Солнца на частоте 2800 МГц). Соответствующий индекс $F_{10,7}$ измеряется в солнечных единицах потока 10^{-22} Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$.

Между W и $F_{10,7}$ существует тесная корреляционная взаимосвязь, характер которой зависит от фазы солнечного цикла.

Уходящее XX столетие характеризуется все возрастающим уровнем солнечной активности в 11-летних циклах (14-22 циклы). На рис. 1.1 представлены результаты роста максимумов солнечной активности в циклах от начала столетия к его окончанию. Последний максимум 22-го цикла оказался

одним из наибольших за прошедшие 250-300 лет наблюдений [4].

Однако к настоящему времени не сделано должной оценки комплексного, и не всегда прямого, воздействия экстремально высокого солнечного максимума на параметры верхнеатмосферной плазмы и поведение космических систем, в ней работающих, что вызывает озабоченность относительно выживаемости создаваемых все более крупных, сложных и подверженных влиянию внешних факторов космических систем.

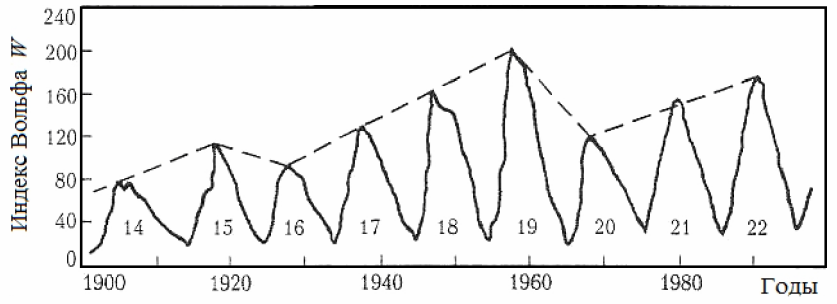


Рис. 1.1. Рост максимумов циклов солнечной активности в XX столетии:
14...22 – порядковые номера солнечных циклов

1.1.2. Солнечная активность и космические технологические системы

В настоящее время солнечная активность вступила в фазу минимума, соответствующего концу 22-го и началу 23-го цикла активности. Переход к новому циклу сопровождается изменениями характеристик космической погоды, оказывающей существенное влияние на технологические системы как на Земле, так и в космическом пространстве.

Современная ситуация в промышленности и технологии характеризуется ростом удельного веса сложных технических систем, чувствительных к радиации, токам и электромагнитным полям. Именно вследствие своей сложности эти системы сильно подвержены воздействию различных гелиогеофизических факторов, влияние которых ранее можно было не учитывать.

«Неожиданные», при недостаточном учете эффектов активности нарушения штатного режима работы (или строя) упомянутых средств и систем, могут приводить к весьма серьезным последствиям. В качестве примера можно привести выход строя энергосистемы в Канадской провинции Квебек 13 марта 1989 г. во время сильной магнитной бури, в результате чего на девять часов остались без электроэнергии районы с населением около 6 миллионов жителей.

В условиях повышенной солнечной активности риску подвергаются многие космические средства и системы. Так, возможно резкое сокращение

сроков службы геостационарных ИСЗ, вызванное космической коррозией поверхностей и материалов под воздействием внешней среды. Например, на геостационарной орбите изменение свойств солнечных панелей и оптических систем ориентации за несколько суток в условиях высокой гелиогеомагнитной возмущенности может быть эквивалентно изменениям примерно за половину срока, планируемого для обычных условий. Следовательно, в условиях высокой солнечной активности смена геостационарных ИСЗ должна осуществляться чаще.

Увеличение уровня солнечной активности может привести к повышению плотности атмосферы на высотах полета орбитальных станций. Это, в свою очередь, может повлечь за собой торможение станции, а, следовательно, потребуется более частая коррекция орбиты и дозаправка топливом, т.е., в конечном счете, планирование большего числа запусков грузовых кораблей.

Возможна даже полная потеря спутника. Например, 11 января 1997 г. вышел из строя связной коммерческий ИСЗ Telestar 401 компании AT&T после геомагнитной бури, развившейся в результате солнечной вспышки 7 января 1997 г. Его стоимость составляла 132 млн долл., предполагаемый срок работы – 12 лет. Аппарат проработал только четыре года. Образовавшийся при вспышке выброс плазмы с плотностью, вдвое выше, чем перед вспышкой, и скоростью, возросшей в 1,2 раза (от 350 до 430 км/с), приблизился к Земле примерно 10 января, вызвав сильную магнитную бурю, сопровождавшуюся значительным ростом потоков заряженных частиц на геостационарной орбите.

Условия работы, выполняемой космонавтами в открытом космосе, существенно зависят от радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве. Режим работы должен быть пересмотрен из-за возможного значительного увеличения потоков и флюенсов энергетичных частиц в максимуме солнечной активности.

1.2. Особенности инженерной модели космического пространства

1.2.1. Сущность модели

Инженерная модель необходима для обеспечения проектных, расчетных, конструкторских, экспериментальных, испытательных работ при создании и эксплуатации сложных космических систем длительного (до 20-30 лет) ресурса. Основная задача – обоснование работоспособности, исследование состояния и прогнозирование ресурса поверхностей, материалов и элементов конструкций орбитальной станции в космической среде – термосфере (300...1000 км).

На поверхность орбитальной станции в космических условиях одновременно воздействует совокупность потоков частиц различной природы и

происхождения: фотодиссоциированные атомы, фотовозбужденные молекулы, атомарные ионы, протоны и электроны различных энергий, солнечные фотоны, высокоскоростные частицы пылевой плазмы [2, 3]. Совокупность частиц на поверхности находится под воздействием гравитационных, электрических и магнитных полей.

На поверхностях станции молекулярные частицы (атомы, молекулы, ионы) характеризуются высоким химическим потенциалом (запасенная солнечная энергия) и высоким кинетическим потенциалом (скорость движения станции).

Основные особенности инженерной модели космического пространства:

• коллективное воздействие потоков космических частиц на поверхность (единичную поверхность) аппарата;

• использование в качестве определяющей характеристики плотности потока частиц на поверхности, что позволяет исследовать даже сложные процессы массопереноса в вакууме;

• использование только среднесуточных значений солнечной активности с учетом их флюктуаций, что дает возможность выбора запасов стойкости материалов и прочности элементов конструкций:

• оценка изменения свойств материалов производится по результатам воздействия коллектива космических частиц при данном уровне измеряемой солнечной активности и высоты орбиты, поскольку выделить измерением из коллектива частиц какой-либо один вид, например атомарный кислород, затруднительно или даже невозможно;

• использование в качестве определяющего критерия в оценке воздействия окружающей среды на материалы понятия космической коррозии и ее показателей;

• непрерывное измерение на борту станции или аппарата солнечной активности – единственного и самого важного фактора, определяющего состояние и параметры термосферы.

В табл. 1.1–1.4 представлены фрагменты инженерной модели – физико-энергетические и газодинамические характеристики коллектива космических частиц на поверхности орбитальной станции для диапазона орбит 300...500 км и максимального уровня солнечной активности $F_{10,7} = 350$. В таблицы не включены: космические частицы, концентрация которых в термосфере очень мала ($< 10^3$ см$^{-3}$); непредставительные молекулы, радикалы и ионы, тяжелые галактические ядра, жесткие рентгеновские и γ-фотоны. Влиянием этих частиц на состояние поверхности можно пренебречь.

Таблицы инженерной модели охватывают семь групп частиц термосферы:

• две группы быстрых молекулярных частиц, кинетическая энергия которых соответствует скорости движения космического аппарата: нейтраль-

ные частицы (атомы, молекулы) и атомарные ионы (табл. 1.1) [2, 6];

• две группы элементарных заряженных частиц – солнечные и захваченные протоны и электроны высоких энергий (табл. 1.2) [7, 8];

• две группы наиболее энергичных фотонов – коротковолновые ультрафиолетовые и мягкие рентгеновские (табл. 1.3) [2, 5];

• высокоскоростные частицы пылевой плазмы (табл. 1.4) [7, 11].

Таблица 1.1

Фрагмент инженерной модели космической среды *Hs*=300...500 км; $F_{10,7}$ = 35: орбитальные газы

Вид частиц	Активность		Массовая характеристика	Обозначение	Энергия, эВ	Плотность потока, $см^2 \cdot с^{-1}$
Атомы	Химически активные	Быстрые	КУФ-диссоциация в орбитальной атмосфере	O* N* H*	5Д...7,0 4,5...8,0 3,2(1E-1)	2E+15...2E+14 1E+14...2E+13 4E+9
	Инертные	Быстрые	Легкие Тяжелые	He* Ar*	1,25 12,5	6E+12...3E+12 3E+11...2E+9
Молекулы	Химически активные	Быстрые	Средние	O_2* N_2*	10,2 9,6	2E+13...2E+И 5E+14...1E+13
Ионы атомарные	Химически активные	Быстрые	Легкие Средние Средние	H^+ O^+ N^+	3,2(1E-1) 5,0...7,0 4,5...8,0	1E+10 1E+12 1E+12
	Инертные	Быстрые	Легкие	He^+	1,25	1E+10

* Обозначение быстрых возбужденных атомов и молекул.

Таблица 1.2

Фрагмент инженерной модели космической среды *Hs*=300...500 км; $F_{10,7}$ = 350: элементарные заряженные частицы

Вид частиц	Происхождение	Энергетическая характеристика	Энергия частиц, эВ	Плотность потока, $см^2 \cdot с^{-1}$
Протоны	Солнечные	Солнечный ветер	1E+1...1E+2	1E+7...1E+3
		Солнечные протонные события	1E+2...1E+4	1E+2...1E+5
		Солнечные космические лучи	1E+4...1E+6	1E+4...1E+3
	Захваченные	Низкие энергии	5E+4...5E+5	1E+4...5E+2
		Высокие энергии	5E+5...5E+7	1E+3…1E+1
Электроны	Солнечные	Высокие энергии	3E+5	До 5E+5
		Низкие энергии	5E+4	До 5E+6
	Захваченные	Низкие энергии	4E+4...4E+5	4E+5...4E+4
		Высокие энергии	4E+5...4E+6	1E+4...1E+2

Каждая строка правой части таблицы модели представляет собой (для каждой группы частиц) совокупность трехкоординатных систем: *поверхностная плотность – солнечная активность – высота орбиты.* Соответствующие предельные значения солнечной активности, представляемые в настоящее время $F_{10,7}$ = 350, взяты из модели ИПГ.

Каждый раздел инженерной модели посвящен той или иной группе космических частиц и состоит из двух частей:

аналитическая часть, включающая набор расчетных алгоритмов, обоснование их выбора для обеспечения максимальной достоверности прогноза на планируемое двадцатилетие XXI века, удобство инженерного пользования и наглядности;

расчетная часть, включающая набор трехмерных таблиц, содержащих значения плотности и температуры частиц в координатах *солнечная активность – высота орбиты* в масштабе для солнечной активности через 20 единиц $F_{10,7}$ и для высоты орбиты через 25 единиц H_5.

Выбор алгоритмов и расчеты по ним проводились с использованием инженерных приближений.

Таблица 1.3

Фрагмент инженерной модели космической среды H_5=300...500 км; $F_{10,7}$ = 350: солнечное электромагнитное излучение

Вид частиц	Спектр	Положение	Длина ваты, нм	Энергия фотона, эВ	Плотность потока, $см^2 \cdot с^{-1}$
Фотоны	Рентгеновские	Мягкие	0,1...10	12500...125	7E+10...4E+13
	Ультра-фиолетовые	Крайние Дальние	10...100 100...300	125...12,5 12,5...4,2	5E+12...6E+13 До 5E+13
	Оптические	Видимый свет	400...800	1,5...3	До 1E+15

Таблица 1.4

Фрагмент инженерной модели космической среды H_5=300...500 км; $F_{10,7}$ = 350: космическая пылевая плазма

Вид частиц	Массовая характеристика	Прохождение	Масса, г	Скорость, $м \cdot с^{-1}$
Пылевые	Малая масса	Космическое пространство	1E-6...1E-9	1E+3...3E+4
	Сверхмалая масса		1E-10...1E-18	1E+4...7E+4

1.2.2. Применение инженерных методов при составлении модели

Точная оценка, и особенно прогнозирование состояния термосферы на поверхности станции, связана с использованием обобщенных интегродифференциальных уравнений переноса массы и излучения в вакууме. Однако в большинстве практических случаев численное решение такого рода задач

является затруднительным. Во многих случаях оказываются весьма полезными и удобными более простые инженерные методы решения.

Постоянная и неконтролируемая изменчивость атмосферы, под влиянием непрерывно изменяющейся солнечной активности, не позволяет получить точных параметров состояния атмосферы, и поэтому невозможны попытки точного сопоставления измеренных и рассчитанных характеристик атмосферы.

Решение уравнений переноса даже самыми совершенными методами производится с допущением ряда упрощающих идеализированных предположений, подчас весьма далеких от реальных условий, что не всегда позволяет получить результаты, адекватные реальным. Все это затрудняет оперативную обработку и интерпретацию больших массивов информации, несмотря на возросшие возможности измерительных средств и использование быстродействующих автоматизированных вычислительных комплексов.

В этих условиях применение традиционных фундаментальных методов обработки информации, и прежде всего численных решений, становится проблематичным. Наличие простых аналитических соотношений позволяет свести эти задачи к решению систем обычных алгебраических уравнений [9].

Инженерные методы не требуют от пользователя глубоких специальных знаний проблемы, для которой производятся расчеты. Поэтому они, как правило, базируются на готовых результатах расчетов – алгоритмах и таблицах, не требующих значительного объема сложных вычислений. Именно по такому принципу выполнена предлагаемая инженерная модель космического пространства.

1.2.3. Выбор профиля солнечной активности для инженерных работ

Результаты прогностических расчетов солнечной активности в практических приложениях оцениваются сглаженными 12 и 13-месячными скользящими средними значениями $F_{10,7}$ с учетом доверительного интервала с полушириной удвоенной дисперсии $\pm 2\sigma$ в скользящем окне усреднения.

Результаты практических наблюдений солнечной активности характеризуются текущими среднесуточными значениями радиоиндекса $F_{10,7}$, средним сглаженным уровнем индекса $F_{10,7}$ за прошедший период (81 сутки) и текущим среднесуточным геомагнитным индексом Ap. Суточные значения солнечной активности значительно превышают средние сглаженные значения $F_{10,7}$.

Было проведено графоаналитическое сравнение расчетных значений 95-процентного доверительного интервала и результатов наблюдений среднесуточных значений радиоиндекса $F_{10,7}$ в течение пяти 11-летних циклов солнечной активности (1945-1995 гг.). Результаты сравнения представлены на рис. 1.2.

Из графика следует, что доверительный интервал включает большинство наблюдаемых значений, причем наблюдения очень часто (особенно в эпохи максимума активности) могут отличаться от средних значений в 1,5 раза и достигать очень высоких (до 300 и более) единиц потока. Таким образом, уровень солнечной активности для инженерных работ определяет верхняя (максимальная) граница 95-процентного доверительного интервала, обозначенная как $F_{10,7}$.

По выбранным значениям, с учетом намеченного диапазона орбит для конкретных рабочих площадок с определенными угловыми факторами, находят значения параметров космических факторов, по которым осуществляют оценки, расчеты, настройку пучковых и высоко-вакуумных установок, а также информационных измерительных систем для космических экспериментов.

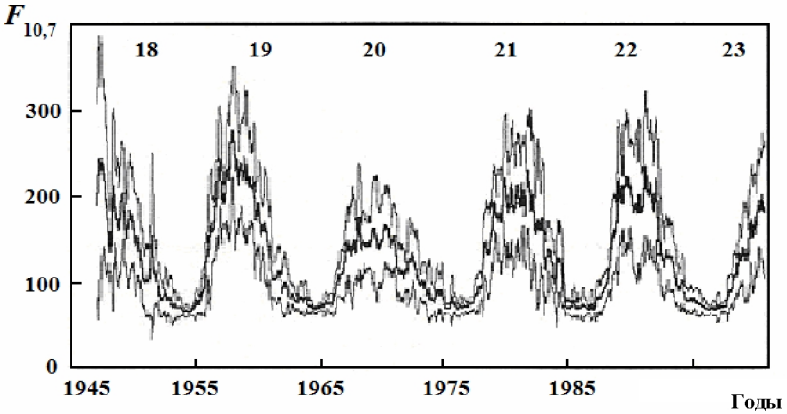


Рис. 1.2. Обоснование выбора уровня солнечной активности для инженерных работ: 18...23 – порядковые номера циклов солнечной активности; тонкие серые линии – суточные величины $F_{10,7}$, измеренные в период 1947– 2000 гг.; жирная линия – скользящие средние величины $F_{10,7}$, измеренные в течение 81 суток; тонкие черные линии – доверительный 95процентный интервал с полушириной, равной удвоенной дисперсии в скользящем окне усреднения.

1.3. Потоки космических нейтральных частиц (атомы, молекулы) на поверхности космической станции

1.3.1. Состав и объемная плотность газовых частиц атмосферы на орбите МКС

1.3.1.1. Выбор модели

Для расчетов выбрана одна из наиболее совершенных для настоящего времени моделей атмосферы – MSIS-86 [12], поскольку в ней обобщены данные о составе и плотности верхней атмосферы, полученные в результате

многолетних масс-спектрометрических измерений на различных ИСЗ и ракетах, данные о торможении ИСЗ, а также результаты исследований некогерентного рассеяния радиоволн на радиолокационных установках. В модели отражены все основные изменения, происходящие в атмосфере, такие, как сезонно-широтные и суточные, долготные вариации, а также детали распределения параметров верхней атмосферы, например асимметрия Северного и Южного полушарий.

Зависимость параметров атмосферы от солнечной активности выражается двумя факторами: индексом $F_{10,7}$ за сутки до времени, для которого выполняется расчет, и величиной $F_{10,7}$, сглаженной за 81 сутки и отражающей средний уровень солнечной активности. Влияние геомагнитной активности A_p учитывается в числе входных параметров.

1.3.1.2. Усредненные значения

В ходе полета МКС изменяются характеристики не только солнечной и геомагнитной активности, но и других явлений, оказывающих хотя и более слабое, но заметное влияние на состояние атмосферы. В частности, в процессе движения по орбите МКС оказывается в точках с различными координатами: широтой, долготой и местным временем.

Кроме того, состав и плотность атмосферы зависят от сезона (номера дня в году). Эта зависимость выражается в виде полугодовых вариаций плотности с максимумами в периоды равноденствий, а также в виде зимней аномалии концентрации атомарного кислорода.

Поскольку характеристики состояния атмосферы в значительной степени зависят от этих параметров, для расчетов влияния верхней атмосферы на материалы МКС целесообразно провести расчеты средних величин, соответствующих характеристикам заданной орбиты.

Для этого фиксировались уровни солнечной и геомагнитной активности и параметры модели рассчитывались для четырех характерных точек орбиты:

- (φ = 51,6°, λ, t) – самая северная точка орбиты;
- (φ = 0°, λ + 90°, t + 6) – пересечение экватора при движении с Севера;
- (φ = -51,6°, λ +180°, t + 12) – самая южная точка орбиты;
- (φ = 0°, λ, + 270°, t + 18) – пересечение экватора при движении с Юга,

где φ – широта, а положение орбиты задается долготой λ и местным временем t точки орбиты с φ = 51,6°.

При усреднении в расчетах использовались значения λ = 0; 90; 180; 270° и значения t = 0; 6; 12 и 18 ч. Расчеты проводились для номеров дней в году, соответствовавших середине каждого из 12 месяцев. Таким образом, рассчитанные данные соответствуют усреднению по 768 точкам для каждой из высот и представляют собой среднегодовые значения параметров, усредненных по орбите и различным положениям орбит.

С ростом солнечной активности возрастает и средний уровень геомагнитной активности, что, в принципе, учтено в расчетах. Было показано, что для расчетов можно принять среднее многолетнее значение $A_p = 11$. Принято близкое значение $A_p = 10$.

В расчетах используется модель, усредненная по параметрам орбиты МКС и времени суток, что неизбежно снижает степень детальности модели. Усреднение по более длительным периодам (например, при расчетах среднегодовых значений) исключает, в частности, значительные годовые и полугодовые вариации параметров атмосферы. Примеры расчетов концентраций газовых компонентов для низких и высоких уровней солнечной и геомагнитной активности приведены соответственно на рис. 1.3 и 1.4.

Для различных уровней солнечной активности расчеты концентраций компонентов, их плотности и газокинетической температуры атмосферы по усредненной модели MSIS-86 приведены в приложениях 2, 3, 4.

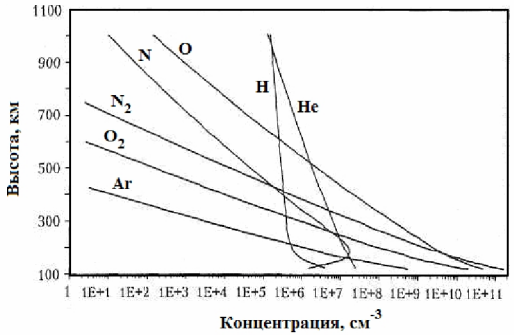


Рис. 1.3. Концентрации компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Низкие уровни солнечной и геомагнитной активности ($F_{10,7} = F_{10,7\text{сгл}} = 70$, $A_p = 0$)

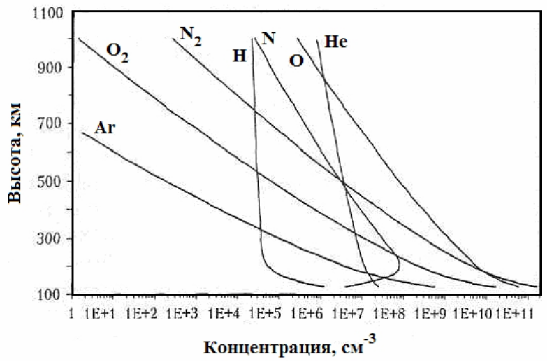


Рис. 1.4. Концентрации компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Высокие уровни солнечной и геомагнитной активности ($F_{10,7} = F_{10,7\text{сгл}} = 230$, $A_p = 140$)

1.3.2. Потоки газовых частиц орбитальной атмосферы на поверхности орбитальной станции (по нормали к поверхности)

При расчете флюенса потока, набегающего на площадку, нормальную к вектору скорости МКС, необходимо знание скорости потока и тепловых скоростей молекул и атомов отдельных компонентов верхней атмосферы.

Для расчетов скорости МКС на круговой орбите использовалось соотношение:

$$V_{CT} = R\sqrt{\frac{g}{R+H}}, \qquad (1)$$

где R = 6371,3 км – радиус Земли; g = 9,80618 м·с$^{-2}$ – ускорение свободного падения на поверхности Земли; H– высота орбиты.

Для высот 425, 450 и 500 км скорости V_{CT} соответственно составляют 7,65; 7,64 и 7,61 км·с$^{-1}$. С ошибкой примерно 0,4% можно принять V_{CT} = 7,64 км·с$^{-1}$ для всего диапазона высот полета МКС. Очевидно, что эта ошибка значительно меньше, чем погрешность других величин, входящих в прогноз флюенса. Поэтому для оценок можно принимать значение V_{CT} = 7,64 км·с$^{-1}$, чтобы избежать рассмотренных выше ошибок при расчете потоков и флюенсов для различных высот.

Средние тепловые скорости молекул V_T могут быть получены из соотношения:

$$V_T = \sqrt{\frac{3\kappa T_{kt}}{m}}, \qquad (2)$$

где T_{kt} – газокинетическая температура атмосферы; κ = 1,3806×10^{-23} Дж·К$^{-1}$ – постоянная Больцмана; m – масса атома или молекулы.

При температуре $T_{km} \sim 1000$ К, характерной для среднего уровня солнечной и геомагнитной активности, расчеты по управлению (2); дают V_T = 1,25 км·с$^{-1}$. Для основного компоненту атмосферы – атомарного кислорода, для других основных компонентов – молекулярного азота и кислорода тепловые скорости еще меньше: соответственно 0,95 и 0,88 км·с$^{-1}$. Эти скорости существенно ниже, чем V_T и V_{CT} для атомарного кислорода. В дальнейшем, при расчетах флюенса, ими можно пренебречь. Поток v_i частиц типа i в этом приближении рассчитывается как:

$$v_i = n_i \cdot V_{CT}, \qquad (3)$$

где n_i – концентрация i-го компонента.

Для водорода и гелия это приближение достаточно грубое, поскольку тепловые скорости становятся близкими скорости станции (V_T = 5 км·с$^{-1}$ для атомов H и V_T = 2,5 км·с$^{-1}$ для атомов He). В этом случае требуется рассмотрение с помощью методов статистической физики, использованных в работе [10], и учета отражающих свойств поверхности. Тем не менее и для этих компонентов расчеты потока и флюенса также будут проводиться исходя из

соотношения (3). При этом следует учитывать, что оно носит оценочный характер.

Результаты расчетов потоков компонентов атмосферы для условий минимума и максимума активности приведены соответственно на рис. 1.5 и 1.6.

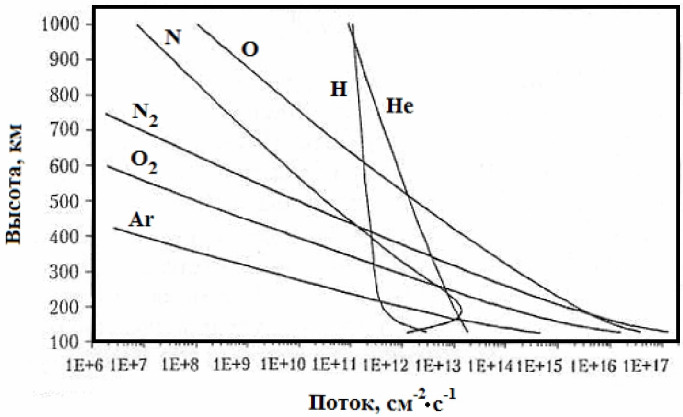


Рис. 1.5. Потоки компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Низкие уровни солнечной и геомагнитной активности ($F_{10,7} = F_{10,7\text{сгл}} = 70$, $A_p = 0$)

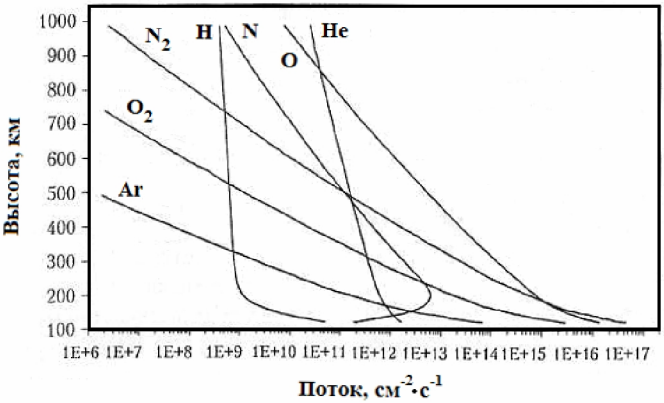


Рис. 1.6. Потоки компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Высокие уровни солнечной и геомагнитной активности ($F_{10,7} = F_{10,7\text{сгл}} = 230$, $A_p = 140$)

1.3.3. Флюенсы газовых компонентов атмосферы на орбитах МКС (по нормали к поверхности)

При расчетах флюенса часто используется его годичное значение $\Phi = n \cdot V \cdot \tau_0$ при фиксированном (среднегодовом) уровне солнечной активности,

где τ_0 = 31557600 – количество секунд в году. Тогда, при среднем значении $V_{ст}$ = 7,64 км·с$^{-1}$, выражение для флюенса i-го компонента атмосферы (в см$^{-2}$ ·год$^{-1}$) имеет вид:

$$\Phi_i = 2{,}41\times10^{13}\cdot n_i, \qquad (4)$$

где n_i – концентрация i-го компонента на данной высоте при заданном среднегодовом уровне солнечной активности.

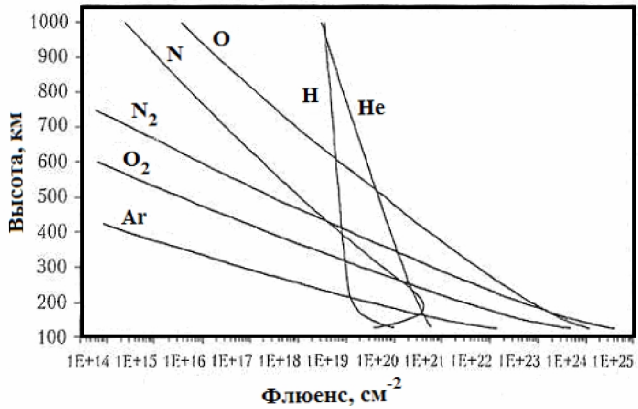


Рис. 1.7. Годовые флюенсы компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Низкие уровни солнечной и геомагнитной активности ($F_{10,7} = F_{10,7сгл}$ = 70, A_p=0)

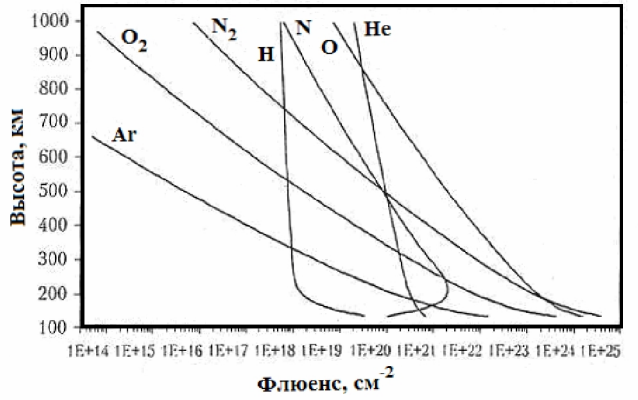


Рис. 1.8. Годовые флюенсы компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Высокие уровни солнечной и геомагнитной активности ($F_{10,7} = F_{10,7сгл}$ = 230, A_p = 140)

Следует отметить, что при этом в расчете по модели MSIS-86 принимаются равными значения $F_{10,7}$ суточные и сглаженные за три солнечных оборота. Для быстрых оценок на рис. 1.7 и 1.8 приведены рассчитанные для

низкого и высокого уровней солнечной и геомагнитной активности по модели MSIS-86 годичные флюенсы для диапазона высот круговых орбит 125...1000 км. Для устранения дополнительных ошибок использовались вычисления скорости МКС по формуле (1). Усреднение включает в себя наряду с другими параметрами усреднение по 12 месяцам.

1.3.4. Угловой корректирующий фактор

Формула (3) характеризует поток на площадку, нормальную к вектору скорости. Для случая, когда нормаль к площадке расположена под произвольным углом α относительно вектора скорости, флюенс может быть определен умножением правой части уравнения (3) на угловой корректирующий фактор *K*.

Таблица 1.5

Угловой корректирующий фактор для различных углов вектора скорости относительно нормали к площадке

α	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90
K	1	0,983	0,940	0,866	0,766	0,643	0,5	0,342	0,174	0,044

Зависимость фактора *K* от угла α практически совпадет с функцией cosα. Существенно, однако, что при значении α = 90°, соответствующем площадке, вытянутой вдоль направления набегающего потока, величина *K* имеет ненулевое значение. Это означает конечную скорость осажденных частиц на поверхность.

1.4. Потоки коротковолновых ультрафиолетовых и мягких рентгеновских фотонов на поверхности космической станции

1.4.1. Прогноз потоков коротковолнового ультрафиолетового и мягкого рентгеновского излучений Солнца

Величины потоков солнечного ультрафиолетового и рентгеновского излучений, вызывающих ионизацию, диссоциацию и нагрев компонентов верхней атмосферы, являются основными входными параметрами в расчетах состояния верхней атмосферы и ионосферы. Можно выделить три диапазона излучения: мягкое рентгеновское (0,1...10 нм), ионизирующее (крайнее) ультрафиолетовое (10... 105 нм) и диссоциирующее (далекое) ультрафиолетовое (105...240 нм). Разделение на диапазоны достаточно условно и вызвано следующими причинами: различием эффектов от излучений в верхней атмосфере; различием преимущественных механизмов излучения и характера эволюции его источников; существованием естественной границы – глубокого минимума в спектральной функции в диапазоне длин волн 10...12 нм.

Модельные спектры рентгеновского и ионизирующего ультрафиолетового излучений позволяют рассчитать потоки в различных спектральных интервалах при любых уровнях солнечной активности, причем исключительно в те периоды, когда на Солнце отсутствуют вспышки, и отражают изменения потоков излучения – ежедневные и в циклах солнечной активности.

В рассматриваемой области длин волн излучение Солнца в отсутствие вспышек имеет тепловую природу, его спектр состоит из континуума (тормозного и рекомбинационного) и большого числа эмиссионных линий [13, 14]. При оценке воздействия излучения обычно не возникает необходимости определения эффекта от слабых линий, поэтому ниже этой области для рентгеновского излучения линии вообще не выделены, а для ультрафиолетового – выделены только наиболее сильные. Потоки в слабых линиях сконцентрированы в интервалах длин волн. Интервалы выбраны так, чтобы их ширина намного превышала естественную ширину входящих в них спектральных линий, но в то же время обеспечивала бы достаточную точность аэрономических и материаловедческих расчетов. Это позволяет сократить объем исходной информации при расчетах, сохранив основные спектральные характеристики излучения.

Плотность потока фотонов N_λ или плотность потока энергии I_λ излучения определяют в интервалах длин волн от $\lambda_н$ (нижняя граница) до $\lambda_в$ (верхняя граница) как число фотонов или величину энергии, приходящихся на единицу площади в единицу времени. Одинаковые $\lambda_н$ и $\lambda_в$ соответствуют эмиссионным спектральным линиям, ширина каждого из интервалов $\lambda_\Delta = \lambda_в ... \lambda_н$ принята для ультрафиолетового излучения равной 5 нм. В рентгеновском диапазоне при выборе границ интервалов и их ширины учтены требования к точности расчетов воздействия солнечного рентгеновского излучения на основные газы верхней атмосферы Земли. В связи с этим выделены длины волн, соответствующие К – краям поглощения (3,1 нм для азота и 2,3 нм для кислорода).

Расчеты потоков мягкого рентгеновского и ионизирующего ультрафиолетового излучения для различных уровней солнечной активности проводились на моделях, описанных в работах [15–20]. При построении моделей соблюдался единый подход: спектр в каждом из диапазонов рассчитывается из величины потока в реперной линии или в спектральном интервале. Этот поток может быть измерен на ИСЗ с помощью аппаратуры менее сложной, чем для измерений всего спектра. Выбор аналитических соотношений для аппроксимации изменений потоков в рентгеновском диапазоне аргументирован предположением [15, 19, 20], что потоки изменяются так же, как для тормозного излучения из разреженной плазмы или как излучение абсолютно черного тела. Реперный поток рассчитан по данным о потоке радиоизлучения на 10,7 см (индексу $F_{10,7}$).

1.4.2. Потоки мягкого рентгеновского излучения

Исходными данными для расчета плотности потока фотонов или энергии рентгеновского излучения служат величины суточного индекса солнечной активности $F_{10,7}$, равного плотности потока энергии радиоизлучения Солнца на длине волны 10,7 см, 10^{22} Вт/(м^2·Гц). Плотность потока фотонов мягкого рентгеновского излучения N_λ в различных интервалах длин волн (от $\lambda_в$ до $\lambda_н$) рассчитана по формуле:

$$N_\lambda = N^0_\lambda \left(I_r / I^0_r \right)^d , \qquad (5)$$

где N_λ – плотность потока фотонов в реперном спектре (соответствующем $F_{10,7}$ = 120) в интервале от $\lambda_н$ до $\lambda_в$; I_r – плотность потока энергии рентгеновского излучения в интервале длин волн 0,8... 2,0 нм; I^0_r – величина плотности потока энергии в том же интервале при $F_{10,7}$ = 120; d – показатель степени, вычисляемый для каждого из интервалов по величине I (в нм):

$$d = 1{,}56/\lambda + 0{,}22. \qquad (6)$$

Таблица 1.6

Реперные потоки рентгеновского излучения в области 0,1...10 нм при $F_{10,7}$ = 120[15]

λ, нм	N^0_λ, см$^{-2}$с$^{-1}$	λ, нм	N^0_λ, см$^{-2}$с$^{-1}$
0,1...0,8	1.5E+5	4,0...5,0	5.6E+7
0,8...1,2	1.4E+6	5,0…6,0	1,25+8
1,2...1,6	4.7E+6	6,0...7,0	1.29E+8
1,6...2,0	7.4E+6	7,0...8,0	1,56E+8
2,0...2.3	4.0E+6	8,0...9,0	1.73E+8
2,3...3,1	6.0E+6	9,0...10,0	1.81E+8
3,1...4,0	6,4 E+7	-	-

При других уровнях активности поток в реперном интервале может быть рассчитан по индексу $F_{10,7}$:

$$I_{0,8...2} = 0{,}29\, F_{10,7} - 18 \text{ (мкВт·м}^{-2}\text{)}. \qquad (7)$$

В соответствии с разделом (5.3) в формуле (5) $I_{0,8...2}$ = 16,8 мкВт·м$^{-2}$.

Для приближенных оценок на рис. 1.9 представлены величины I_λ при различных уровнях активности.

Значения плотности потока фотонов (N_λ) и потока энергии (I_λ), рассчитанные по формулам (5–7) для ряда величин индекса активности $F_{10,7}$, приведены в приложении 5.

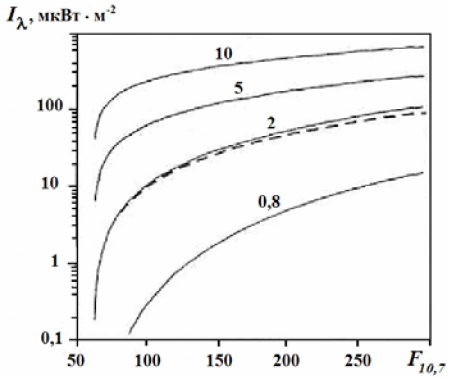


Рис 1.9. Потоки рентгеновского излучения при разных уровнях солнечной активности:
--- величины I_λ при различных уровнях активности;
– потоки энергии при длинах волн меньше λ.

1.4.3. Потоки крайнего ультрафиолетового излучения

Для расчета плотности потока фотонов или энергии солнечного ультрафиолетового излучения исходными данными служат величины суточных индексов: индекса активности $F_{10,7}$ и индекса $P_{10,7}$ – плотности потока энергии радиоизлучения невозмущенной (без активных областей) поверхности Солнца на длине волны 10,7 см. Компонент $P_{10,7}$ обусловлен изменением интенсивности излучения хромосферной сетки и определяет большую часть вариаций крайнего ультрафиолетового излучения в цикле солнечной активности.

При расчетах потоков ультрафиолетового излучения используется эмпирическая зависимость: $R=N_\lambda/N_{58,4}$ – отношение интенсивностей спектральных линий (или интенсивностей интервала и спектральной линии) линейно зависит от «ультрафиолетового» индекса активности – потока в реперной линии He*I* (λ =58,4 нм) [16]. Исходя из этого плотность потока фотонов ультрафиолетового излучения N_λ (фотон/м^2·с) в различных интервалах длин волн рассчитывают по формуле:

$$N_\lambda = N_{58,4}\,(a_\lambda + b_\lambda\, N_{58,4} \times 10^{-13}), \qquad (8)$$

где $N_{58,4}$ – плотность потока фотонов в линии 58,4 нм (фотон/(м^2·с); a_λ и b_λ – величины, характерные для каждого из интервалов длин волн.

В отсутствие прямых измерений величина $N_{58,4}$ может быть рассчитана на основе двухкомпонентной модели вариаций излучения [17, 18]:

$$N_{58,4} = 1{,}38 + 0{,}111\,(P_{10,7} - 60)^{2/3} + 0{,}0538\,(F_{10,7} - P_{10,7})^{2/3}, \qquad (9)$$

где $N_{58,4}$ выражена в 10^{13} фотон/(м^2·с).

Величина $P_{10,7}$ определена по данным [21] одномерного радиосканирования Солнца или рассчитана из соотношения, полученного в результате обработки таких данных за 20-й и 21-й циклы солнечной активности:

$$P = \sum_{i=0}^{5} [Ai \times \cos(2\pi i t/T) + Bi \times \sin(2\pi i t/T)], \qquad (10)$$

где T – период цикла (10,2 лет для 20-го и 21-го циклов), а коэффициенты Ai и Bi представлены в табл. 1.8.

Приближенную оценку плотности потока энергии радиоизлучения P10,7 от невозмущенной поверхности Солнца можно выполнить также графически (рис. 1.10). На этом рисунке показана зависимость $P_{10,7}$ от времени t с начала солнечного цикла (t на рис. 1.10 измеряется в долях периода цикла T).

Таблица 1.7

Значения коэффициентов a_λ и b_λ

Интервал длин волн, нм	Длина волны, нм	a_λ	b_λ
10,0-15,0	-	0,114	-0,002
15,0-20,0	-	1,656	-0,093
20,0-25,0	-	1,185	0,088
-	23,6	0,367	-0,029
-	28,4	-0,342	0,389
25,0-30,0	-	0,243	0,594
-	30,4	5,325	-0,385
30,0-35,0	-	0,197	0,321
-	36,8	0,558	-0,049
35,0-40,0	-	0,104	0,106
40,0-45,0	-	0,245	0,022
-	46,5	0,243	-0,018
45,0-50,0	-	0,309	0,066
50,0-55,0	-	0,384	-0,004
-	55,4	0,584	-0,059
-	58,4	1,000	0,000
55,0-60,0	-	0,294	-0,012
-	61,0	0,443	0,028
-	63,0	1,266	-0,088
60,0-65,0	-	0,232	0,018
65,0-70,0	-	0,157	-0,007
-	70,3	0,312	-0,034
70,0-75,0	-	0,112	-0,000
-	76,5	0,148	-0,010
-	77,0	0,133	0,029
-	78,9	0,610	-0,063
75,0-80,0	-	0.510	0,011
80,0-85,0	-	1,312	-0,046
85,0-90,0	-	3,037	-0,040
90,0-95,0	-	2,377	-0,022
-	97,7	3,847	-0,353
95,0.-100,0	-	1,071	-0,033
-	102,6	2,944	-0,031
-	103,2	1,633	-0,066
100,0.-105,0	-	1,577	-0,047

Плотность потока энергии I_λ мкВт·м$^{-2}$ в интервалах длин волн от $\lambda_в$ до $\lambda_н$, т.е. для эмиссионных линий ($\lambda_о = \lambda_н$), вычисляется по формуле:

$$I_\lambda = 3{,}98 \cdot 10^{10} N_\lambda / (\lambda + \lambda_н). \qquad (11)$$

Задача прогнозирования потоков рентгеновского и ультрафиолетового излучений решается подстановкой прогнозируемых значений $P_{10,7}$ и последующих расчетов с помощью соотношений (5–11).

Приближенную оценку плотности потока фотонов N в реперной линии 58,4 нм можно также выполнить графически (рис. 1.11).

Таблица 1.8

Коэффициенты Ai и Bi для расчета фонового радиоизлучения

i	0	1	2	3	4
Ai	82,1	-19,6	1,778	2,59	-2,33
Bi	0,0	10,55	-7,956	3,104	-0,925

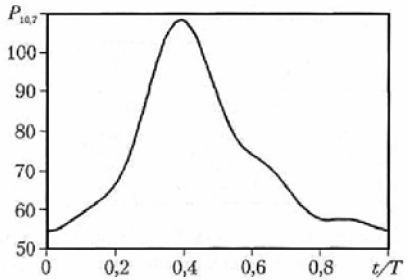


Рис. 1.10. Фоновое радио-излучение в зависимости от фазы солнечного цикла

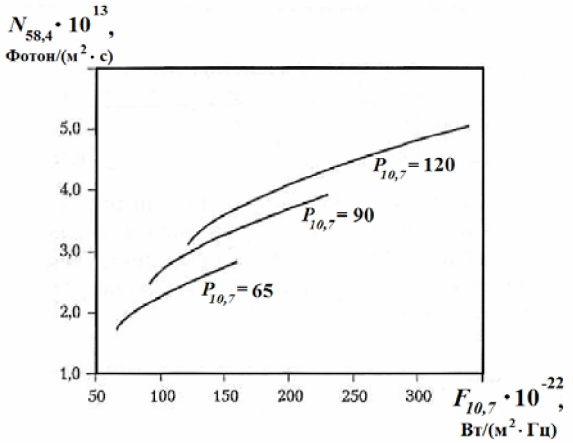


Рис. 1.11. Величины потока в реперной линии при различных уровнях активности Солнца

1.5. Космическая пылевая плазма на поверхности станции

1.5.1. Пылевые образования вокруг Земли

В составе верхней атмосферы важное место занимают космические пылевые частицы, или микрометеороиды, сверхмалой массы (10^{-6}...10^{-8} г). Космическая пыль – один из основных компонентов околоземной, межпланетной и межзвездной среды.

В околоземном пространстве микрометеороидное вещество – космическая пыль – представляет собой отдельные сгущения (облака) с высокой пространственной плотностью, движущиеся вокруг Земли на расстоянии 400…250000 км по достаточно стабильным орбитам, образуя пылевые кольцевые системы с различным углом наклона к плоскости экватора [23].

Наличие пылевой оболочки подтверждено экспериментами, проводимыми с помощью спутников. Подавляющее большинство пылевых микрометеороидов зарегистрировано в экспериментах «Электрон-1» и «Электрон-3» на определенных расстояниях, близких к предсказанным теорией распределения твердого межпланетного вещества вблизи гравитационных центров [24]. В эксперименте «Электрон-1» было обнаружено несколько пылевых кольцевых образований.

В эксперименте «ГЕОС-2» (1974 г.) впервые получены данные о массе, ударной скорости и направлении движения метеороидов в околоземном пространстве. Метеороидные сгущения движутся по своим орбитам и являются спутниками Земли. В результате их постоянного движения может происходить непрерывный процесс образования и разрушения пылевых структур подобно процессам в кольцах Сатурна [23].

Процессы образования и дальнейшей эволюции пылевых структур происходят под воздействием как гравитационных, так и электромагнитных сил, поскольку пылевые частицы обладают электрическим зарядом и часто намагничены. Структура космической плазмы неоднородна. В ней различают две автономные плазменные составляющие: классическую верхнеатмосферную (нейтральные частицы, заряженные элементарные частицы) и пылевую. Проблема пылевой плазмы в космическом пространстве впервые была поставлена, сформулирована и рассмотрена Х. Альвеном [22].

1.5.2. Концепция пылевой плазмы

Пылевая частица в плазме заряжена отрицательно из-за столкновений с плазменными электронами. Однако она может «утратить» этот заряд за счет фотоэффекта, а также под действием автоэлектронной эмиссии и ударов положительных ионов. Частицы пылевой плазмы относительно космического пространства имеют положительный или отрицательный потенциал порядка 1...10 В.

На частицу, обладающую электрическим зарядом q, действует электромагнитная сила $\vec{F}_E$:

$$\vec{F}_E = q\left(\vec{E} + \vec{\upsilon} \cdot \vec{B}\right), \tag{12}$$

где $\vec{E}$ и $\vec{B}$ – электрическое и магнитное поля; $\vec{\upsilon}$ – скорость частицы.

Критерии, которые позволяют считать пылевую частицу составляющей пылевой плазмы:

• достаточно большое отношение заряда частицы к ее массе; в этом случае движение частицы в основном определяется электромагнитными силами;

• значение электромагнитной силы превосходит другие, действующие на частицу силы: тяжести сферически однородной Земли, сопротивления нейтральной атмосферы, светового давления;

• величина ларморовского радиуса должна быть намного меньше размеров области, занятой плазмой;

• величина дебаевского радиуса пылевых частиц, который характеризует взаимное влияние (экранированность) заряженных частиц:

$$l_D = \left(\frac{\kappa T}{8\pi n q^2}\right)^{1/2}, \tag{13}$$

где T – температура частицы, К; n – концентрация частиц, см$^{-3}$; κ – постоянная Больцмана;

• вне сферы радиуса l_D электростатическое поле заряженной частицы, расположенной в центре, становится малым вследствие экранирующего эффекта окружающих частиц;

• ширина спектра масс пылевых частиц, определяющая границу. Последняя разделяет достаточно большие частицы, на которые электромагнитное поле влияет слабо. Граничный размер зависит от величины магнитного, электрического и гравитационного полей, заряда и плотности частицы. Он бывает обычно 1,0...0,1 мкм [22]. Когда частица попадает в область плазмы с большим количеством надтепловых электронов, ее заряд может резко возрасти (примерно в 1 000 раз), в результате чего она окажется захваченной плазмой. Если уменьшится заряд или увеличится масса частицы, то ее движение вновь будет определяться действием неэлектромагнитных сил;

• температура пылевых частиц в космической плазме, которая может отличаться от плазменной на несколько порядков. Если плазма прозрачна и пылевые частицы могут излучать энергию, то их температура может составлять около 10К при температуре электронов порядка 10^4К, ионов порядка 10^3К и атомов (молекул) порядка 10^2К.

1.5.3. Пылевые частицы как часть плазмы

Динамика пылевых частиц определяется уравнениями движения и заряда. Уравнение движения характеризует сложное воздействие нескольких сил:

$$m_p \frac{\partial^2 \vec{r}}{\partial t^2} = \vec{F}_g + \vec{F}_r + \vec{F}_m + \vec{F}_l + \vec{F}_j, \qquad (14)$$

где m_p – масса частицы; $\vec{r}$ – радиус-вектор; F_g, F_R, F_m, F_l, F_j – соответственно гравитационная сила в приближении сферически однородной Земли; сила сопротивления нейтральной атмосферы; сила светового давления; электромагнитная сила (Лоренца); сила, возникающая вследствие несферичности Земли.

В свою очередь:

$$F_g = -m_p \frac{\mu}{r_p^2}, \qquad (15)$$

где μ – гравитационный параметр Земли; r_p – радиус частицы;

$$F_R = -c\rho_a \frac{|\vec{\upsilon}| \cdot \vec{V}}{2\pi r_p^2}, \qquad (16)$$

здесь v – скорость частицы; p_a – плотность атмосферы; с – коэффициент сопротивления (с = 2 при скоростях частиц, достигающих несколько км·с$^{-1}$);

$$F_l = -\pi r_p^2 f \xi, \qquad (17)$$

где f= 4,5×10^{-5}ε; ξ – единичный вектор; ε = 1 и 1,44 – соответственно для зеркального и диффузионного отражений света;

$$F_m = q\vec{E}\frac{q}{c}\vec{\upsilon} \times \vec{B}. \qquad (18)$$

Действие электрического поля невелико по сравнению с силой F_m, так как скорость частицы $|v| >> |\Omega|$, где Ω – угловая скорость вращения Земли. Магнитное поле Земли предполагается дипольным, ось диполя совпадает с осью вращения Земли.

Потенциал силы F_l представляет собой вторую зональную гармонику гравитационного потенциала Земли.

В диапазоне высот 400...25500 км для частиц с $r_p \leq 1$ мкм силы F_R, F_l, F_m по величине на порядок превосходят гравитационные возмущения.

Уравнение расчета заряда пылевой частицы принимает вид:

$$\frac{\partial q}{\partial t} = Je + Ji + Jph, \qquad (19)$$

где $Je+Ji+Jph$ – соответственно, ток электронов, ток ионов и ток фотоионизации.

В свою очередь:

$$J_e = \alpha_e e \pi r_p^2 n^e \left(\frac{8\kappa T_e}{\pi m_e}\right)^{1/2} \begin{cases} \exp\left(\frac{e\psi}{\kappa T_e}\right) & при \Psi < 0; \\ 1 + \frac{e\psi}{\kappa T_e} & при \Psi > 0, \end{cases} \quad (20)$$

где T_e, m_e, n_e – соответственно температура, масса, концентрация электронов; ψ – потенциал частицы; $\alpha_e \approx 1$.

Тепловую скорость электронов можно рассчитать как:

$$V_e = \left(\frac{2kT_e}{m_e}\right)^{1/2} >> \upsilon_p \cdot \quad (21)$$

Ток ионов можно представить $J_i = \alpha_i \pi r_p^2 e n_i v$, а тепловую скорость ионов как:

$$V_i = \left(\frac{2\pi T_i}{m_i}\right)^{1/2} << \upsilon_p;$$

условие квазинейтральности пылевой плазмы $n_e = n_i$; коэффициент $\alpha_i \approx 1$.

Ток фотоионизации:

$$J_{ph} = \begin{cases} \chi \pi r_p^2 e f_e & при \Psi < 0; \\ \chi \pi r_p^2 f_e \exp\left(-\frac{e\Psi}{\kappa T_{ph}}\right) & при \Psi > 0, \end{cases} \quad (22)$$

где $f_e = 2{,}5 \cdot 10^{10} c^{-1}$, $kT_{ph} = 2$ эВ, $\chi = 1$ для проводника и 0,1 для диэлектрика.

Остальными токами, воздействующими на частицу, пренебрегают из-за высокой фоновой концентрации электронов $n_e \approx 10^4$ см$^{-3}$.

Окончательно уравнение расчета заряда пылевой частицы примет вид:

$$\begin{cases} \frac{\partial q}{\partial t} = e \pi r_p^2 n_e \left[\upsilon - \left(\frac{8\kappa T_e}{\pi m_e}\right)^{1/2} \times \exp\left(\frac{e\Psi}{\kappa T_e}\right)\right] + Jph. \quad (23) \\ q = rp\psi. \end{cases}$$

На высоте 1000 км $n_e = 2 \cdot 10^4$ см$^{-3}$, $T_e = 3000$К, время зарядки частицы составляет примерно 0,01 с; потенциал частицы изменяется от 0 до 1,5 В.

Для частиц Al_2O_3 с $r_p \leq 0{,}1$ мкм сила светового давления F_m и сила Лоренца F_l превосходят силу сопротивления FR на высотах более 600 км. При малых эксцентриситетах орбиты $I \leq 0{,}1$ и из-за осреднения действия силы за виток изменение орбиты за счет сопротивления существенно на высотах более 1000 км. Световое давление увеличивает эксцентриситет орбит частиц, что приводит к входу их в плотные слои атмосферы. Влияние силы Лоренца

на такие частицы может как ускорить, так и замедлить их сход с высоких орбит в зависимости от формы орбиты и ее ориентации в пространстве.

Таким образом, для частиц с $r_p \leq 0{,}1$ мкм сила Лоренца конкурирует по величине с силой светового давления.

1.5.4. Пылевая плазма в магнитосфере

По данным работы [11] в магнитосфере:

- для частиц массой 10^{-5} г сила гравитационного притяжения Земли на три порядка превосходит силу кулоновского взаимодействия;
- для пылевых частиц массой 10^{-8} г эти силы одного порядка; сила гравитационного притяжения и сила Лоренца, действующая на частицу со стороны электромагнитного поля Земли, также одного порядка;
- для частиц массой менее 10^{-12} г сила светового давления будет превосходить силу гравитационного притяжения Солнца, поэтому эти частицы будут выталкиваться Солнцем почти строго радиально за пределы Солнечной системы;
- динамика частиц массой примерно 10^{-8} г определяется, в первую очередь, не гравитационной силой, а сложным движением в электромагнитном поле Земли;
- частицы массой 10^{-12} г (ß-метеороиды) являются неотъемлемым компонентом пылевой плазмы.

Для регистрации и исследования динамики пылевых частиц массой 10^{-12} г лишь недавно созданы сенсоры в институте Макса Планка.

Для таких пылевых частиц, взаимодействующих с магнитосферой Земли, средняя потенциальная энергия значительно меньше средней тепловой энергии:

$$\frac{q^2}{4\pi\varepsilon_0 r_{cp}} - q^2 n^{1/3} << T, \text{ или } \eta - \frac{r^{2}_{cp}}{l^{2}_{D}} << 1, \qquad (24)$$

где r_{cp} – среднее расстояние между исследуемыми частицами; η – плазменный параметр.

Альвеновская концепция пылевой плазмы справедлива при рассмотрении пылевых частиц массой более 10^{-12} г. Для пылевых частиц с большей массой можно использовать одночастичное приближение, для массового компонента справедливо представление о пылевом континиуме как о сплошной среде.

По современным представлениям основными «поставщиками» пыли для Солнечной системы являются кометы облака Оорта – за-плутонового пылевого образования, простирающегося до расстояния 100...150 тыс а.е. и содержащего 100 млрд комет общей массой 0,1 массы Земли.

1.5.5. Потоки пылевых частиц на орбитах космической станции

За последние 40 лет проведено более 100 космических экспериментов по регистрации и измерению параметров пылевых частиц естественного и искусственного происхождения на околоземных орбитах и в отдаленных районах космического пространства. Общие проблемы микрометеороидной обстановки рассмотрены в работе [25].

Анализ зависимости величины потока частиц от массы [26] свидетельствует о значительном расхождении результатов, объясняемом прежде всего несовершенством средств измерения. Применяемые датчики были однопараметрическими, что создавало неопределенность в оценке размеров, скорости, плотности частицы; физические параметры практически не регистрировались.

В конце 60-х годов аппаратура для обнаружения очень малых частиц массой $10^{-11}...10^{-14}$ г устанавливалась на пилотируемых американских кораблях «Джемини», спутниках «ОГО-2», «ОГО-3», «ОГО-4». Полученные данные позволили установить снижение верхнего предела потока частиц до величин $10^{-2}...10^{-4}$ м$^{-2}$ /с$^{-1}$. При специальном исследовании поверхности иллюминаторов восьми кораблей «Джемини» был обнаружен лишь один кратер, образованный в результате соударения с частицей массой $7 \cdot 10^{-11}$ г. Величина интегрального потока микрометеороидов составляла 10^{-5} м$^{-2} \cdot$с$^{-1}$, что хорошо согласуется с результатами измерений на спутниках «Пегас» и «Эксплорер». Этот результат весьма важен, потому что определение потока частиц по числу непосредственно наблюдаемых следов соударений является наиболее прямым методом, тогда как данные, полученные при помощи автоматических счетчиков пробоя, связаны с неопределенностью калибровки.

Обстоятельные исследования микрометеороидной среды в районе Луны на спутниках «Лунар Орбитер» и «Эксплорер-35» не подтвердили заключений о повышении концентрации метеороидных частиц вблизи Луны на два-три порядка величины над межпланетным фоном, основанных на измерениях, проведенных на спутниках «Луна-10», «Зонд-5», «Зонд-6». По измерениям, полученным на спутниках «Эксплорер-35» и «Лунар Орбитер», поток пылевых частиц у Луны оказался даже несколько ниже, чем у Земли [23].

Особый интерес представляют результаты исследований микрометеороидов на межпланетных аппаратах «Пионер-8», «Пионер-9». Продолжавшиеся более двух лет, они, помимо уточнения малой величины потока частиц в межпланетном пространстве, позволили установить, во-первых, что средние скорости микрометеороидных частиц относительно аппарата, движущегося вокруг Солнца по орбите, близкой к земной, составляют 16...20 км/с и, во-вторых, ограничение распределения частиц по массе не превышает примерно $5 \cdot 10^{-12}$ г. Тем не менее получены данные о высоких потоках очень малых частиц массой $10^{-13}...10^{-15}$ г.

Благодаря исследованиям, выполненным на космических аппаратах в последние годы, были устранены значительные расхождения в измерениях

скорости счета соударений и скорости счета пробоев и доказано, что концентрация пылевых микрометеороидов в окрестностях Земли и Луны не отличается сколько-нибудь существенно от концентрации частиц космической пыли в межпланетном пространстве. Этот вывод подтверждается также, с одной стороны, результатами лабораторного изучения процессов сверхскоростного удара частиц с различной плотностью, показавшими слабую зависимость проникающей способности частиц от плотности и, с другой стороны, теоретическим анализом особенностей движения и возможности захвата малых частиц вблизи Земли.

Результаты измерений, полученные на ИСЗ «Космос-125» (1966-1967); «Космос-163» (1967); «Ариэль-2» (1965); «ОГО-3» (1966-1967); «Лунар Орбитер» (1966-1967); «Эксплорер-35» (1967-1969); «Пионер-8, «Пионер-9» (1968-1969); «Маринер-4» (1964-1967); «Джемини-8», «Джемини-10» (1966); ракетах «Найк-Апаш» (1968); ракетах «Кентавр» (1967-1969), представлены в табл. 1.9. Анализ их показывает соответствие данных, полученных в космическом пространстве, и результатов исследований космической пыли, проведенных в земных условиях.

В модели КОСПАР приведена зависимость интегрального потока пылевых микрометеороидов от массы. Поток частиц массой $10^{-7}...10^{-10}$ г вблизи Земли может превышать поток в межпланетном пространстве. Характерной особенностью этой модели является указание на уменьшение наклона в степенном законе интегрального распределения потока до величины – 0,5 для частиц массой $10^{-8}... 10^{-11}$ г. В более грубом приближении полученные данные могут быть описаны единым распределением в диапазоне $10^{-6}...10^{-12}$ г:

$$lg\Phi(>m) = -10,8 - 0,6\ lg(m).$$

Таблица 1.9

Средние значения плотности потоков пылевых частиц в космическом пространстве, полученные в результате прямых измерений

Масса частицы, г	Плотность потока	
	$м^{-2}\cdot сут^{-1}$	$м^{-2}\cdot с^{-1}$
1E -13	1,72E + 4	2,0E -1
5E -13	6,3E + 3	8,0E -2
1E -12	3,0E + 3	3,5E – 2
5E -12	1,4E + 2	1,6E – 2
1E -11	5,4E + 2	6,3E – 3
5E -11	2,5E + 2	2,3E – 3
1E -10	6,3E + 1	7,3E – 4
5E -10	3,1E + 1	3,6E – 4
1E -9	1,3E +1	1,5E – 4
5E -9	6,0E + 0	7,3E – 5

В табл. 1.10 показаны средние значения плотности потока пылевых частиц на расстоянии более 200 км от поверхности Земли, полученные с по-

мощью датчиков, регистрирующих кинетическую энергию частиц на ИСЗ «Эксплорер-1», «Эксплорер-8», «Авангард-3», с учетом поправок в соответствии с новой тарировкой по $mV^2cp/2$ для $Vcp \approx 20$ км·с$^{-1}$.

Таблица 1.10

Средние значения плотности потоков пылевых частиц на расстоянии более 200 км от поверхности Земли

Масса частицы, г	Плотность потока	
	м$^{-2}$·сут$^{-1}$	м$^{-2}$·с$^{-1}$
1E-14	5,5E + 2	6,3E -3
5E-14	3,4E + 2	4,0E -3
1E-13	1,7E + 2	2,0E -3
5E-13	9,7E + 1	1,2E – 3
1E-12	3,8E + 1	4,4E – 4
5E-12	2,2E + 1	2,6E – 4
1E-11	1,4E + 1	1,2E – 4
5E-11	6E + 0	7,0E – 5
1E-10	3E + 0	3,7E – 5
5E-10	1E + 0	1,2E – 5
1E–9	1E + 0	1,2E -5
5E–9	1E + 0	1,2E – 5

Сравнение табл. 1.9 и 1.10 показывает, что значения плотностей потоков пылевых частиц, обладающих разными массами, полученные в результате измерения различными методами могут отличаться почти на порядок. Таким образом, для оценок эффектов воздействия микрометеороидных частиц на поверхности космических объектов, очевидно, предпочтительнее использовать данные табл. 1.9, соответствующие максимальным потокам.

ГЛАВА 2

МЕТОДИКА И ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ РЭС НА КЛИМАТИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ

2.1. Особенности методики испытаний

Испытания РЭС на воздействие климатических факторов проводят для проверки способности изделий выполнять свои функции, сохранять параметры и (или) внешний вид в пределах установленных норм при воздействии климатических факторов [1; 2; 3; 4].

Принята следующая структура методики испытаний РЭС на климатические воздействия:

- предварительная выдержка (стабилизация свойств изделия), первоначальные измерения параметров и внешний осмотр изделия;
- установка изделий в камеры, выдержка их в условиях испытательного режима, извлечение из камер и восстановление (конечная стабилизация свойств);
- внешний осмотр изделий и заключительные измерения параметров изделия.

Предварительную выдержку проводят с целью полного или частичного устранения последствий воздействия на изделия предыдущих условий. Изделия выдерживают, как правило, в нормальных климатических условиях (при температуре 25±10°С, относительной влажности 45-75%, атмосферном давлении, равном $(0{,}86\text{-}1{,}06)\cdot 10^5$ Па).

Выдержку изделий, на результаты измерения параметров которых может существенно влиять относительная влажность, выполняют в условиях, обеспечивающих воспроизводимую толщину влаги, адсорбированной на поверхности изделия. Эти условия предусматривают строгое поддержание температуры (допустимое отклонение ±1°С) при относительной влажности 73-77%. Продолжительность предварительной выдержки определяется временем, достаточным для установления теплового равновесия изделий с окружающей средой. Обычно оно не превышает 2 ч. Первоначальные и заключительные измерения параметров изделий проводятся при одних и тех же значениях температуры и влажности окружающей среды.

При установке изделий в камере климатических испытаний необходимо следить за тем, чтобы между изделиями и стенками камеры, а также между самими изделиями, свободно циркулировал воздух. Способ установки и положение изделий при испытании имеют важное значение для воспроизводимости его результатов. Если при эксплуатации возможно несколько вариантов положения изделия, то следует выбрать вариант, обеспечивающий наибольшую жесткость испытания. Если в процессе испытания электрическая нагруз-

ка на РЭС не подается, изделия располагают на сетках из капроновых нитей, натянутых на опоры. При испытании с электрической нагрузкой, изделия устанавливают на специальных платах, приспособлениях (кассетах, держателях, контактирующих устройствах). Металлические части приспособлений обязательно должны иметь антикоррозионное покрытие. Время выдержки в испытательном режиме отсчитывают с момента установления режима в камере. Это время при повышенной (пониженной) температуре должно быть достаточным для прогрева (охлаждения) изделий по всему объему.

Изделия в выключенном состоянии считаются достигшими температуры окружающей среды (теплового равновесия), если температура самых массивных частей (или других частей, указанных в ПИ и ТУ), определяющих прогрев по всему объему, отличается от температуры окружающей среды не более чем на ±3°С. Время прогрева (охлаждения) изделий по всему объему устанавливают на этапе предварительных испытаний с помощью датчиков для контроля температуры. Допускается не контролировать температуру частей аппаратуры, если эти части не имеют защиты, предназначенной для теплоизоляции. В этом случае изделие, в зависимости от массы, выдерживают для достижения температуры окружающей среды: 2 ч – при массе изделия не более 2 кг; 3 ч – 2...10 кг; 4 ч – 10…20 кг; 6 ч – 20...50 кг; 8 ч – 50...100 кг; 10 ч – 100...300 кг. Требования к объему камеры, в зависимости от размеров испытываемой аппаратуры и значения теплорассеивания с единицы ее поверхности, устанавливают с учетом рекомендаций государственных стандартов.

При невозможности измерения параметров изделия без извлечения из испытательной камеры, при различных видах испытаний допускается проводить эти измерения вне камеры. Методика и время измерения параметров после извлечения из камеры оговариваются в ПИ и ТУ на изделие.

Допустимые отклонения воздействующих климатических факторов не должны превышать значений, указанных в табл. 2.1, если в НТД не указаны иные допускаемые отклонения, обусловленные спецификой эксплуатации изделия.

Внешний осмотр изделий осуществляется в соответствии с НТД.

Климатические испытания проводят не только на стадии проектирования РЭС, но и в серийном производстве – для отбраковки потенциально ненадежных изделий (приемо-сдаточные испытания) и для контроля стабильности производства (периодические испытания).

Режимы и условия испытания РЭС устанавливают в зависимости от степени жесткости, которая, в свою очередь, определяется условиями дальнейшей эксплуатации РЭС в составе системы. Изделия считают выдержавшими испытания, если они во время и после их проведения удовлетворяют требованиям, заданным в ПИ и ТУ для данного вида испытаний.

Для повышения информативности и эффективности климатических испытаний, при освоении и производстве изделий целесообразно проводить их в

порядке, при котором каждое последующее испытание усиливает воздействие предыдущего, которое могло бы остаться незамеченным. Рекомендуется так называемая *нормализованная последовательность климатических испытаний*, включающая испытание при повышенной температуре, кратковременное испытание на влагоустойчивость в циклическом режиме (первый цикл), испытания на воздействие пониженной температуры и атмосферного давления, испытание на влагоустойчивость в циклическом режиме (остальные циклы).

При этом между любыми из указанных испытаний допускается перерыв не более 3 суток, за исключением интервала между испытаниями на влагоустойчивость и на воздействие пониженной температуры, который не должен превышать 2 ч. Параметры изделия обычно измеряют в начале и в конце нормализованной последовательности.

2.2. Испытания на температурные воздействия

2.2.1. Испытания на повышенную температуру

Испытания на воздействие повышенной температуры проводят с целью определения способности РЭС сохранять свои параметры и внешний вид в пределах ТУ в процессе и после воздействия верхнего значения температуры.

Различают два метода испытания РЭС на воздействие повышенной температуры: испытание *под термической нагрузкой*, испытание *под совмещенной термической и электрической нагрузкой*.

Первому методу испытаний подвергаются нетеплорассеивающие изделия, температура которых в процессе эксплуатации зависит только от температуры окружающей среды, *второму* – теплорассеивающие РЭС, которые в рабочем состоянии нагреваются за счет выделяемой мощности под действием электрической нагрузки.

Изделия, отобранные для испытаний, должны удовлетворять требованиям ТУ по внешнему виду и по значениям контролируемых параметров.

При испытании под совмещенной нагрузкой изделия помещают в камеру и испытывают под нормальной или максимально допустимой для данных изделий электрической нагрузкой, соответствующей верхнему значению температуры внешней среды, устанавливаемой в зависимости от степени жесткости испытаний (табл. 2.2).

В отечественной практике время испытания на повышенные температуры определяется временем, необходимым для достижения испытываемым изделием теплового равновесия. В зарубежной практике степень жесткости определяется не только температурой испытаний, но и временем выдержки при этой температуре и выбирается из ряда 2, 16, 72, 96 ч.

Возможно два вида проведения испытаний теплорассеивающих изделий.

При первом способе достижение заданного температурного режима изделий определяется контролем температуры воздуха в камере, которая устанавливается равной верхнему значению температуры окружающей среды при эксплуатации (указанной в ТУ).

Таблица 2.1

Допустимое отклонение воздействующих климатических факторов

Воздействующий фактор	Допустимое отклонение
Температура, °С: -200... -85 -85... +100 100... 200 свыше 200	 ±5°С ±2°С ±5°С ±10°С
Скорость изменения температуры окружающей среды, °С/мин: 1... 5 5... 10 Относительная влажность по ТУ	 ±20% ±50% ±3%
Пониженное давление: Выше 1,33·100 Па (1 мм рт. ст.) 1,33·100... 1,33 Па (0,01 мм рт. ст.) ниже 1,33 Па Повышенное избыточное давление по ТУ, Па	 ±5% или 1,33100 Па* ±60% ±30% ±20%
Солнечное излучение: Интегральная плотность потока по ТУ, Вт·м$^{-2}$ Плотность потока ультрафиолетовой части спектра по ТУ, Вт·м$^{-2}$ Интенсивность дождя, кг·м$^{-2}$ Массовая концентрация пыли по ТУ, г·л$^{-1}$ Скорость ветра по ТУ, м·с$^{-1}$ Массовая концентрация (массовая доля) коррозионно-активных агентов по ТУ, г·л$^{-1}$	 ±10% ±25% ±40 ±25% ±10 ±10

Примечание. *Допустимое отклонение в Паскалях берется в том случае, если оно больше допустимого отклонения в процентах.

Таблица 2.2

Степень жесткости испытаний на повышенные температуры.

Степень жесткости	I	IV	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII	XIII
Температура, °С	40	50	70	85	100	125	155	200	250	315

При втором способе достижение заданного температурного режима изделий определяют контролем температуры участка (блока) изделия, который имеет наибольшую температуру или является наиболее критичным для работоспособности изделия.

Испытания первым способом возможны, когда объем камеры достаточно велик. Чтобы имитировать условия свободного обмена воздуха, в камере отсутствует принудительная циркуляция воздуха или ее охлаждающим действием можно пренебречь. Проведение испытания по первому способу возможно также в случае, когда температура перегрева участка (узла) изделия, определенная в нормальных климатических условиях (вне камеры), не превышает 25°С и разность заданной температуры воздуха в камере при испытании и температуры нормальных климатических условий не превышает 35°С. В остальных случаях испытание теплорассеивающих изделий следует проводить вторым способом. При испытании изделий только под термической нагрузкой, их выдерживают при данной температуре в течение заданного времени.

Измерение параметров испытываемых изделий проводят после достижения теплового равновесия без извлечения изделий из камеры. Для проведения измерений изделие подключают к наружным коммутационным цепям измерительной системы. Если измерение параметров без извлечения из камеры технически невозможно, то допускается изъятие изделия из камеры для измерения. Однако время измерения не должно превышать 3 мин, если другое значение времени специально не оговорено в ТУ.

Для испытаний на повышенные температуры применяют специальные *камеры тепла.*

2.2.2. Испытания на пониженную температуру

Испытания на воздействие пониженных температур проводят с целью проверки параметров изделий в условиях воздействия низкой температуры внешней среды, а также после пребывания их в этих условиях. Изделия помещают в камеру холода, после чего устанавливают нижнее значение температуры по ТУ (табл. 2.3).

Таблица 2.3

Степени жесткости испытаний на холодоустойчивость

Степень жесткости	III	IV	VI	VIII
Температура, °С	-10	-25	-45	-60

Диапазон температуры/влажности: от -70 до +150°С (±0,5°С) от 20 до 98 отн. %. Сила вибрации: от 0,98 до 29,4 кН. Максимальная загрузка: от 66 до 492 кг. Возможность установки самописца.

Материалы, применяемые для крепления малогабаритных изделий, должны обладать высокой теплопроводностью.

Время выдержки при заданной температуре выбирают в зависимости от установленной жесткости испытаний из временного ряда значений, приведенных в ТУ. Проводятся измерения тех же параметров, что и при испытании на воздействие повышенных температур.

Для проверки работоспособности изделия предусматривается выдержка изделий под электрической нагрузкой при заданной температуре.

Требования по расположению испытываемых изделий аналогичны требованиям при испытании на воздействие повышенных температур.

2.2.3. Испытания на изменение температур

Испытания на изменение температур проводятся для определения способности изделий противостоять быстрой смене температур.

Испытания проводятся одним из следующих методов:

Метод двух камер (быстрое изменение температуры). Испытания проводят в камерах тепла и холода без подачи на изделия электрической нагрузки. Изделия подвергают воздействию трех непрерывно следующих друг за другом циклов, если большее число циклов не установлено в ТУ. Каждый цикл состоит из следующих этапов:

- изделия помещают в камеру холода и выдерживают в течение времени, установленного в ТУ (рис. 2.1 а);
- после выдержки в камере холода изделия переносят в камеру тепла и выдерживают в течение определенного времени.

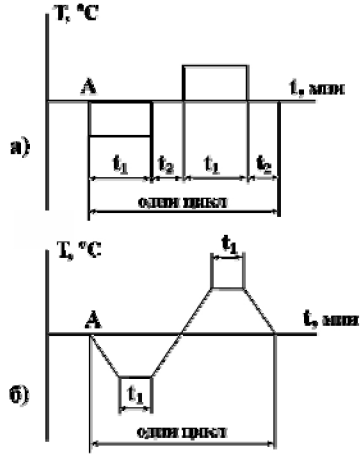


Рис. 2.1. Графики изменения температуры одного цикла:
а) при испытании методом двух камер; б) при испытании методом одной камеры;
А – начало цикла, t_1 – время выдержки, t_2 – время переноса.

Метод одной камеры (постепенное изменение температуры). Испытания проводят без подачи на изделия электрической нагрузки. Изделия подвер-

гают воздействию двух непрерывно следующих друг за другом циклов. Каждый цикл состоит из следующих этапов:

• изделия помещают в камеру, после чего температуру понижают и выдерживают в течении времени, указанного в ТУ;

• температуру в камере повышают, выдерживают и понижают в течение определенного времени (рис. 2.1 б).

Метод двух жидкостных ванн (резкое изменение температуры). Испытания проводят в двух ваннах с водой, в одной из которых вода имеет пониженную, а в другой повышенную температуру. Изделия подвергают воздействию 10 циклов. Каждый цикл состоит из следующих этапов:

• изделия погружают в ванну с холодной водой;

• изделия погружают в ванну с кипящей водой;

Комбинированный метод. Испытания комбинированным методом проводят в камерах влажности, тепла и холода в следующем порядке:

• на воздействие повышенной влажности;

• на холодоустойчивость при температуре эксплуатации;

• на теплоустойчивость в камере под электрической нагрузкой;

• на воздействие повышенной влажности.

Изделия считаются выдержавшими испытание, если они удовлетворяют требованиям, заданным в ПИ или ТУ.

2.3. Испытания на воздействие инея и росы

Испытания этого вида проводят в целях проверки способности изделий выдерживать номинальное электрическое напряжение при конденсации на них инея и росы.

Испытания на воздействие атмосферных конденсированных осадков в лабораторных условиях проводят в камерах холода, влажности и термобарокамерах.

Перед началом и после испытания, изделия выдерживают при нормальных климатических условиях, если иные условия, с более жесткими допусками, не оговорены в НТД или ПИ, и измеряют параметры, указанные в стандартах, ТУ на изделие и ПИ, в том числе проводят проверку полным испытательным напряжением.

Порядок испытаний следующий:

• изделия помещают в камеру холода и выдерживают при температуре минус 20±5°С в течении 2 ч;

• изделия извлекают из камеры, помещают в нормальные условия, после чего на изделия подают электрическое напряжение, причем вид напряжения, его значение, время выдержки и место приложения устанавливают в НТД или ПИ.

Изделия считают выдержавшими испытание, если при подаче напряжения не произошло пробоя.

2.4. Испытания на воздействие повышенной влажности

Влагоустойчивостью называют способность аппаратуры сохранять работоспособность в условиях повышенной относительной влажности.

Различают два вида испытания на влагоустойчивость: *длительные и кратковременные*. *Длительные* испытания проводятся с целью определения способности изделий сохранять свои параметры в условиях и после длительного воздействия влажности. *Кратковременные* испытания проводятся с целью оперативного выявления грубых технологических дефектов в серийном производстве и дефектов, которые могли возникнуть в предшествующих испытаниях.

Оба вида испытаний на влагоустойчивость могут проводиться в непрерывном (без конденсации влаги) или циклическом (с конденсацией влаги) режимах. Конкретный метод испытания устанавливается в зависимости от назначения и условий эксплуатации изделий в соответствии с табл. 2.4.

Таблица 2.4

Степень жесткости испытаний на влагоустойчивость в зависимости от условий эксплуатации изделий.

Степень жесткости	Относительная влажность		
	Верхнее значение	Среднемесячное значение в наиболее теплый и влажный период и продолжительность их воздействия в течение года при эксплуатации изделия	
		Значение	Продолжительность, мес
I	80% при 25°С* и более низких температурах без конденсации влаги	65% при 20°С	12
II, III	98% при 25°С* и более низких температурах без конденсации влаги	80% при 20°С	2
IV	100% при 25°С* и более низких температурах без конденсации влаги	80% при 20°С	6
V	100% при 25°С* и более низких температурах с конденсацией влаги	90% при 20°С	12
VI	98% при 35°С* и более низких температурах без конденсации влаги	80% при 27°С	3
VII	98% при 35°С* и более низких температурах без конденсации влаги	80% при 27°С	12
VIII	100% при 35°С* и более низких температурах с конденсацией влаги	90% при 27°С	12

1. Испытания без конденсации влаги (непрерывный режим).

В непрерывном режиме испытаний не предусматривается конденсации влаги на изделиях, поэтому непрерывные испытания проводят при постоянных значениях температуры и влажности в камере. Изделия помещают в камеру влажности и выдерживают при температуре, указанной в табл. 2.5. Соответственно для длительного или ускоренного испытания время выдержки изделий при заданной температуре определяется необходимостью достижения изделием теплового равновесия. Затем относительную влажность воздуха в камере повышают до 95+3% и далее поддерживают ее и температуру постоянными в течение всего времени испытания.

2. Испытания с конденсацией влаги (циклический режим).

Циклический режим испытания характеризуется воздействием повышенной влажности при циклическом изменении температуры в камере. В результате создаются условия для выпадения росы на наружных поверхностях изделий (при быстром снижении температуры) и последующего ее испарения (в период повышения температуры), что способствует интенсивному развитию процессов коррозии.

Таблица 2.5

Продолжительность испытаний на влагоустойчивость при непрерывном режиме в зависимости от степени жесткости.

Температура воздуха, °С	Степень жесткости						
	Длительное испытание (сут.)				Ускоренное испытание (сут.)		
	II	III, IV, VI	V, VII	VIII	III, IV	V, VIII	VIII
25±2	2	-	-	-	-	-	-
40±2	-	10	21	56	-	-	-
55±2	-	-	-	-	4	7	14

При снижении температуры, влага в камере может проникать внутрь изделий через различные микроканалы в сварных, паяных швах, местах соединения материалов и т.п.

Физический механизм этого явления заключается в следующем. При снижении температуры в камере воздух во внутренней полости испытываемого изделия охлаждается и давление уменьшается. За счет возникающего перепада давлений в окружающем объеме и внутри полости влага диффундирует по капиллярам внутрь этой полости (корпуса). Учитывая эти особенности, испытание на влагоустойчивость в циклическом режиме следует рекомендовать, в первую очередь, для изделий, имеющих свободные внутренние полости, например, для изделий в пластмассовых корпусах со свободным внутренним объемом, металлостеклянных и металлокерамических корпусах со свободным объемом и т.п.

В случае длительного испытания на влагоустойчивость при циклическом режиме, общая продолжительность испытания в зависимости от степени жесткости выбирается из таблицы 2.6.

Таблица 2.6

Продолжительность испытаний (сут.), на влагоустойчивость при циклическом режиме в зависимости от степени жесткости.

Температура воздуха, °С	Степень жесткости				
	Длительное испытание (сут.)			Ускоренное испытание (сут.)	
	III, IV, VI	V, VII	VIII	V, VII	VIII
40±2	4	9	21	-	-
55±2	-	-	-	4	9

В условиях кратковременных испытаний на влагоустойчивость при циклическом режиме, изделия подвергаются воздействию четырех или девяти циклов, продолжительность каждого из которых составляет 24 часа. Число циклов устанавливается по ТУ в зависимости от конструкции и назначения изделий. Существуют два метода испытаний с конденсацией влаги.

1. Циклический режим (16+8 часов).

Испытания проводят без электрической нагрузки. Изделия подвергают воздействию непрерывно следующих друг за другом циклов (рис. 2.2). Каждый цикл состоит из двух частей.

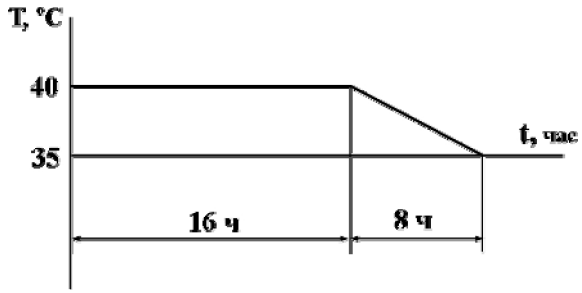


Рис. 2.2. Этапы каждого цикла (16+8 ч) при испытании на повышенную влажность.

В первой части цикла изделия в течение 16 часов подвергают воздействию относительной влажности (93±3)% при температуре, указанной на рис. 2.2.

Во второй части цикла изделие в камере охлаждают в течение 8 часов до температуры не менее чем на 5 °С ниже указанной на рис. 2.2. Относительная влажность при этом должна быть (94-100)%.

2. Циклический режим (12+12 часов).

Испытания проводят в камере влаги, которая должна поддерживать испытательный режим с отклонениями, не превышающими указанные на рис. 2.3.

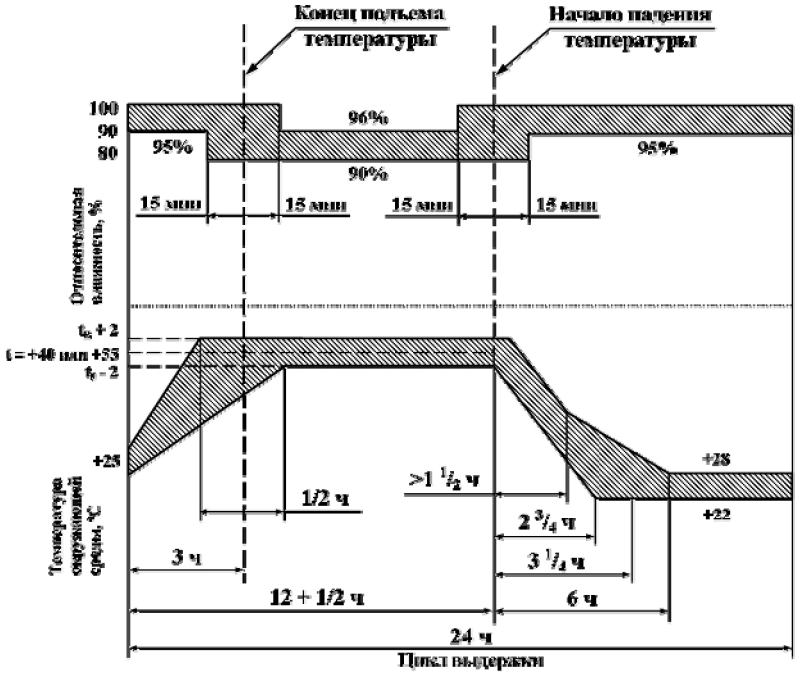


Рис. 2.3. Этапы каждого цикла (12+12 ч) при испытании на повышенную влажность.

Изделия испытывают без электрической нагрузки. Изделия, у которых при увлажнении под напряжением может проявляться разрушающее действие электролиза или электрохимической коррозии, испытывают с приложением электрического напряжения.

Изделия выдерживают в нормальных климатических условиях испытания в течение времени, указанного в стандартах и ТУ на изделия и в программе испытаний.

Изделия устанавливают в камере и подвергают воздействию непрерывно следующих друг за другом циклов, продолжительностью 24 ч каждый. Число циклов устанавливают в стандартах и ТУ на изделия и ПИ и выбирают из табл. 2.7.

Повышение температуры и влажности при проведении каждого цикла должно быть достаточно быстрым, чтобы обеспечить конденсацию влаги (выпадение росы) на изделиях.

Таблица 2.7

Режимы испытаний на повышенную влажность, циклический режим (12+12 ч)

Характеристика испытаний	Длительное испытание для степеней жесткости			Ускорение испытаний для степеней жесткости	
	IV, XII	V	IX	V	IX
Общая продолжительность выдержки (число циклов)	6	12	21	4	9
Верхняя температура, °С	40±2	40±2	40±2	55±2	55±2

В камере устанавливают температуру (25±2)°С и относительную влажность – не менее 95%. Температуру в камере повышают в течение (3±0,5) ч до температуры, указанной в табл. 2.7

В течение этого периода относительная влажность должна быть не менее 95%, за исключением последних 15 мин., в течение которых она должна быть не менее 90%. На изделиях в этот период должна конденсироваться влага.

В камере поддерживают температуру, указанную в табл. 2.7 в течение (12±0,5) ч от начала цикла.

Относительная влажность в этот период должна быть (93±3)%, за исключением первых и последних 15 мин., когда она должна быть в пределах от 90 до 100 % . В течение последних 15 мин. на изделиях не должно быть конденсации влаги. Температуру в камере понижают до (25±3)°С в течение 3-6 ч. В течение этого периода относительная влажность должна быть не менее 95%. Скорость снижения температуры в течение первых 1,5 ч должна быть такова, что если бы температура снижалась с этой скоростью до (25±3)°С указанная температура могла бы быть достигнута за 3ч ± 15 мин.

Примечание. Допускается производить снижение температуры до (25±3)°С за 3-6 ч. без дополнительного требования для первых 1,5 ч, а относительную влажность при этом поддерживать не менее 80%. Затем температуру выдерживают на уровне (25±3)°С и относительную влажность не менее 95% до конца цикла.

В конце последнего цикла, если это установлено в стандартах и ТУ на изделие и программе испытаний, проводят проверку параметров, указанных в стандартах и ТУ на изделия и программе испытаний. Если измерение параметров без извлечения изделий из камеры невозможно, то измерения проводят с извлечением изделий из камеры в течение 15 мин. с момента извлечения, если другое время не указано в стандартах и ТУ на изделия.

Не допускается проводить измерения параметров при наличии на изделиях конденсированной влаги.

Испытания на влагоустойчивость проводят в специальных камерах тепла и влаги. Параметры применяемых отечественных термовлагокамер приведены в табл. 2.8.

Таблица 2.8

Характеристики отечественных термовлагокамер

Модель	Рабочий объем, м³	Диапазон температур, °С	Относительная влажность, %	Точность поддержания		Время достижения максимальной (мин.)	
				Температуры, °С	Относительной влажности	Температуры, °С	Относительной влажности
1	2	3	4	5	6	7	8
КТВ-0,15-155	0,150	До 155	98	±5	±3	40	40
КТВ-0,5-55	0,5	До 155		±2		60	60
КТВ-0,025	0,025	25…100		±1		45	60
КТХВ-0,1-10/90	0,1	-10...+90	40-98	±2	±3	40	30
КТВ-0,1-90		25...90				30	
КХХВ-0,5-10/100	0,5	10...+100	65-98			30	60
КТВ-0,5/100		25...100				40	

2.5. Испытания на воздействие солнечного излучения

Испытания проводят для проверки сохранности внешнего вида изделий или их отдельных деталей и сборочных единиц, а также их параметров после воздействия солнечного излучения

Данному виду испытаний подвергаются РЭС или применяемые в них конструктивные элементы и покрытия, выполненные из органических материалов, которые не подвергались другим видам испытаний.

Облучение изделий или деталей (кожухов, крышек, ручек, шкал т.д.) осуществляют в камере солнечной радиации источниками инфракрасного и ультрафиолетового излучения.

Изделия в камере располагают так, чтобы его наиболее уязвимые части находились под воздействием источника облучения и не было взаимной экранизации. Спектр ультрафиолетового излучения должен лежать в пределах 280-400 нм. Интегральная плотность теплового потока солнечного излучения должна составлять 1120 Вт/м^2±10%, в том числе плотность потока ультрафиолетовой части спектра 68 Вт/м^2±25%. В камере осуществляют проверку воздействия ультрафиолетовой части спектра на изделие.

Испытание проводят следующим образом: изделия помещают в камеру, включают источники ультрафиолетового излучения, после чего температуру воздуха в камере (в тени) устанавливают 55±2°С. Изделия облучают в течении 120 ч непрерывно или с перерывами.

Если основной целью является проверка взаимодействия ультрафиолетовой части спектра с нагревом, испытания проводят по режиму, график которого указан на рис. 2.4, при этом продолжительность испытания составляет 10 циклов.

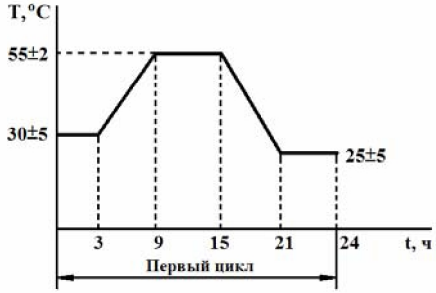


Рис. 2.4. Режим испытания на воздействие солнечной радиации

По окончании испытания изделия вынимают из камеры и проводят их внешний осмотр и измерение параметров, указанных в стандартах, ТУ или ПИ. Контролю подлежат параметры, стабильность которых зависит от состояния конструктивных деталей или сборочных единиц из органических материалов (или имеющих органические покрытия) и подвергающихся непосредственному облучению. Изделия считаются выдержавшими испытания, если в процессе испытаний и после них они удовлетворяют требованиям, установленным в стандартах и ТУ на изделия и ПИ для данного вида испытаний.

2.6. Испытания на воздействие пыли

Испытания проводят для проверки устойчивости изделий к разрушающему (абразивному) воздействию пыли, т.е. проверки пыленепроницаемости изделий и их работоспособности в условиях воздействия среды с повышенной концентрацией пыли (песка).

Существует два метода испытаний на воздействие пыли:

- испытание аппаратуры на воздействие статической пыли (песка);
- испытание на воздействие динамической пыли (песка).

В обоих случаях испытание изделий на воздействие пыли проводят в пыленепроницаемой камере, полезный объем которой должен превышать объем испытуемого изделия не менее чем в 5 раз. В камеру, снабженную устройством для непрерывной циркуляции воздуха, со скоростью 0,5-15 м/с перед испытаниями загружают пылевую смесь объемом 0,1% полезного объема камеры. Рабочие значения параметров, характеризующие воздействие пыли в период эксплуатации изделий (по ГОСТ 15150-69), приведены в табл. 2.9.

Таблица 2.9

Параметры, характеризующие воздействие пыли на изделия РЭС

Параметры	Воздействие пыли		
	Динамическое	Статическое	На проницаемость
Размер частиц, мкм	≤200	≤50	≤50
Состав пылевой смеси	Кварцевый песок 70%, мел 15%, каолин 15%	Кварцевый песок 60%, мел 20%, каолин 20%	Не формируется, добавляется 10% флюоресцирующего порошка
Концентрация, г/м (% от полезного объема камеры)	0,1%	2±1 (0,1%)	Не нормируется
Скорость, м/с	10-15	0,5-1	0,5-1

Испытание аппаратуры при воздействии статической пыли проводят для проверки способности изделий работать в среде с повышенной концентрацией пыли. Изделия помещают в камеру и располагают на решетчатом столе таким образом, чтобы воздействие пыли было наиболее эффективным и соответствовало возможному воздействию пыли в условиях эксплуатации. Способ установки изделий указывают в стандартах, ТУ на изделия и ПИ.

Температура воздуха в камере должна быть 55±3°С при относительной влажности не более 50%

Пылевая смесь должна состоять из флюоресцирующего порошка (10)%, например люминофора ФКП-03 (сульфид цинка), проходящего через сито с сеткой 0,05 кварцевого песка (60%), мела (15%), каолина (15%), проходящего через сито 014 (ГОСТ 6613-73). Скорость циркуляции воздуха в камере до начала оседания пыли должна быть 0,5-1 м/с.

После циркуляции воздуха в камере и последующего оседания пыли в течение 2 ч, испытываемую аппаратуру извлекают из камеры, удаляют пыль с наружных поверхностей, вскрывают и облучают ультрафиолетовым светом, чтобы установить проникшую в изделие пыль. При этом рекомендуется пользоваться лампами ультрафиолетового излучения типа ПРК со светофильтрами марки УФС.

Испытание на воздействие динамической пыли. Испытания проводят для проверки устойчивости изделий к разрушающему (абразивному) воздействию пыли. Изделия помещают в камеру пыли и располагают таким образом, чтобы воздействие пыли было наиболее эффективным и соответствовало возможному воздействию пыли в условиях эксплуатации.

Изделия подвергают воздействию пылевой смеси, находящейся во взвешенном состоянии в камере в течении 4 ч. Затем в течении 2 ч происходит оседание пыли без циркуляции воздуха в камере. Пылевая смесь содержит кварцевый песок (70%), мел (15%) и каолин (15%), проходящий через сито с сеткой N0224 по ГОСТ 6313-73. Скорость циркуляции воздуха в камере до оседания пыли должна быть 10-15 м/с.

Аппаратура считается выдержавшей испытание, если в процессе испытаний или после них ее параметры удовлетворяют требованиям, установленным в стандартах, ТУ и ПИ для данного вида испытаний.

2.7. Испытания на воздействие атмосферного давления

Испытания на воздействия пониженного и повышенного атмосферного давления проводят в целях проверки устойчивости параметров и сохранности внешнего вида изделия в условиях пониженного и повышенного атмосферного давления.

Испытания на воздействия пониженного атмосферного давления проводят одним из следующих методов:

- при нормальной температуре; при повышенной рабочей температуре для изделий, предназначенных для работы при давлении 6,7 кПа и выше;
- при повышенной рабочей температуре для изделий, предназначенных для работы при давлении ниже 6,7 кПа.

Первый метод применяют для испытания нетепловыделяющих изделий, а также для испытания тепловыделяющих изделий, для которых нагрев при электрической нагрузке, нормированной для пониженного атмосферного давления, не является критичным.

Для обеспечения воспроизводимости результатов испытаний тепловыделяющих изделий на воздействие пониженного атмосферного давления *необходимо правильно выбрать соотношение площади поверхности, окружающей изделие, и общей площади поверхности изделия по ГОСТ 20.57.406-81.*

Испытания проводят в барокамере, которая должна обеспечивать испытательный режим с отклонениями, не превышающими указанные в стандарте, ТУ или ПИ. Способ установки и положение изделий при испытаниях, а также минимально допустимые расстояния между изделиями в барокамере устанавливают в стандартах, ТУ на изделия и ПИ. Определение минимально допускаемых расстояний между тепловыделяющими изделиями в барокамере проводят в соответствии с ГОСТ 20.57.406-81.

При испытании изделий, предназначенных для работы при напряжении ниже 300В, давление воздуха в барокамере устанавливают в соответствии с табл. 2.10 или 2.11, в зависимости от пониженного атмосферного давления и повышенной температуры по ТУ на изделия и ПИ. Затем проводят проверку параметров изделий.

Для изделий, предназначенных для работы при давлении 0,67 кПа (или выше) и напряжении ниже 300В, давление в термобарокамере плавно снижают от 1,33 кПа до значения, установленного в стандартах, ТУ на изделия и ПИ. В течение всего времени изменения давления проверяют параметры, зависящие от электрической прочности воздушных промежутков.

Таблица 2.10

Давление воздуха в барокамере в зависимости от температуры.

Атмосферное пониженное давление, кПа	Температура окружающей среды при эксплуатации, °С										
	40	**45**	**50**	**55**	**60**	**70**	**85**	**100**	**125**	**150**	**200**
53,3	50,3	49.3	48,5	47,7	46,9	45,6	43,6	41,9	39,2	36,3	33,1
26,7	25,1	24,7	24,3	23,9	23,5	22,8	21,7	20,9	19,6	18,1	16,5
12,0	11,3	10,1	10,8	10,8	10,5	10,3	9,87	9,47	8,8	8,13	7,5
4,44	4,13	4,0	3,87	3,87	3,73	3,73	3,6	3,47	3,2	3,07	2,67
2,2	1,87	1,87	1,87	1,87	1,73	1,73	1,6	1.6	1,47	1,33	1,20
0,67	0,67	0,67	0,67	0,67	0,53	0,53	0,53	0,53	0,53	0.40	0.40

Таблица 2.11

Пониженное атмосферное давление в зависимости от давления при испытании различных видов аппаратуры.

Атмосферное пониженное давление, Па	Аппаратура, не коммутирующая электрический ток под напряжением	Аппаратура, коммутирующая электрический ток под напряжением
133	133	133
13,3	67	13,3
0,13	67	13,3
0,00013	13.3	6,7

При испытании изделий, предназначенных для работы при давлении не выше 0,67 кПа и напряжении не ниже 300 В, давление в барокамере устанавливают 1,33 кПа. Затем давление плавно снижают до значений указанных в табл. 2.10 или 2.11, при этом в течение всего времени изменения давления проверяют параметры, зависящие от электрической прочности воздушных промежутков. Перечень этих параметров устанавливают в стандартах, ТУ на изделия и ПИ.

Изделия выдерживают в условиях пониженного давления воздуха в течение времени, указанного в стандартах и ПИ. По истечении времени выдержки проверяют параметры, не извлекая изделия из камеры.

Испытание на воздействие повышенного атмосферного давления воздуха или другого газа проводят следующим образом: аппаратуру помещают в барокамеру, давление в которой доводят до заданного значения, выдерживают при этом давление в течение времени, установленного в стандартах, ТУ или ПИ, и проводят проверку параметров аппаратуры; давление в камере плавно снижают до нормального, после чего изделие извлекают из камеры, подвергают внешнему осмотру, проверяют параметры.

Изделия считаются выдержавшими испытание, если в процессе испытания и после него они удовлетворяют требованиям, установленным в ТУ, стандартах и ПИ для данного вида испытаний.

При составлении требований и основных положений к проведению испытаний на воздействие атмосферного давления пользуются ГОСТ 24631-81 и ГОСТ 20.57.406-81.

2.8. Испытания на воздействие повышенного гидростатического давления

Цель испытания – определение способности изделий сохранять свои параметры в условиях пребывания под водой.

Испытания проводят следующим образом:

- изделия помещают в бак, в котором создают гидростатическое давление, установленное в ТУ или стандартах;
- при этом давлении изделия выдерживают в течении 15 мин, после чего давление снижают до нормального значения. Затем давление повторно повышают до значения, соответствующего предельной глубине погружения. Изделия выдерживают при этом давлении в течении 24 ч, причем в конце проводят измерение параметров указанных в стандартах и ПИ для данного вида испытаний. После этого давление снижают до нормального и, не извлекая изделия из воды, проверяют параметры, указанные в стандартах и ПИ. После извлечения изделия из воды проводят проверку параметров, указанных в стандартах и ПИ;
- изделия считают выдержавшими испытание, если в процессе и после испытания они удовлетворяют требованиям, установленным в НТД или ПИ.

2.9. Испытания на воздействие соляного тумана

Испытания проводят в целях определения коррозионной стойкости изделий в атмосфере, насыщенной водными растворами солей. Изделия помещают в камеру, температуру в которой устанавливают равной 27±2°С, и подвергают воздействию соляного тумана. Изделия располагают в камере так, чтобы в процессе испытания брызги раствора из пульверизатора или аэрозольного аппарата, а также капли с потолка, стен и системы подвесов, попадали на изделия. Если изделие эксплуатируют в защитной оболочке, оно должно испытываться в ней.

Туман образуется распылителем – центробежным аэрозольным аппаратом или пульверизатором соляного раствора, который приготовляют, растворяя в дистиллированной (деионизованной) воде хлористый натрий по ГОСТ 4233-77. Раствор распыляют в течении 15 мин через каждые 45 мин.

Туман должен обладать дисперсностью 1-10 мкм (95% капель) и водностью 2-3 г/м^3 Методы определения дисперсности и водности тумана приведены в ГОСТ 16962-71. По окончании испытания изделия промывают в дистиллированной воде, если это указано в ПИ или стандартах, после чего они

должны быть просушены. Общее время испытания составляет 2, 7 или 10 суток. Конкретное время испытания устанавливается в стандартах и ПИ.

Изделия считают выдержавшими испытания, если они по внешнему виду удовлетворяют требованиям ТУ или стандарта на изделия для данного вида испытаний.

2.10. Испытания на внешнее воздействие воды

По степени защищенности от воздействия воды изделия выпускают, как известно, (ГОСТ 17786-72) в четырех исполнениях: В1, В2, В3, В4.

Изделия должны быть работоспособны и сохранять свои характеристики при следующих условиях:

В1 – при воздействии дождя, падающего под углом не более 60° к вертикали;

В2 – при воздействии брызг воды, падающих в любом направлении;

В3 – при воздействии струй воды, падающих в любом направлении;

В4 – при полном погружении в воду.

Испытание изделий исполнения В1 проводят на испытательной установке (рис. 2.5) путем подачи на изделие воды, проходящей через отверстия в качающейся трубке (7). Трубка с внутренним диаметром 18 мм в виде полукольца имеет по всей длине на внутренней стороне отверстия диаметром 0,4 мм, расположенные через 50 мм. Трубка совершает колебательные движения с отклонением на угол 60° от вертикали в обоих направлениях со скоростью 1,05 рад/с (60° в 1 с). Радиус дуги трубки должен быть наименьшим в зависимости от габаритных размеров изделий (выбирается из ряда 160, 250, 400, 630 мм). Давление воды у входа в трубку 0,1 МН/м^2.

Изделие устанавливают на решетчатом столе (6), обеспечивающем прохождение воды к изделию, вращающемуся вокруг вертикальной оси с частотой 1 об/мин. Продолжительность воздействия 10 мин. Во время испытания изделие должно поворачиваться вокруг вертикальной оси. Интенсивность дождя измеряют в месте расположения изделия в течении не менее 30 с, с помощью цилиндрического сборника диаметром от 10 до 20 см и высотой не менее половины диаметра.

Испытания изделий исполнения В2 на брызгозащищенность проводят по методике, приведенной выше для исполнения В1 при условии, что качающаяся трубка отклоняется на угол 170° от вертикали в обоих направлениях со скоростью 1,48 рад/с. Обрызгиванию продолжительностью 10 мин подвергают поочередно четыре основные стороны изделия. При размещении в испытательной установке необходимо учитывать эксплуатационное положение.

Зона действия брызг должна перекрывать габаритные размеры изделий не менее чем на 30 см, направление падения должно составлять угол 45° с плоскостью расположения изделий.

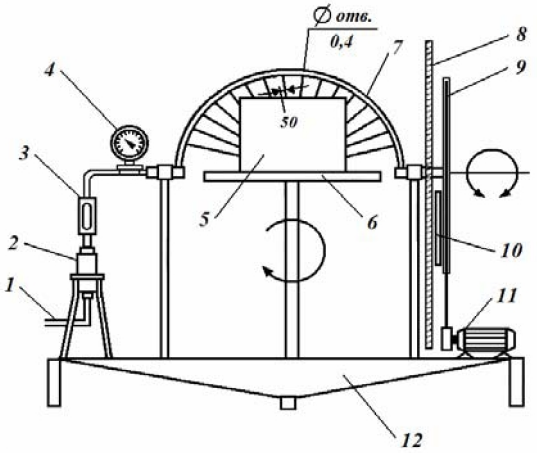


Рис. 2.5. Схема установки для испытаний на внешнее воздействие воды:
1 – ввод воды по ГОСТ 18722-73; 2 – фильтр; 3 – ротаметр по ГОСТ 13045-81; 4 – манометр по ГОСТ 2405-80 (СТ СЭВ 1641-79); 5– испытуемая аппаратура; 6 – стол; 7 – трубка по ГОСТ 617-72 или ГОСТ 18475-73; 8 – защитный щиток; 9 – шкив; 10 – щиток конечных выключателей; 11– электродвигатель реверсивный по ГОСТ 16264-78Е; 12 – поддон для слива воды.

Температура воды в начальный момент испытаний должна быть ниже температуры изделий на 10-15 °С.

Изделия в течение 2 ч подвергают действию брызг с интенсивностью 5 или 3 мм/мин.

Изделия, которые в условиях эксплуатации могут подвергаться непосредственному воздействию брызг, должны быть устойчивы к воздействию, верхнее значение интенсивности которого 5 мм/мин за исключением изделий, рассчитанных на напряжение свыше 1000В в исполнениях для умеренного и холодного климата (исполнения У и ХЛ), для которых верхнее значение интенсивности брызг составляет 3 мм/мин.

Испытание изделий водозащищенного исполнения ВЗ проводят для проверки способности оболочек (кожухов) изделий не пропускать воду при накате волн. Для этого изделия обливают поочередно со всех сторон струей воды из цилиндрической насадки с расстояния 1,5 м от изделия. Давление воды перед насадкой должно быть 0,2 МН/м^2, диаметр отверстия насадки 50-75 мм. Продолжительность воздействия 15 мин.

Испытания изделий исполнения В4 на водонепроницаемость проводят для проверки устойчивости параметров РЭС после пребывания их в воде. Для этого изделия опускают в воду, имеющую температуру 20±10°С, на глубину 0,5-1,0 м. Продолжительность воздействия воды должна быть не менее 30 мин.

После испытаний внешние поверхности изделия насухо протирают и вскрывают, чтобы установить отсутствие влаги внутри корпуса.

Результаты испытаний считаются удовлетворительными, если после испытаний внутри изделия не будет обнаружено следов воды, параметры соответствуют параметрам и требованиям, указанным в стандартах и ПИ для данного вида (В1, В2, В3, В4) исполнений.

2.11. Испытания на ветроустойчивость

Ветроустойчивостью называют способность РЭС сохранять при воздействии ветра свои характеристики в пределах норм, установленных в стандартах, ТУ или ПИ.

Согласно ГОСТ 22261-76 для 4-7 группы в ТУ допускается устанавливать требования по ветроустойчивости.

Испытания РЭС 4-7 групп на ветроустойчивость проводят следующим образом:

- после измерений в нормальных условиях характеристик, установленных для испытаний данного вида в стандартах и (или) ТУ, изделие включают и устанавливают в рабочем положении в аэродинамической трубе или под вентиляционной установкой, обеспечивающими воздушный поток.
- изделие включают и обдувают воздушным потоком под различными углами (через 45°) по 5-10 мин в каждом положении (в направлении наибольшей парусности продолжительность обдува должна быть 20 мин);
- при воздействии воздушного потока проверяют требуемые характеристики;
- прекращают подачу воздуха и выключают изделие;
- изделие второй раз обдувают воздушным потоком со скоростью не менее 50 м/с под углами через 45° по 5-10 мин. в каждом положении (в направлении наибольшей парусности продолжительность обдува должна быть 20 мин);
- после пребывания в нормальных условиях эксплуатации в течение времени, установленного в стандартах или ТУ, изделие включают и, по истечении времени установления рабочего режима, проверяют требуемые характеристики.

В том случае, когда ветер является фактором, существенно воздействующим на РЭС (например, РЛС, антенны и т.п.), при разработке и испытании РЭС необходимо рассматривать характеристики ветра по ГОСТу.

Характеристики ветра распределяются по четырем широтным зонам и представительным пунктам с экстремальными сильными и слабыми ветрами в каждой широтной зоне и рассчитываются по геопотенциальным высотам (ГОСТ 4401-81).

2.12. Испытания на герметичность

Герметичностью называют способность оболочки (корпуса), отдельных ее элементов и соединений препятствовать газовому или жидкостному обмену между средами, разделенными этой оболочкой.

Испытания на герметичность проводят для определения степени герметичности РЭС.

Требования к степени герметичности должны быть определены при разработке конструкции. Степень герметичности должна характеризоваться *потоком газа, расходом или наличием истечения жидкости, падением давления за единицу времени, размером* и другими величинами, приведенным к рабочим условиям по ГОСТ 24054-80 и ГОСТ 20.57.406-81.

Метод испытания на герметичность выбирают в зависимости от назначения РЭС, их конструктивно-технологических и компоновочных особенностей, требований к степени герметичности, а также экономических характеристик испытаний.

Испытания на герметичность включают в технологический процесс изготовления РЭС таким образом, чтобы предшествующие технологические операции не приводили к случайному перекрытию течей.

При невозможности исключить случайные перекрытия течей в технологическом процессе необходимо предусмотреть операции, обеспечивающие освобождение течей от закупорки.

Метод или программа испытаний на герметичность указаны в стандартах, ТУ или ПИ.

В зависимости от рода пробного вещества методы испытания на герметичность подразделяются на две группы: *газовые* и *жидкостные*. К газовой группе относятся следующие методы испытаний: радиоактивный, манометрический, массоспектрометрический, галогенный, пузырьковый, ультразвуковой, катодометрический, химический, инфракрасный, параметрический.

К жидкостной группе относятся следующие методы: гидростатический, люминесцентный (цветной), электрический, параметрический.

Реализация указанных методов возможна следующими способами: компрессионным, камерным, вакуумным, капиллярным, обмыливанием, нагреванием, внешней опрессовкой, опрессовкой замкнутых оболочек в камере.

Классификация наиболее распространенных методов испытания на герметичность и их общая характеристика приведены в справочном приложении 2 ГОСТ 24054-80.

Метод должен обеспечивать проведение испытаний в условиях отвечающих требованиям действующей НТД по технике безопасности и промышленной санитарии.

Испытания герметичности РЭС проводят одним из следующих методов (ГОСТ 5197-70, ГОСТ 20.57.406-81, ГОСТ 24054-80 и Публикации МЭК 68-2 – 17):

• проверка на обнаружение утечки жидкости (гидростатический метод);

• проверка на обнаружение утечки газа масс-спектрометром, в том числе изделий, имеющих свободные внутренние объемы, представляющие собой герметичные уплотненные перегородки (масс-спектрометрический, химический методы);

• проверка на проникновение жидкости и газа (параметрический метод);

• проверка на обнаружение утечки газа, в том числе путем обнаружения утечки воздуха или другого газа из внутренних объемов РЭС при погружении ее в жидкость с пониженным давлением и при повышенной температуре (пузырьковый, катодометрический метод);

• проверка на обнаружение утечки воздуха, подаваемого на изделие под давлением (манометрический метод);

• проверка путем проникновения паров влаги (влажностный метод).

Подготовка РЭС к испытаниям на герметичность предусматривает устранение последствий случайного перекрытия течей после хранения, транспортирования и операций, предшествующих испытаниям.

Для испытаний на герметичность необходимо использовать оборудование, укомплектованное специальными приспособлениями, установочными деталями и калиброванными течами в соответствии с ТУ

Испытание на герметичность РЭС вакуумным способом пузырькового метода проводят следующим образом. Изделие погружают в ванну с индикаторной жидкостью, находящейся внутри барокамеры, которая должна обеспечивать испытательный режим. Количество жидкости в ванне должно быть достаточным, чтобы исследуемая поверхность была погружена полностью. Температура испытательной жидкости 15-35°С, кинематическая вязкость 25 сСт при 20°С. Давление в камере снижают до 0,1-1 кПа.

Изделие считают выдержавшим испытание, если пузырьки газа не выделяются.

Испытание на герметичность РЭС камерным способом манометрического метода проводят следующим образом. Изделие (или партию изделий) помещают в камеру, заполняют ее пробным газом под давлением и выдерживают в течении определенного времени, установленного в стандартах, ТУ и ПИ. До заполнения камеры гелием допускается снижение давления до 0,1 кПа и выдерживают в течение 30 мин при этом давлении.

Изделия извлекают из камеры и выдерживают в течении 20 мин при условиях, обеспечивающих удаление гелия, адсорбированного внешними поверхностями. Затем изделия помещают в камеру, соединенную с масс-спектрометром и измеряют скорость утечки гелия. Измеренное значение сравнивают со значением скорости утечки гелия, указанной в стандартах и ТУ или ПИ на изделие.

Изделие считают выдержавшим испытание, если скорость утечки гелия меньше или равна значению, указанному в стандартах, ТУ или ПИ на изделие.

2.13. Испытания на биологические воздействия

Испытания на биостойкость (биоустойчивость) проводят с целью определения способности РЭС сохранять в условиях воздействия на нее биологических факторов, значения показателей в пределах, установленных в НТД. Биологические внешние возмущающие факторы – организмы или их сообщества, оказывающие внешние воздействия и вызывающие нарушения исправного и работоспособного состояния изделия. В качестве возмущающих факторов могут быть бактерии, грибы плесневые, водоросли, животные (рыбы, черви, земноводные, пресмыкающиеся и млекопитающие). В настоящее время ГОСТами регламентируется учет следующих биофакторов: плесневых грибов, насекомых, грызунов и почвенных микроорганизмов. Наибольшие разрушения РЭС возникают под действием грибковой плесени.

Испытания на воздействие плесневых грибов. Грибостойкостью называют способность РЭС противостоять развитию и разрушающему действию грибковой плесени в среде.

Испытания проводят для определения способности изделий или их отдельных блоков и сборочных единиц противостоять развитию грибковой плесени.

Сущность метода испытаний на устойчивость к воздействию плесневых грибов заключается в выдерживании РЭС, зараженных спорами плесневых грибов, в условиях, оптимальных для их развития, с последующей оценкой грибоустойчивости. Необходимость проведения испытаний указывается в НТД или ПИ.

Испытания на грибоустойчивость проводят по ГОСТ 9.048-75 на образцах, которые не подвергались климатическим и механическим испытаниям. Число испытываемых образцов устанавливают в соответствии с НТД и ПИ.

Испытания проводят следующим образом:

а) перед испытанием поверхность образцов (изделий, деталей) тщательно протирают (промывают) спиртом-ректификатом. Для протирки используют бязь или марлю. Работу проводят в резиновых перчатках. Затем образцы высушивают, после чего выдерживают в нормальных климатических условиях. При этом должны быть приняты меры, исключающие возможность заражения образцов;

б) образцы помещают в *камеру грибкообразования или в эксикаторы.* Антисептированные образцы (в том числе и изделия, содержащие отдельные антисептированные детали) испытывают отдельно от неантисептированных.

Вместе с образцами ставят контрольную чашку Петри (ГОСТ 23932-79) с питательной средой для контроля жизнеспособности спор грибов;

в) образцы, а также контрольную чашку Петри с питательной средой, опрыскивают водной суспензией спор грибов из стеклянного пульверизатора с диаметром входного отверстия не менее 1 мм;

г) испытания проводят при температуре 29+2°С и относительной влажности 95±3% при отсутствии циркуляции воздуха (допускается кратковременное перемешивание воздуха), образцы должны быть защищены от действия искусственного и естественного света;

д) через 48 ч проводят осмотр контрольных чашек Петри. Распространение и размножение плесени осуществляется спорами, размер которых не превышает 10 мкм. Если на чашках не наблюдается роста грибов из числа видов, использованных для заражения, то следует провести вторичное опрыскивание изделий жизнеспособной суспензией спор грибов. Срок испытаний в этом случае следует считать со времени вторичного опрыскивания. Продолжительность испытаний 30 сут;

е) после испытания образцы извлекают из камеры и подвергают визуальному осмотру. Образцы считают выдержавшими испытание, если рост плесени практически не виден невооруженным глазом (при 56-кратном увеличении может наблюдаться слабый рост мицелия и единичное спороношение).

Степень биологического обрастания испытываемых образцов оценивают по 5-балльной системе.

0 - нет роста грибов; на образцах при контроле под микроскопом при 56-кратном увеличении не обнаруживается роста грибов;

1 - очень слабый рост грибов; на образцах при контроле под микроскопом при 56-кратном увеличении наблюдаются единичные проросшие споры;

2 - слабый рост грибов; на образцах при контроле под микроскопом при 56-кратном увеличении наблюдается слабый рост мицелия и единичное спороношение;

3 - умеренный рост грибов; невооруженным глазом на образцах видны очаги плесени;

4 - обильный рост грибов; невооруженным глазом видно сплошное поражение грибами поверхности образцов.

По окончании испытаний образцы должны быть продезинфицированы или уничтожены.

Допустимые показатели грибоустойчивости изделий в зависимости от выполняемых ими функций приведены в ГОСТ 9.048-75

Испытания на устойчивость материалов к воздействию термитов в лабораторных условиях проводят в термостатах при температуре 26±0,5°С, поддерживая влажность воздуха близкой к 100%. В соответствии с ГОСТ 9.058-75 испытания образцов материалов на воздействие термитов проводят следующим образом. На образцы материалов, имеющих форму пластин раз-

мером 40 × 80 мм, накладывают полоску фильтровальной бумаги так, чтобы она закрывала половину поверхности образца. Смачиваемая водой бумага является источником питания и влахи. Затем на каждый образец устанавливают по два стеклянных садка и прижимают их пружинами или резиновыми кольцами к образцам. В каждый садок помешают по 50 термитов. Для наблюдения жизнеспособности термитов готовят контрольные садки. После этого садки с образцами и контрольные садки устанавливают в термостаты. Продолжительность испытаний 30 сут.

Три раза в неделю визуально учитывают степень повреждения термитами образцов (отверстия, царапины, разрыхление и т.д.) и заменяют погибших термитов равным числом жизнеспособных.

В природных условиях испытания на устойчивость к воздействию термитов проводят на опытных площадках с высокой плотностью термитов на 100 образцах или 20 м ленты каждого материала.

Оценку устойчивости материалов к воздействию *моли* проводят в термостатах при температуре 24±1°С и относительной влажности воздуха 65±8% в течении 14 сут. В термостаты помешают садки с образцами и личинками моли. Устойчивость образцов к повреждению молью оценивают по потере ими массы.

Методика испытаний изделий и материалов РЭС на устойчивость к воздействию ***грызунов*** (ГОСТ 9.057-75) сводится к следующему. Для проведения испытаний используют взрослые особи грызунов. Перед началом испытаний их дрессируют, чтобы приучить доставать пищу, преодолевая преграду. В качестве преграды во время дрессировки используют картон толщиной 2-3 мм. При испытании преградой служат испытываемые образцы. Клетки для проведения испытаний изготавливают из каркаса и сетчатых металлических стенок с ячейкой размером не более 5-8 мм. В середине клетки имеется перегородка с отверстием 70×70 мм, которое закрывается преградой. Продолжительность испытаний составляет 24 ч. По окончании испытаний образцы осматривают, отмечают характер повреждений и их размеры. Образцы считают выдержавшими испытания, если они не повреждены (балл 0) или на поверхности имеются следы зубов грызунов в виде неглубоких царапин (балл 1).

2.14. Специальные виды космических испытаний

Наибольшее влияние космические условия оказывают на тепловой режим РЭС. Целью испытаний космической РЭС при отработке теплового режима являются:

- проверка способности РЭС, их сборочных единиц и элементов в условиях реальных нестационарных градиентов температуры;
- исследование фактически формирующегося поля температуры в отсеках и взаимного влияния температурных полей различных приборов на

работоспособность РЭС, выбор оптимальной компоновки приборов и устройств;

- выявление фактических запасов температурных допусков РЭС;
- проверка эффективности работы систем терморегулирования в условиях, максимально приближающихся к реальным;
- исследование работы систем терморегулирования в аварийных ситуациях;
- определение ресурса РЭС и ее составных частей;
- исследование температурных деформаций конструкций РЭС.

При моделировании лучистых потоков на низких орбитах учитывается, что из любой точки орбиты планета видна под большим углом (от 140° до 160°) и вследствие этого освещается от 94 до 99,2% поверхности аппарата; в любой точке орбиты на элементарную площадку, ориентация которой в системе Солнце – Земля сохраняется постоянной, падает одно и то же количество лучистой энергии; направление отраженных от планеты солнечных лучей заключены в пределах телесного угла, под которым видна планета; изменение лучистого потока происходит для всех точек поверхности космического аппарата одновременно; три составляющие падающего лучистого потока (прямое солнечное излучение, отраженное от планеты, и собственное инфракрасное излучение планеты) изменяются во времени и пространстве неодинаково.

Моделирование теплового режима РЭС производится в вакуумной камере, где устанавливаются имитаторы Солнца, планеты и орбиты. Для испытаний выбирается полноразмерный космический аппарат со штатной функционирующей аппаратурой, точно такой же, какая будет использована в полете. На РЭС устанавливаются необходимое количество термодатчиков, достаточно полно характеризующих тепловое поле и датчики других величин.

Методика испытаний предусматривает следующую последовательность операций. Подготовленное к испытаниям изделие тщательно очищают от всевозможных загрязнений, которые могут ухудшить вакуум. Затем его устанавливают на имитаторе орбиты. К РЭС подключают контрольно-измерительную аппаратуру и проверяют в нормальных условиях работу бортовых систем, контрольно-измерительной аппаратуры и программно-временного устройства, задающего режим в испытательной камере. Запускают систему вакуумирования, а после достижения давления примерно 0,01 Па включают криогенную систему охлаждения экранов. По команде программно-временного устройства, когда в камере установится требуемый режим испытаний, включают имитаторы внешних лучистых потоков, имитаторы орбиты и бортовые РЭС.

Продолжительность эксперимента определяется условиями полета и цикличностью работы РЭС. Параметры испытательного режима (давление, температура и т.д.) передаются на пульт управления с помощью бортовой телеметрической аппаратуры.

Испытания на воздействие невесомости на РЭС проводят с использованием средств для создания кратковременной невесомости в лабораторных условиях: башни сбрасывания, падающий лифт, полет самолета по кеплеровской траектории или испытательные полеты ракеты по баллистическим траекториям для создания длительной невесомости.

Кратковременное состояние невесомости достигается в специально оборудованном самолете, выполняющем полет по кеплеровским траекториям. Одна из них, позволяющая при скорости 465 км/ч достигать полной невесомости в течении 12-15 с, показана на рис 2.6. Если при скорости 800 км/ч невесомость длится 34 с, то в сверхзвуковом самолете - примерно 4 мин. Для устранения возмущающих механических сил (например, вибрации) изделия и контрольно-измерительные приборы размещают в «плавающих» контейнерах, растяжки которых отстегиваются при достижении состояния невесомости.

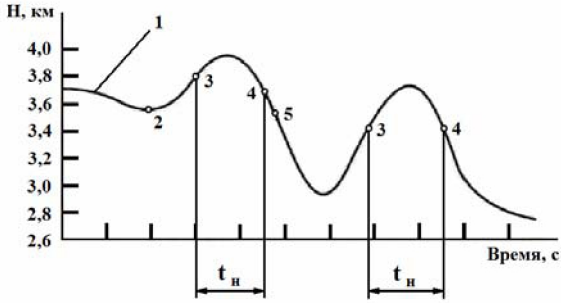


Рис. 2.6. Маневр выполняемый на самолете с целью имитации состояния невесомости. 1 - пикирование под углом 10°; 2 - начало восходящей части траектории (v = 465 км/ч, перегрузка 2,5g); 3 - начало траектории с невесомостью; 4 - конец невесомости; 5 - начало перегрузки ($t_н$ - время действия невесомости).

Другой способ создания невесомости - использование вертикальных башен сброса. Так как создать условия вакуума для устранения сил аэродинамического торможения внутри башни сложно, то применяют падающие капсулированные контейнеры, внутри которых изделия и регистрирующая аппаратура находятся в вакууме. Перед сбросом изделие длительное время может находиться в состоянии покоя, что бывает важно для «успокоения» жидких теплоносителей.

Линейный ускоритель с трубками дрейфа разгоняет микрометеорные частицы (приблизительно 50 част./с) до скорости 25 км/с. Принцип ускорения заряженных проводящих твердых микрочастиц бегущей электромагнитной волной позволяет получать микрочастицы во всем диапазоне скоростей.

Моделирование потоков твердых частиц, при испытании на воздействие микрометеоров в лабораторных условиях, можно проводить с помощью ускорителей, работающих на сжатых газах; электромагнитных и водородных источников взрывных ускорителей, в которых используются кумулятивные

заряды; плазменных и лазерных ускорителях, электростатических ускорителях различных типов.

Для моделирования взаимодействия *солнечного ветра и нестационарных потоков плазмы электроносферы и протоносферы Земли с поверхностями материалов* при испытаниях в лабораторных условиях используются плазменные ускорители, ускорители заряженных частиц, и высокочастотный разряд.

Особенности моделирования *корпускулярного излучения* и его воздействия на изделие при испытании, в отличие от радиационных испытаний РЭС, следующие. Ускорители заряженных частиц должны обеспечивать одновременное облучение исследуемых материалов электронами и положительными ионами, причем электронные и протонные пучки должны иметь равномерную плотность и позволять облучать в вакууме поверхности до 100 $см^2$. Целесообразно изменять энергию частиц в широком диапазоне и использовать установки с непрерывным циклом ускорения частиц (ускорители высоковольтные, электростатические и т.д.)

Желательно иметь возможность преобразовывать моноэнергетические пучки заряженных частиц в пучки со сплошным энергетическим спектром, аналогичным космическому.

Материалы и блоки РЭС, работающих в космических условиях желательно подвергать комплексному воздействию различных факторов. На рис. 2.7 приведена схема установки, которая позволяет проводить испытания при совместном или раздельном действии факторов *космического пространства*. В ее состав входят: термовакуумная камера, ускорители электронов и протонов, имитатор Солнца и вакуумная разрывная машина. Объем камеры равен 0,3 $м^3$, вакуум создается до $2{,}6 \cdot 10^{8}$ Па, температура меняется от - 150 до +200°С.

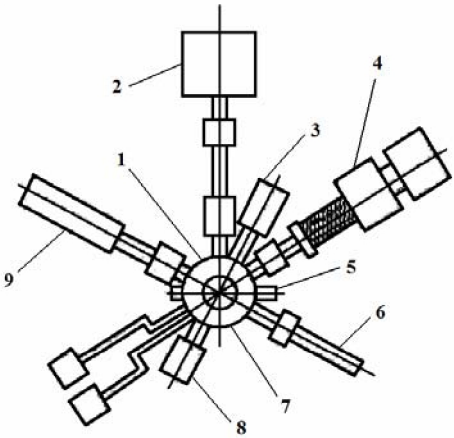


Рис 2.7. Схема установки для проведения испытаний при совместном или раздельном действии факторов космического пространства. 1 - термовакуумная камера; 2 - ускоритель электронов; 3 - имитатор Солнца; 4 - ускоритель протонов: 5 - масс-спектрометр; 6 - вакуумный фотометр; 7 - криогенный насос; 8 - электроразрядный насос; 9 - вакуумная разрывная машина

ГЛАВА 3

МЕТОДИКА И ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ РЭС НА МЕХАНИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ

3.1. Общая структура и методические принципы проведения испытаний

Механические испытания РЭС позволяют выявить наличие дефектов, определить динамические характеристики РЭС, провести оценку влияния конструктивных дефектов на параметры качества РЭС, проверить соответствие параметров РЭС при механическом воздействии требованиям ТУ [1; 2; 3; 4].

При этом применяются следующие виды механических испытаний:

- на наличие и отсутствие резонансных частот;
- на виброустойчивость;
- на вибропрочность;
- на ударную устойчивость;
- на воздействие одиночных ударов;
- на линейные центробежные нагрузки и акустические шумы.

Исследования различных видов механических испытаний показали, что сочетания вибрационных нагрузок и одиночных ударов оказывают на РЭС наибольшее воздействие, а остальные виды механических воздействий являются дополнительными.

Число видов механических испытаний и их последовательность зависят от назначения РЭС, условий эксплуатации, типа производства. Например, в программу определительных испытаний опытного образца и образцов установочной серии необходимо включать все виды механических испытаний, а для образцов, изготавливаемых в серийном производстве - только испытания, предусмотренные в стандартах и ТУ на изделия.

Рекомендуется следующая структура методики механических испытаний.

Подготовка изделий РЭС к испытанию сводится к изучению технической документации, внешнему осмотру, измерению электрических параметров в соответствии с указанием стандартов и ТУ на РЭС.

Изучение технической документации. При подготовке к проведению испытаний следует ознакомиться со следующей документацией:

- программой испытаний (ПИ);
- ТУ или стандартами на изделия;
- инструкцией по проведению испытаний;
- инструкцией по эксплуатации испытательного оборудования;
- инструкцией по обеспечению техники безопасности.

Внешний осмотр изделий. При проведении внешнего осмотра к персоналу должны предъявляться следующие требования:

- острота зрения - в пределах от 1 до 0,8 для обоих глаз;
- цветоощущение - нормальное.

Освещенность рабочего места при проведении внешнего осмотра должна быть 50-100 лк.

Внешний осмотр изделий проводят либо невооруженным глазом (визуально), либо с применением оптических средств (микроскоп и т.д.) в соответствии с указанием стандартов и ТУ на изделия.

В процессе осмотра особое внимание должно быть уделено таким элементам конструкции изделий, в которых возникают наибольшие напряжения и деформации. К ним в первую очередь относятся:

- крепления деталей изделия к опорным основаниям (выводы, крепежные лапы, стойки, кронштейны и т.п.);
- резьбовые соединения;
- паяные, сварные, клеесварные и клеевые соединения;
- герметичные соединения и места герметизации;
- крепления пружин, пластин и других упругих деталей, места заделки выводов и т.п.

Требования к внешнему виду изделий и допустимые отклонения устанавливают в стандартах или ТУ на изделия.

Измерение электрических параметров изделий. Измерение электрических параметров и перечень проверяемых параметров изделий и допускаемых отклонений их от норм, устанавливают в стандартах и ТУ на изделия.

При проведении испытаний последовательно на несколько видов воздействий без снятия изделия с приспособления, для крепления изделий могут быть проведены дополнительные измерения параметров после установки изделия на приспособление.

Выбор испытательной установки. Выбор испытательной установки проводят на основании сравнения параметров испытательного режима (амплитуды, ускорения и перемещения, диапазона частот вибрации, ускорения), а также массы испытываемого изделия и крепежного приспособления с техническими данными вибрационных установок, имеющихся в наличии.

Технические данные вибрационных установок, применяемых при испытаниях, приведены в табл. 3.1.

Выбор метода испытаний. Нормы и методы испытаний устанавливаются стандартами и ТУ на изделие в соответствии с ГОСТ 20.57.406-81.

Выбор средств измерения параметров. Измерение параметров производят при помощи средств измерения, входящих в комплект оборудования. Диапазон измерения параметров должен соответствовать требованиям технической документации на измерительные приборы.

Выбор контрольной точки. Осуществляется в зависимости от массогабаритных характеристик испытываемого изделия, количества одновремен-

но устанавливаемых на столе вибростенда крепежных приспособлений и возможности закрепления на них ВИП.

Таблица 3.1

Технические характеристики вибрационных установок

Тип вибрационной установки	Номинальная масса изд., кг	Максимальное ускорение с номинальной нагрузкой, м/с^2	Максимальное перемещение, мм	Толкающая сила, Н	Диапазон частот, Гц	Допустимый коэффициент нелинейных искажений на частоте		Частота первого высокочастотного резонанса, кГц
						%	Гц	
УВЭ-0,5/10000-100М	0,5	1000	6	1750	5-10000	10	5-10000	4,5
УВЭ-1/5000	1	3000	2	1200	50-5000	20	50-5000	3,5
УВЭ-1/10000	1	400	6	1200	5-10000	10 15	20-3000 3000	4,9
УВЭ-5/10000	5	300	7,5	3300	5-10000	10 15	20-3000 3000	4,0
УВЭ-10/5000	10	450	5	16000	5-5000	15	50-2000	2,0
УВЭ-50/5-5000	50	250	10	20000	5-5000	15 20	60-2800 20-60, 2800-5000	1,9
УВГН-30/300-20	30	100	10 (на частоте 5-10 Гц) 5 (на частоте 10-20 Гц)	4000	5-300	20 (по перемещению)	25-300	-
ВЭДС-10-1А	1,9	400*	6,0	10	5-5000	8	50-5000	-
ВЭДС-100Б	22		7,5	100				
1	-2	3	4	5	6	7	8	9
ВЭДС-200А	45	450*	12,5	200				
ВЭДС-1500	300		6	500				

Контрольная точка может быть выбрана:

- на крепежном приспособлении;
- на рабочем столе вибростенда;
- на испытываемом изделии;
- принята условной.

Выбор приспособления для крепления изделий и способов крепления. Общие требования, методы проектирования, конструирования и проверки приспособлений для крепления малогабаритных изделий (масса изделий в выборке не более 0,1 кг) изложены в приложении 6 (ГОСТ 16962-71).

Крепления изделий на приспособлении и приспособления к столу вибростенда производят в соответствии с указаниями ГОСТ 16962-71.

Вибрационная установка и виброизмерительная аппаратура должны быть проверены на соответствие требованиям технической документации, о чем должна быть сделана соответствующая запись в формуляре или ином документе, принятом на предприятии.

В процессе эксплуатации должны проводиться регулярные проверки вибрационной установки. Эти проверки бывают двух видов:

- проверка перед началом нового испытания;
- проверка после перерывов в работе установки при продолжении ранее начатых испытаний (ежедневная проверка).

Проверка вибрационной установки перед началом новых испытаний включает в себя:

- проверку исправности виброизмерительной аппаратуры;
- проверку исправности вибрационной установки;
- проверку вибрационной установки с установленным изделием.

Испытательный режим устанавливают с помощью органов управления вибрационной установкой. Последовательность операций по установке испытательного режима определяется инструкцией по эксплуатации вибрационной установкой.

Проведение испытаний. Изделие должно подвергаться вибрации поочередно в трех взаимно перпендикулярных направлениях. Если изделие имеет хотя бы одну ось симметрии, рекомендуется проводить испытания в двух направлениях (вдоль и перпендикулярно оси симметрии). Если конструкция изделия такова, что преобладающее воздействие на него будет оказывать вибрация в одном направлении, рекомендуется проводить испытание изделий только в этом направлении.

Контроль режимов испытания производят по показаниям измерительных приборов, входящих в состав виброизмерительной аппаратуры.

После окончания испытаний производят внешний осмотр, измерение параметров изделий в соответствии с требованиями стандартов и ТУ

По результатам испытаний оформляют протокол установленной формы.

3.2. Испытания на определение резонансных частот конструкции

Испытания проводят с целью проверки механических свойств изделий и получения исходной информации для выбора методов испытаний на виброустойчивость, вибропрочность, на воздействие акустического шума, а также для выбора длительности действия ударного ускорения при испытаниях на воздействие механических ударов одиночного и многократного действия.

Значения резонансных частот конструкции, выявленные в процессе испытаний, должны быть указаны в стандартах и ТУ на изделие.

Испытания проводят на отдельной выборке изделий, равной 3-5 шт. Вибрационная установка должна обеспечивать получение синусоидальных колебаний во всем диапазоне частот, установленном в стандартах и ТУ на изделия и ПИ для данного вида испытаний. Устройство для определения резонансных частот конструкции должно обеспечивать регистрацию изменения фазы механического колебания на 90, если принцип его работы основан на сравнении фаз колебаний точки крепления изделия и точки изделия, в котором определяется резонанс.

Испытания проводят в диапазоне частот $(0{,}2\ldots1{,}5)f_P$ но не выше 20000 Гц, где f_P - резонансная частота, определяемая методом расчета или на основании испытаний изученной аналогичной конструкции. Если не известно ориентировочное значение резонансной частоты, то испытание проводят в диапазоне частот 40-20000 Гц или до частоты, установленной в стандартах и ТУ на изделия.

Поиск резонансных частот проводят путем плавного изменения частоты при поддержании постоянной амплитуды ускорения. Амплитуда ускорения должна быть минимально возможной, но достаточной для выявления резонанса и не превышать амплитуду ускорения, установленную для испытания на вибропрочность.

Амплитуду ускорения рекомендуется выбирать из диапазона 10-50 м\с^2 (1-5)g. На этапах конструирования f_P рассчитывают и затем ее значение проверяют на вибростенде. Рассмотрим несколько примеров расчетов f_P для различных плат:

а) плата с одним закрепленным на ней элементом:

$$f_p = \frac{1}{2\pi} \times \frac{k}{m},$$

где k - коэффициент жесткости вывода элемента, m - масса элемента;

$$k = \frac{48 \times E \times J}{l^3},$$

где $E = 1{,}2 \cdot 10^{11}$ Н/м – модуль упругости стеклотекстолита, l – длина вывода элемента, J – момент инерции;

$$J = \frac{\pi \times d^4}{64},$$

где d – диаметр вывода;

б) плата с несколькими закрепленными на ней элементами:

$$f_p = \frac{1}{2\pi} \times \frac{\alpha}{l^2} \times \frac{D}{m_0},$$

где α – безразмерный коэффициент;

$$\alpha = 6{,}2 \times 10^{-3} \times K_M \times \left(1 + \frac{l^2}{b^2}\right),$$

где l – длина платы, b – ширина платы, K_M – коэффициент жесткости, K_M = 0,1 - 0,9;

$$D = \frac{E \times h^3}{12 \times \left(1 - \sigma^2\right)},$$

где h – толщина платы, σ – коэффициент Пуассона (σ = 0,22);

$$m_0 = \frac{m_Э \times m_П}{b \times l},$$

где $m_Э$ – масса элементов, $m_П$ – масса платы.

Экспериментальная суммарная резонансная частота $f_{ΣЭКСП}$ платы равна:

$$\frac{1}{f^2_{ΣЭКСП}} = \frac{1}{f^2_{0ЭКСП}} + \frac{1}{f^2_{1ЭКСП}} + \frac{1}{f^2_{2ЭКСП}}$$

где $f^2_{0ЭКСП}$, $f^2_{1ЭКСП}$ и $f^2_{2ЭКСП}$ - резонансные частоты комплектующих изделий, закрепленных на плате.

3.3. Испытания на наличие резонансных частот конструкции в заданном диапазоне частот

Испытания проводят с целью проверки отсутствия резонансных частот у изделий и их деталей в одном из диапазонов частот, установленных в табл. 3.2.

Таблица 3.2

Режимы испытаний на наличие резонансных частот

Верхняя частота диапазона частот, Гц	Степени жесткости
25	I
40	II
100	III

Испытания проводят в диапазоне частот от 10 Гц до $1{,}1f_в$, где $f_в$ - верхняя частота диапазона, установленного в табл. 3.2, если другой диапазон не указан в стандартах и ТУ на изделия и ПИ.

Испытания проводят в трех взаимно перпендикулярных направлениях по отношению к изделию, если другие указания по выбору направлений не указаны в стандартах и ТУ на изделия и ПИ.

При проведении испытаний проверяют на наличие резонансов все основные детали изделия, у которых возможны резонансы в проверяемом диапазоне частот. Особое внимание уделяют деталям, определяющим структуру изделия и его функциональное назначение.

Поиск резонансов производят путем плавного изменения частоты при поддержании постоянной амплитуды перемещения в контрольной точке ниже частоты перехода и постоянной амплитуды ускорения выше частоты перехода для соответствующей степени жесткости (табл. 3.2).

Амплитуда ускорения должна быть минимально возможной, но достаточной для выявления резонанса и не превышающей амплитуды ускорения при испытании на виброустойчивость и вибропрочность.

Амплитуду перемещения рекомендуется выбирать из диапазона 0,5-1,5 мм, амплитуду ускорения - 10-50 м/с^2 (1-5)g, при этом частоту перехода f_p в Гц определяют по формуле:

$$f_p = \sqrt{\frac{250 \times J}{A}}$$

где j – амплитуда ускорения, м/с^2 (g); А - амплитуда перемещения, мм

Конкретное значение амплитуды перемещения и ускорения указывают в стандартах и ТУ на изделия и ПИ.

Скорость изменения частоты должна быть такой, чтобы обеспечить возможность обнаружения и регистрации резонансов, но не должна превышать 1 октаву в минуту.

Изделия считают выдержавшими испытания, если у них отсутствуют резонансы в диапазоне частот, указанном в стандартах и ТУ на изделия и ПИ.

3.4. Испытания на виброустойчивость и вибропрочность

Испытания на виброустойчивость. Испытания на виброустойчивость проводят с целью проверки способности изделий выполнять свои функции и сохранять свои параметры в пределах значений, указанных в стандартах и ТУ на изделия в условиях воздействия вибрации.

Испытание проводят одним из следующих методов:

Метод 1 – испытание на виброустойчивость при воздействии синусоидальной вибрации;

Метод 2 – испытание на виброустойчивость при воздействии широкополосной случайной вибрации. Испытание проводят для изделий, имеющих в

заданном диапазоне частот не менее 4 резонансов, если к изделиям предъявлено требование по устойчивости к воздействию случайной вибрации.

Метод 1. Вибрационная установка должна обеспечивать получение в контрольной точке синусоидальной вибрации с параметрами, установленными для требуемой степени жесткости.

Испытание проводят под электрической нагрузкой характер, параметры и метод контроля которой должны быть установлены в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ, путем плавного изменения частоты в заданном диапазоне от низшей к высшей и обратно. Для изделий с линейными резонансными характеристиками испытания проводят путем изменения частоты в одном направлении.

Скорость изменения частоты устанавливается равной 1-2 октавам в минуту. Если для контроля параметров изделия требуется большее время, чем то, которое обеспечивается при данной скорости развертки частоты, то допускается устанавливать скорость изменения частоты меньше 1 октавы в минуту. При этом скорость изменения частоты должна быть максимальной, но достаточной для обеспечения контроля необходимых параметров.

В диапазоне частот ниже частоты перехода поддерживают постоянную амплитуду перемещения, а выше частоты перехода – постоянную амплитуду ускорения.

Режимы испытаний – диапазон частот, амплитуда перемещения, частота перехода и амплитуда ускорения приведены в табл. 3.3.

Таблица 3.3

Режимы испытаний на виброустойчивость при воздействии синусоидальной вибрации

Степень жесткости	Диапазон частот, Гц	Амплитуда перемещения, мм	Частота перехода, Гц	Амплитуда ускорения, м/с^2 (g)
I	10-35	-	-	5 (0.5.
II	10-55 (60)*	-	-	10(1,0)
III	10-55 (60)*	0.5	32	20 (2,0)
IV	10-55 (60)*	0.5	-	- -
V	10-80	0,5	32	20 (2,0)
VI	10-80	0.5	50	50 (5,0)
VII	10-150	0,5	50	50 (5,0)
VIII	10-200	0,5	5	50 (5,0)
IX	10-500 (600)*	0.5	50	50 (5,0)
X	10-500 (600)*	1.0	50	100(10,0)
XI	10-2000(3000)*	1.0	50	100(10,0)
XII	10-2000 (3000)*	2,0	50	200 (20,0)
XIII	10-2000	4,0	50	400 (40,0)
XIV	10-5000	4.0	50	400 (40.0)

*Значения, указанные в скобках, в новых разработках не применяют.

В процессе испытания проводят контроль параметров изделий.

Проверяемые параметры, их значения и метод проверки указывают в стандартах и ТУ на изделие и в ПИ.

Для проверки виброустойчивости рекомендуется выбирать параметры, по изменению которых можно судить о виброустойчивости изделия в целом (например, уровень виброшумов, искажение выходного сигнала или изменение его величины, целостность электрической цепи, нестабильность контактного сопротивления и т.д.).

При обнаружении у изделий частот, на которых наблюдается нестабильность работы или ухудшение параметров, дополнительно проводят выдержку на этих частотах в течение времени, указанного в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ, но не менее 5 мин.

Испытание проводят при воздействии вибрации в трех взаимно перпендикулярных направлениях по отношению к изделию, если другие условия не указаны в стандартах и ТУ на изделие и в ПИ.

В конце испытаний проводят визуальный осмотр изделий и измерения их параметров.

Метод 2. Вибрационная установка должна обеспечивать получение в контрольной точке широкополосной случайной вибрации с параметрами, установленными для требуемой степени жесткости.

Испытание проводят путем воздействия широкополосной случайной вибрации в режимах, указанных в табл. 3.4.

Таблица 3.4

Режимы испытаний на виброустойчивость при воздействии широкополосной случайной вибрации

Степень жесткости	Диапазон частот, Гц	Среднее квадратичное значение ускорения, м/с^2 (g)	Спектральная плотность ускорения, g^2 Гц$^{-1}$
I с	20-2000	100(10)	0,05
II с	20-2000	200 (20)	0,20
III с	20-5000	300 (30)	0,20
IV с	20-5000	500 (50)	0,50

Продолжительность воздействия вибрации в каждом направлении определяется временем проверки работоспособности изделия.

Проверяемые параметры, их значения и методы проверки указывают в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ.

Испытания на вибропрочность. Испытание проводят с целью проверки способности изделия противостоять разрушающему действию вибрации и сохранять свои параметры в пределах значений, указанных в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ после ее воздействия.

Испытание проводят одним из следующих методов (выбор метода определяется в зависимости от значения резонансных частот конструкции):

Метод 1. *Испытание методом качающейся частоты*, в том числе:

а) испытание методом качающейся частоты во всем диапазоне частот. Данный метод применяют для изделий, у которых резонансные частоты распределены во всему диапазону частот испытаний или не установлены;

б) испытание методом качающейся частоты при повышенных значениях амплитуды ускорения. Испытание данным методом проводят во всех случаях, когда есть необходимость сокращения времени испытаний. Рекомендуется применять этот метод для испытания миниатюрных изделий для степеней жесткости XIII, XIV;

в) испытание методом качающейся частоты, исключая диапазон частот ниже 100 Гц. Данный метод применяют, если низшая резонансная частота изделия превышает 200 Гц;

г) испытание методом качающейся частоты в области резонансных частот. Данный метод применяют для изделий, у которых резонансные частоты находятся в диапазоне частот, соответствующем требуемой степени жесткости;

д) испытание методом качающейся частоты с переносом диапазона частот испытаний в область резонансных частот. Данный метод применяют для изделий, у которых низшая резонансная частота превышает верхнюю частоту диапазона, соответствующего заданной степени жесткости;

е) испытания на одной фиксированной частоте. Данный метод применяют для изделий, у которых низшая резонансная частота более чем в 1,5 раза превышает верхнюю частоту диапазона, соответствующего требуемой степени жесткости.

Метод 2. *Испытание методом фиксированных частот во всем диапазоне.*

Данный метод допускается применять по согласованию с заказчиком, если невозможно применение других методов.

Метод 3. *Испытание путем воздействия широкополосной случайной вибрации.*

Этот метод применяют для испытания изделий, имеющих в заданном диапазоне частот не менее 4-х резонансов, если к изделиям предъявлено требование по прочности к воздействию случайной вибрации.

Конкретный метод испытаний указывается в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ. Значение резонансных частот при выборе метода испытаний принимают на основании измерений на стадии разработки и по справочным данным.

Испытаниям на вибропрочность подвергают те же образцы изделий, которые были испытаны на виброустойчивость, если последний вид испытания предусмотрен в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ.

Рассмотрим подробнее содержание указанных методов.

Метод 1а. Испытания проводят путем воздействия синусоидальной вибрации при непрерывном изменении частоты во всем диапазоне частот от

нижнего значения до верхнего и обратно (цикл качания) по графику, приведенному на рис. 3.1.

Время изменения частоты в диапазоне определяют по рис 3.1, округляя его до ближайших значений, обеспечиваемых системой управления вибрационной установкой.

В диапазоне частот от 10 Гц до частоты перехода, поддерживают постоянную амплитуду перемещения, а начиная с этой частоты до верхней частоты заданного диапазона, поддерживают постоянную амплитуду ускорения, соответствующую заданной степени жесткости.

Диапазон частот вибрации, амплитуду перемещения, частоту перехода, амплитуду ускорения, расчетное число цикла качания частоты, расчетное число циклов качания и общую продолжительность воздействия вибрации выбирают из табл. 3.4.

Продолжительность испытания определяется общим временем воздействия или расчетным числом циклов качания частоты.

Метод 1б. Вибрационная установка должна обеспечивать получение в контрольной точке синусоидальной вибрации с параметрами, установленными для заданной степени жесткости с учетом вибрационного значения амплитуды ускорения.

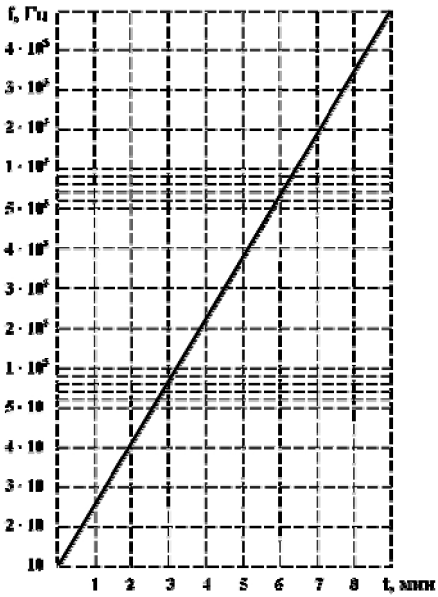


Рис. 3.1. График зависимости времени половины цикла качания от частоты

Испытания проводят по методу а, но при амплитудах перемещения и ускорения, превышающих указанные в табл. 3.4 и сокращенной продолжительности воздействия вибрации. Число циклов качания также уменьшают соответственно сокращению продолжительности воздействия вибрации.

Продолжительность воздействия вибрации $T_У$ для вибрационного значения амплитуды ускорения $j_У$ рассчитывают по формуле:

$$T_У = T_0 \times \left(\frac{j_0}{j_У} \right)^2,$$

где j_0, T_0 – соответственно, амплитуда ускорения и продолжительность воздействия вибрации, приведенные в табл. 3.5. Рекомендуется принимать:

$$\frac{j_0}{j_У} = (0{,}4 - 0{,}7) \cdot$$

Таблица 3.5

Режимы испытаний на вибропрочность

Степень жесткости	Диапазон частот, Гц	Продолжительность воздействия вибрации, ч	Расчетное время цикла качания, мин	Расчетное количество циклов качания
IX-X	100-500	20	5	240
XI-XII	100-2000	15	9	100*
XIV*	100-2000	15	9	100*

*Для ускорения 20% кратковременная часть испытания проводится по табл. 3.5.

**При необходимости округляют в большую сторону до величины, кратной трем, соответственно изменяя продолжительность воздействия вибрации.

При сокращении продолжительности воздействия вибрации путем увеличения амплитуды ускорения следует учитывать диапазон линейности прочностной характеристики изделия, т.е. при повышенном уровне амплитуды ускорения недопустимо проявление качественно новых механизмов отказов, не имеющих места при уровне амплитуды ускорения, приведенном в табл. 3.4.

В стандартах и ТУ на изделие должно быть указанно, что испытание проводят в ускоренном режиме.

В диапазоне частот от 10 Гц до частоты перехода, амплитуду перемещения увеличивают во столько же раз, что и амплитуду ускорения (в пределах возможности испытательного оборудования) по сравнению с амплитудами перемещения, указанными в табл. 3.4.

Метод 1в. Вибрационная установка должна обеспечивать получение в контрольной точке синусоидальной вибрации с амплитудой ускорения, соответствующей заданной степени жесткости в диапазоне частот от 100 Гц до верхней частоты, установленной для заданной степени жесткости.

Испытание проводят путем воздействия синусоидальной вибрации при непрерывном изменении частоты в одном из диапазоне частот, приведенных в табл. 3.6, от нижнего значения до верхнего и обратно (цикл качания) и поддержания постоянной амплитуды ускорения.

Таблица 3.6

Режимы испытаний на вибропрочность

Степень жесткости	Общая продолжительность воздействия вибрации по всему диапазону частот, ч		Общая продолжительность воздействия вибрации в каждом третьоктавном поддиапазоне частот	
	Длительного	Кратковременного	Длительного, ч	Кратковременного, мин
I	7	-	1.0	-
II-IV	9	1.5	1.0	10
V-VI	25	6	2.5	36
VII	26	6.5	2.0	30
VIII	28	7	2.0	30
IX-X	72	6	4.0	20
XI-XII	36	6	1.5	15

Примечание. Время выдержки на верхней частоте диапазона частот должно быть $t_B = t\partial/p$ и на остальных частотах третьеоктавного ряда должно быть $t_B = t\partial/p - 1$ (мин), где p – число направлений воздействия, $t\partial$ - общая продолжительность воздействия вибрации в каждом третьоктавном поддиапазоне частот.

График изменения частоты приведен на рис. 3.1.

Время изменения частоты определяют по рис. 3.1, округляя его до ближайших значений, обеспечиваемых системой управления вибрационной установкой.

Амплитуду ускорения выбирают из табл. 3.4, а продолжительность воздействия вибрации, расчетное время цикла качания и расчетное количество циклов качания выбирают из табл. 3.5.

Метод 1г. Вибрационная установка должна обеспечивать получение в контрольной точке синусоидальной вибрации с амплитудой ускорения, соответствующей заданной степени жесткости в области резонансных частот изделия.

Испытание проводят в диапазоне частот $0{,}5f_{0н} - 1{,}5f_{0в}$, если изделие имеет одну резонансную частоту, или $0{,}5f_{0н} - 1{,}5f_{0в}$, если изделие имеет более одной резонансной частоты в заданном диапазоне частот, но выше верхней частоты заданного диапазона, где f_0 – резонансная частота изделия, $f_{0н}$ – нижняя резонансная частота изделия; $f_{0в}$ - верхняя резонансная частота.

Продолжительность воздействия вибрации T' данным методом определяют по формуле:

$$T' = 2 \times t_p \times \frac{T}{t_н} \text{ или } T' = 2 \times t_p \times N,$$

где $t_р$ - время изменения частоты от $0,5f_0$ до $1,5f_0$ или от $0,5f_{0н}$ до $1,5f_{0в}$, определяемое по рис. 3.1; T, $t_н$ - общая продолжительность воздействия вибрации для метода а) и расчетное время цикла качания соответственно, определяемые по табл. 3.5 для заданной степени жесткости; N - расчетное число циклов качания, определяемое по таблице для заданной степени жесткости.

Полученное время T' при необходимости округляют до ближайшего значения, кратного шести.

Расчетное время цикла качания уменьшается соответственно изменению диапазона частот испытаний.

Метод 1б. Испытания устанавливают в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ и согласовывают их применение с заказчиком.

Метод 1е. Вибрационная установка должна обеспечивать получение в контрольной точке синусоидальной вибрации на заданной частоте с амплитудой ускорения соответствующей степени жесткости.

Испытания проводят путем воздействия синусоидальной вибрации на любой фиксированной частоте диапазона при ускорении, соответствующем заданной степени жесткости.

Конкретное значение частоты должно указываться в стандартах и ТУ на изделие и в ПИ. Общая продолжительность воздействия вибрации должна определяться следующим числом колебаний: $0,5 \cdot 10^7$ колебаний – для степени жесткости I-VII; $2 \cdot 10^7$ колебаний – для степени жесткости VIII-XII и для испытаний при амплитуде ускорения 200 м/с^2 (20g) для степени жесткости XIII-XIV; $1 \cdot 10^6$ колебаний – для степеней жесткости XIII и XIV при амплитуде ускорения 400 м/с^2 (40g) при каждом направлении воздействия.

Испытательный режим устанавливают в контрольной точке по показаниям средств измерения.

Метод 2. Испытания проводят путем воздействия синусоидальной вибрации при плавном изменении частоты в пределах третьоктавных поддиапазонов частот с выдержкой в течение установленного времени на границах третьоктавных поддиапазонов.

Третьеоктавные поддиапазоны частот выбирают из следующего ряда частот: 10; 12,5; 16; 20; 25; 31,5; 40; 50; 63; 80; 100; 125; 160; 200; 250; 315; 400; 500; 630; 800; 1000; 1250; 1600; 2000 Гц.

Испытание проводят, начиная с верхней частоты диапазона частот, соответствующей степени жесткости.

На верхней частоте диапазона частот испытаний проводят выдержку в течении времени, определенного для третьеоктавного поддиапазона частот в соответствии с табл. 3.6, затем в пределах каждого поддиапазона производят плавное изменение частоты от верхней к нижней в течение 1 мин., и оставшееся для третьеоктавного поддиапазона частот время выдерживают на нижней частоте каждого поддиапазона.

Если верхняя граница диапазона частот не совпадает с одной из вышеуказанных третьеоктавных частот, то ее округляют до ближайшей большей частоты третьеоктавного ряда.

Общая продолжительность воздействия вибрации по всему диапазону частот и общая продолжительность воздействия вибрации в каждом третьоктавном поддиапазоне частот приведены в табл. 3.6.

Значение амплитуды перемещения, амплитуды ускорения и диапазона частот испытаний выбирают для соответствующей степени жесткости по табл. 3.5.

При проведении испытания для изделий с собственными амортизаторами следует избегать совпадения частоты, на которой производят выдержку, с резонансной частотой амортизатора.

Метод 3. Испытания проводят путем воздействия на изделие широкополосной случайной вибрации в режимах, указанных в табл. 3.7.

Таблица 3.7

Режимы испытаний на вибропрочность

Степень жесткости случайной вибрации	Диапазон частот, Гц	Среднее квадратичное значение ускорения, м/с^2 (g)	Спектральная плотность ускорения, g^2 Гц$^{-1}$	Общая продолжительность воздействия вибрации, ч
1с	20-2000	100(10)	0.05	3
IIс	20-2000	200 (20)	0.20	3
IIIс	20-5000 20-2000	300 (30)* 200 (20)	0.20 0.20	0.05** 3
IVс	20-5000 20-2000	500 (50)* 200 (20)	0.50 0.20	0.05* 3

*Испытания проводятся, если изделие не испытывают на виброустойчивость методом 2 по степени жесткости III с или IV с.

**Продолжительность воздействия вибрации установлена для одного направления воздействия.

Примечания:

1. При замене испытания на широкополосную случайную вибрацию испытанием на синусоидальную вибрацию вместо степеней жесткости I и II используют степени жесткости XI и XII по табл. 3.4 соответственно, а вместо степеней жесткости II с и IV с используют степень жесткости XIV.

2. Если низшая резонансная частота изделия находится выше 200 Гц, то испытание проводят, начиная от 100 Гц.

3.5. Испытания на ударную прочность

Обычно ударные нагрузки возникают совместно с другими видами механических нагрузок и отличаются от них импульсным характером и кратковременностью действия.

Цель испытаний *на ударные нагрузки*:

• проверка способности изделий противостоять разрушающему воздействию ударных нагрузок и, если необходимо, выполнять свои функции в процессе воздействия ударов и после их воздействия;

• оценка конструктивной прочности изделий;

• демонстрация возможности применения изделий в условиях воздействия ударных нагрузок.

Таким образом, испытания проводят с целью проверки способности изделия противостоять разрушающему действию механических ударов многократного действия и сохранять после их действия свои параметры в пределах значений, указанных в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ.

Испытательная установка должна обеспечивать получение механических ударов многократного действия с амплитудой ускорения, соответствующей заданной степени жесткости. Параметры установок для проведения испытаний представлены в табл. 3.8 и 3.9.

Таблица 3.8

Установки для испытания на воздействие многократных ударов

Тип	Грузоподъемность, кгс	Число ударов в 1 мин.	Максимальное ускорение, g	Длительность удара, мс	Принцип работы	Размеры стола, мм
УУ-500/150	500	20-120	150	40	Механический	120x120
УУ-5/1000	5	5-80	1000	1,5-20	»	210x250
СУ-1*	50	5-80	150	1,5-12	»	285x452
ТТ-50/500	50	10-120	500	0,6-20	»	-
УУЭ-2/200	3	20-80	200	1,5-12	Электродинамический	Ø160
УУЭ-20/200	20	5-80	500	1,5-40	»	Ø 300
УУЭ-1/6000	1	5	6000	0,1-1.0	»	Ø 80

*При ускорении более 75 g установка имеет большую величину наложенных колебании, затрудняющую измерения параметров удара.

Таблица 3.9

Установки для испытания на воздействие одиночных ударов

Тип	Грузоподъемность, кгс	Максимальное ускорение, g	Длительность удара, мс	Принцип работы	Размеры стола, мм
К-20/1000	20	1000	0,5-10	Свободное падение	300×300
К-5/1000	5	1000	0,5-10		150×150
К-0,1/10000	0,1	10000	0,12-0,1		Ø 50
К-0,1/30000	0,1	30000	0,12-0,08		Ø 50
К-5/3000	5	3000	0,4-11	Пневматический	Ø 235
К-2/3000	2	3000	0,4-12		Ø 140

Испытание проводят путем воздействия механических ударов многократного действия. Значение пикового ударного ускорения и общее число ударов должны соответствовать указанным в табл. 3.10.

Длительность действия ударного ускорения выбирают из табл. 3.11 в зависимости от значения низшей резонансной частоты изделия.

Если изделия имеют входящие в их конструкцию встроенные элементы защиты (например, амортизаторы), то при выборе длительности действия ударного ускорения учитывают низшую резонансную частоту самого изделия, а не элементов защиты.

Если резонансные частоты изделий не установлены, то длительность действия ударного ускорения указывают в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ.

Таблица 3.10

Режимы испытаний на ударную прочность и устойчивость

Степень жесткости	Пиковое ударное ускорение, м/с^2 (g)	Общее число ударов для предусмотренной в стандартах и ТУ на изделия выборки	
		3 шт. и менее	Более 3 шт.
I	150(15)	12000	10000
II	400(40)	12000	10000
III	750 (75)	6000	4000
IV	1500(150)	6000	4000

Таблица 3.11

Режимы испытаний на ударную прочность и устойчивость

Значение низшей резонансной частоты изделия, Гц	Длительность действия ударного ускорения, мс
60* и ниже	18±5
60-100*	11±4
100-200*	6±2
200-500	3±1
500-1000	2±0,5
Св. 1000	1±0,3**

*Если технические характеристики оборудования не обеспечивают требуемой длительности действия ударного ускорения, то допускается проведение испытаний с длительностью действия ударного ускорения, определяемой по формуле: $t \geq 300/f_{0н}$, где t – длительность ударного ускорения, мс; $f_{0н}$ – низшая резонансная частота изделия, Гц.

**Испытание на ударную прочность не проводят.

Форма импульса ударного ускорения должна быть близкой к полусинусоиде.

Испытание проводят при частоте следования ударов 40-120 в минуту. Допускаются перерывы в испытании, длительность которых не ограничивается, но при этом общее число ударов должно сохраняться.

Испытания на ударную устойчивость.

Испытания проводят с целью проверки способности изделий выполнять свои функции в условиях действия механических ударов многократного действия.

Испытание проводят под электрической нагрузкой, характер, параметры и метод контроля которой устанавливаются в стандартах и ТУ на изделие и в ПИ.

Испытание проводят путем действия ударов поочередно в каждом из трех взаимно перпендикулярных направлений по отношению к изделию.

Длительность действия упругого ускорения выбирают из табл. 3.11.

Изделие подвергают воздействию 20 ударов при каждом направлении воздействия, при этом частота следования ударов должна обеспечивать возможность контроля проверяемых параметров изделия.

В процессе испытания проводят контроль параметров изделий.

Проверяемые параметры, их значения и методы проверки указывают в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ.

Для проверки ударной устойчивости рекомендуется выбирать параметры, по изменению которых можно судить об ударной устойчивости изделия в целом (например, уровень виброшумов, искажение выходного сигнала или изменение его значения, целостность электрической цепи, нестабильность контактного сопротивления и т.д.). При совмещении испытания на ударную устойчивость с испытанием на ударную прочность, количество ударов должно соответствовать указанному в табл. 3.10. Контроль параметров изделий проводят в конце испытания на ударную прочность при воздействии не менее 20 ударов для каждого направления воздействия.

Испытания на воздействие одиночных ударов.

Испытания проводят с целью проверки способности изделий противостоять разрушающему действию механических ударов одиночного действия и выполнять свои функции после воздействия ударов, а также (если это указано в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ) выполнять свои функции или не допускать ложных срабатываний в процессе воздействия ударов.

Испытательная установка должна обеспечивать получение механических ударов одиночного действия с амплитудой ускорения, соответствующей заданной степени жесткости.

Если в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ указано на необходимость контроля параметров изделий в процессе испытания, то испытания проводят под электрической нагрузкой.

Конкретную форму импульса ударного ускорения устанавливают в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ. Рекомендуется полусинусоидальная форма импульса ударного ускорения.

Значение пикового ударного ускорения выбирают по табл. 3.12.

Значения длительности действия ударного ускорения с полусинусоидальной формой импульса ударного ускорения выбирают в зависимости от

нижних резонансных частот изделий из табл. 3.13 для степеней жесткости IV и выше, а для степеней жесткости I – III длительность действия ударного ускорения выбирают из табл. 3.11.

Таблица 3.12

Режимы испытаний на одиночный удар

Степень жесткости	Пиковое ударное ускорение, м/с^2 (g)	Степень жесткости	Пиковое ударное ускорение,м/с^2(g)
1	200 (20)	VIII	30000 (3000)
II	1000(100)	IX	50000 (5000)
III	1500(150)	X	10000(10000)
IV	2000 (200)	XI	20000 (20000)
V	5000 (500)	XII	500000 (50000)
VI	10000(1000)	XIII	1000000(100000)
VII	15000 (1500)		

Полученные по формулам (3.1) и (3.2) значения т округляют (в любую сторону) до ближайших значений по табл. 3.11 и 3.13.

Таблица 3.13

Режимы испытаний на одиночный удар

Значения низших резонансных частот изделий, Гц	Длительность действия ударного ускорения, мс
500 и выше	3±1
500-1000	2±0,5
1000-2000	1±0,3
1	2
2000-5000	0,5±0,2
5000-10000	0,2±0,1
10000-20000	0,1±0.05
20000 и выше	0,05-0,02

Если резонансные частоты изделий не установлены, то длительность действия ударного ускорения указывают в стандартах и ТУ на изделие и ПИ.

Длительность действия ударного ускорения с трапецеидальной и пилообразной формой импульса ударного ускорения выбирают соответственно по формулам:

$$\tau = \frac{n_1 \times 10^2}{f_{OH}}, \qquad (3.1)$$

где значение n выбирают в диапазоне от 3 до 100;

$$t \geq \frac{300}{f_{OH}}, \qquad (3.2)$$

где $f_{он}$ – нижнее значение резонансной частоты изделия, Гц.

Испытание проводят путем воздействия ударов поочередно в каждом из двух противоположных направлений по трем взаимно перпендикулярным осям изделия (6 направлений), если у изделия невозможно выделить плоскости и оси симметрии. В остальных случаях выбор конкретных направлений воздействия проводится следующим образом:

Примечания:

1. Изделия, нижняя резонансная частота которых превышает 2000 Гц, допускается при ударных ускорениях 5000, 10000 и 15000 $м \cdot с^{-2}$ (500, 1000 и 1500 g) испытывать при длительности действия ударного ускорения 1,5; 1 и 0,5 $м/с^2$ соответственно.

2. Электрические изделия с массой более 2 кг допускается (по согласованию с заказчиком) испытывать при ускорении 10000$м/с^2$ (1000g). При этом длительность действия и форму импульса ударного ускорения не контролируют:

- при наличии оси симметрии испытания проводят вдоль оси симметрии в двух противоположных направлениях и в любом направлении, перпендикулярном к оси симметрии;
- при наличии одной или нескольких плоскостей симметрии направление воздействия выбирают так, чтобы перпендикулярно к каждой плоскости симметрии испытание проводилось в одном направлении.

Изделия, у которых известно одно наиболее опасное направление воздействия, испытывают только в этом направлении.

Конкретное число направлений воздействия указывают в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ.

Независимо от количества выбранных направлений воздействия пикового ударного ускорения в каждом направлении производят три удара.

Проверяемые параметры, их значения и методы проверки указывают в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ.

3.6. Испытания на воздействие линейного ускорения

Испытания проводят с целью проверки способности изделий противостоять разрушающему действию линейного ускорения и выполнять функции в процессе воздействия линейного ускорения, если это указано в стандартах и ТУ на изделия и ПИ, а также для проверки структурной прочности изделия в процессе производства.

Центрифуга должна обеспечивать получение линейного (центростремительного) ускорения, значение которого соответствует требуемой степени жесткости.

Испытания проводят путем воздействия линейного ускорения, значение которого должно соответствовать одному из указанных в табл. 3.14.

Ускорение устанавливают по показаниям средств измерения с допустимым отклонением ±10% от заданного значения ускорения.

Примечание. Испытания по степеням жесткости XII-XIV предусмотрены для проверки структурной прочности изделий в процессе производства.

Время разгона или торможения центрифуги τ в секунду должно удовлетворять условию:

$$\tau \geq 0{,}3 \times \sqrt{\frac{R}{j}}\,,\ \tau \geq \frac{100}{n},$$

где j – линейное ускорение, g; R – расстояние от центра вращения центрифуги до контрольной точки, см; n – частота вращения платформы центрифуги, об/мин.

Таблица 3.14

Режимы испытаний на линейное ускорение

Степень жесткости	Линейное ускорение, м/с^2 (g)	Степень жесткости	Линейное ускорение, м/с^2 (g)
I	100(10)	VIII	20000 (2000)
II	200 (20)	IX	50000 (5000)
III	500 (50)	X	100000(10000)
IV	1000(100)	XI	200000 (20000)
V	2000 (200)	XII	300000 (30000)
VI	5000 (500)	XIII	50000 (50000)
VII	10000 (1000)	XIV	1000000(100000)

Продолжительность испытания – 3 мин в каждом направлении при испытании с ускорением до 5000 м/с^2 (500 g), если большее время не требуется для контроля и измерения параметров изделий.

В процессе испытания, если указано в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ, проводят контроль параметров изделий. Проверяемые параметры, их значения и методы проверки указывают в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ.

3.7. Испытания на воздействие акустического шума

Испытания проводят с целью определения способности изделий выполнять свои функции и сохранять свои параметры в пределах норм, указанных в стандартах и ТУ на изделия и ПИ, в условиях воздействия повышенного акустического шума.

Испытание проводят одним из следующих методов:

Метод 1 - испытание путем воздействия на изделие случайного акусти-ческого шума.

Метод 2 - испытание путем воздействия на изделие акустического тона меняющейся частоты.

Рассмотрим проведение испытаний этими методами.

Метод 1. Испытательная установка должна обеспечивать получение случайного акустического шума в диапазоне частот 10000 Гц при уровне звукового давления, соответствующем требуемой степени жесткости.

Испытание проводят в реверберационной акустической камере. Предпочтительна камера в виде неправильного пятиугольника с размерами, указанными на рис. 3.2. Значение размера n должно превышать наибольший габаритный размер изделия не менее чем в два раза и выбираться из следующего ряда: 0,5; 1,25; 3 м.

Крепление изделий или приспособлений с изделиями производят в рабочей зоне камеры на эластичных растяжках (резиновые шнуры, полосы и т.п.). Резонансная частота приспособления, если оно применяется, должна быть не ниже 15 кГц.

Крупногабаритные изделия (наибольший габаритный размер больше 300 мм) рекомендуется устанавливать на раме (столе) с опорой на 3-4 амортизатора, при этом резонансная частота системы «изделие – амортизаторы» не должна превышать 25 Гц.

Малогабаритные изделия (наибольший габаритный размер в закрепленном состоянии меньше 40 мм) рекомендуется крепить на приспособлениях, при этом низшая резонансная частота средств крепления изделий должна быть не ниже 15 кГц и не выше 200 Гц.

Изделия располагают в средней части реверберационной камеры.

Испытание проводят под электрической нагрузкой путем воздействия акустического шума в диапазоне частот 125-10000 Гц, при этом общий уровень звукового давления должен соответствовать указанному в табл. 3.15 с допускаемым отклонением по показаниям рабочих средств измерений ±3 дБ.

Таблица 3.15

Режим испытаний на акустический шум

Степень жесткости	Уровень звукового давления, дБ	
	Акустического шума	Акустического тона меняющейся частоты
I	130	120
II	140	130
III	150	140
IV	160	150
V	170	160

Уровни звукового давления, измеренные в третьеоктавных полосах частот, а также допускаемые отклонения должны соответствовать значениям, приведенным на рис 3.3 для соответствующих степеней жесткости. Продолжительность воздействия звукового давления должна быть равна 5 мин., если большее время не требуется для контроля и измерения параметров изделий.

В процессе испытания проводят контроль параметров изделий. Проверяемые параметры, их значения и методы проверки указываются в стандартах и ТУ на изделия и в ПИ.

Рекомендуется выбирать такие параметры, по изменению которых можно судить об устойчивости изделия к воздействию акустического шума изделия в целом (например, уровень виброшумов, искажение выходного сигнала или изменение его значения, целостность электрической цепи, изменение контактного сопротивления и т.д.).

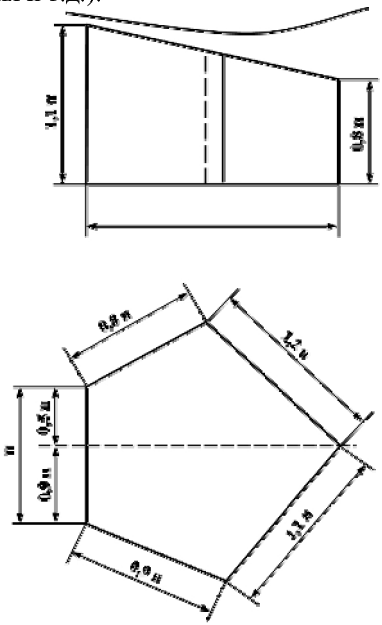


Рис. 3.2. Схема реверберационной камеры

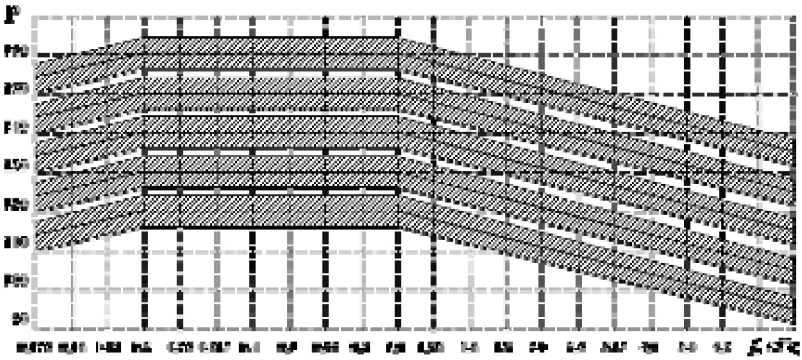


Рис. 3.3. Форма спектра акустического шума, I-V степень жесткости, измеренного в 1/3 октавных полосах частот

Метод 2. Испытательная установка должна обеспечивать получение акустического тона меняющейся частоты в диапазоне частот 125 – 10000 Гц при уровне звукового давления, соответствующем требуемой степени жесткости.

Испытание проводят под электрической нагрузкой путем воздействия тона меняющейся частоты в диапазоне частот 200-1000 Гц. Уровень звукового давления должен соответствовать указанному в табл. 3.15 (на частотах ниже 200 и выше 1000 Гц должно быть снижение, равное 6 дБ на октаву относительно уровня на частоте 1000 Гц).

Испытание проводят при плавном изменении частоты по всему диапазону от низшей к высшей и обратно (один цикл) в течение 30 мин, если большее время не требуется для контроля параметров изделий.

В процессе испытаний проводят контроль параметров изделий.

При проведении комбинированных испытаний на климатические воздействия и механические воздействия применяется последовательность испытаний, приведенная в табл. 3.16.

Таблица 3.16

Последовательность механических и климатических комбинированных испытаний

Испытание	Пояснение
A. Холод B. Сухое тепло N. Быстрая смена температуры	Климатическое испытание может вызвать механические напряжения, которые могут сделать образец более чувствительным к последующим испытаниям.
E. Удар F. Вибрация	Испытания могут вызвать механические напряжения, приводящие к немедленному отказу образца или повышению его чувствительности к последующим испытаниям.
M. Атмосферное давление Db. Влажное тепло (12+12– часовой цикл) C. Влажное тепло (постоянный режим) K. Коррозия L. Пыль и песок	Применение испытаний может выявить температурные и механические напряжения, возникающие в процессе предшествующих испытаний. Применение испытаний может усилить результат воздействия температурных и механических напряжений, вызванных предшествующими испытаниями.
Проникновение твердых частиц. Проникновение воды (например, дождя).	Должны использоваться испытания по МЭК 529 до завершения работы по испытанию Д и по испытанию К в МЭК 68-2.

ГЛАВА 4

МЕТОДИКА И ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ РАДИАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ РЭС

4.1. Виды ионизирующих излучений, воздействующих на РЭС

Радиационные испытания (РИ) являются одной из составляющих комплексной системы обеспечения качества РЭС.

РЭС в процессе работы может подвергаться облучению различными ионизирующими излучениями: электронами и протонами радиационных поясов Земли, галактическими и солнечными космическими лучами, гамма-нейтронным излучением ядерных энергетических установок (ЯЭУ), излучением ускорителей частиц, гамма установок, рентгеновских и других аппаратов.

Под ионизирующим излучением (ИИ) понимают любое излучение, взаимодействие которого со средой приводит к образованию неравновесных электрических зарядов разных знаков. Ионизирующее излучение представляет собой поток заряженных и (или) незаряженных частиц. ИИ состоит из заряженных частиц, энергия которых достаточна для ионизации и возбуждения атомов вещества (α– и β-излучения радионуклидов, пучки протонов и электронов и т.п.).

Излучение, ионизирующее косвенно, состоит из незаряженных (нейтральных) частиц (нейтроны, фотоны), способных вызвать ионизацию вещества, через вторичные заряженные частицы, образующиеся в результате взаимодействия первичных частиц с атомами среды. Поля ИИ (плотность потока, энергия, интенсивность) характеризуются определенным пространственным и временным распределением.

В зависимости от характера временных распределений различают непрерывные и импульсные излучения.

Излучение считается непрерывным, если его характеристики за рассматриваемый промежуток времени остаются постоянными.

Под импульсным понимается такое излучение, продолжительность действия которого значительно меньше времени наблюдения.

Под радиационными факторами следует понимать комплекс воздействующих ИИ, которые могут вызывать (или вызывают) нарушение работоспособности РЭС в процессе эксплуатации. В состав радиационных факторов входят излучения, создаваемые ядерным взрывом, ядерными силовыми и энергетическими установками и излучения, существующие в космическом пространстве (КП).

Ионизирующее излучение (ядерного взрыва содержит три компоненты: нейтроны, гамма кванты и рентгеновские лучи) [1; 2; 3]. Диапазон изменения основных параметров этих излучений, следующий:

- поток нейтронов $10^{11} – 10^{15}$ нейтр.·см$^{-2}$;
- доза гамма квантов $10 – 10^{5}$ Р;
- поток рентгеновского излучения $1,0 – 10^{4}$ кал·см$^{-2}$.

Средняя энергия гамма-квантов ядерного взрыва (ЯВ) близка к 1 МэВ, а длительность воздействия менее 10^{-7} с. Диапазон мощностей доз лежит в пределах $10^{8} – 10^{12}$ Рс$^{-1}$.

Спектр нейтронов ЯВ содержит группу нейтронов термоядерного происхождения с энергией около 14 МэВ, нейтроны, близкие к спектру деления, и замедленные нейтроны с энергией менее 0,1 МэВ.

Энергия, образующаяся в ядерных реакциях при ЯВ, передается осколкам деления, ядрам отдачи, заряженным частицам, нейтронам и гамма-квантам. При воздействии ионизирующего излучения ЯВ на РЭС, гамма– и рентгеновские кванты распространяются со скоростью света и длительность их воздействия не зависит от расстояния между центром взрыва и облучаемым объектом. Длительность воздействия нейтронов с энергией $E_{П}$>0,1 МэВ лежит в диапазоне $10^{-4} – 10^{-2}$ с, а длительность воздействия группы нейтронов с энергией 14 МэВ – в диапазоне $10^{-6} – 10^{-5}$ с.

Радиационная среда, образованная ядерным взрывом, зависит не только от типа и вида взрыва, но и от расстояния до центра взрыва, погодных условий, плотности атмосферы. Амплитудно-временные и спектрально-энергетические характеристики поражающих факторов зависят также и от соотношения гамма и нейтронной составляющей ионизирующих излучений. Ядерные силовые и энергетические установки все шире применяются на надводных и подводных кораблях и космических аппаратах.

Однако, наличие ЯЭУ на борту приводит к тому, что РЭС и персонал подвергаются в течение длительного времени воздействию ионизирующих излучений, состав которых определяется тепловой мощностью реактора, расположением и характером защиты, продолжительностью работы реактора и наличием остаточного гамма-фона реактора в заглушённом состоянии.

Смешанное поле излучений ЯЭУ состоит из мгновенных нейтронов деления с энергией от 0,025 эВ до 1-2 МэВ, запаздывающих нейтронов со средней энергией 0,5 МэВ, мгновенных гамма – квантов с энергией 0,5 – 6,5 МэВ, гамма-квантов продуктов деления от 0,1 до 1-2 МэВ и захватных гамма-квантов с максимальной энергией до 10 МэВ.

Реальные значения плотности потока нейтронов энергией $E_{П}$>0,1 МэВ и мощности дозы гамма-излучения составляют соответственно $10^{4} – 10^{6}$ нейтр.·с$^{-1}$ и $10^{-3} – 10^{-1}$ Рс$^{-1}$.

В околоземном космическом пространстве существует несколько полей космической радиации, к которым относятся естественные радиационные пояса Земли, галактические и солнечные космические лучи.

Внутренний радиационный пояс Земли состоит из протонов с энергиями до 700 МэВ и электронов с энергией от 20 кэВ до нескольких МэВ. Внешний – из электронов с энергией от 10 кэВ до 5 МэВ и протонов до 60 МэВ.

Пространственно-временное распределение потоков частиц в этих полях в околоземном пространстве зависит от общих процессов, протекающих в Солнечной системе и магнитосфере Земли и изменяется по своим законам вдоль траектории движения космического аппарата.

Анализ особенностей ионизирующих излучений в возможных условиях эксплуатации реальных объектов показывает, что поля излучений в общем случае описывают пространственными, энергетическими и временными распределениями. При прогнозировании реакции РЭС на воздействие ИИ различного вида необходимо переходить от спектрально-энергетических и временных распределений падающего на объект излучения к величинам, непосредственно характеризующим степень радиационного воздействия ИИ на РЭС.

Количественное описание ионизирующих излучений выражается физическими единицами, которые можно разбить на две группы.

К первой группе относятся физические параметры поля ИИ и его воздействия на вещество. К ним относятся: поток и плотность потока частиц (квантов), поглощенная доза и мощность поглощенной дозы, экспозиционная доза и мощность экспозиционной дозы, эквивалентная доза, мощность эквивалентной дозы.

Вторая группа величин служит для оценки количественного содержания радиоактивных веществ в материалах. К этим веществам относятся активность нуклида и время, в течение которого число ядер радионуклида уменьшится в два раза (период полураспада).

4.2. Радиационная стойкость

К РЭС, работающим в условиях ИИ, предъявляют особые требования по радиационной стойкости.

Под радиационной стойкостью понимают способность РЭС нормально функционировать в процессе и после воздействия ионизирующих излучений. В настоящее время требования по радиационной стойкости предъявляются ко всем объектам вооружения и военной техники, аппаратуре космических аппаратов и аппаратов с бортовыми ядерными энергетическими установками.

Требования по радиационной стойкости, систематизированные в отраслевых стандартах и ГОСТах комплексной системы обеспечения качества РЭС, приведены на рис. 4.1.

Комплексы стандартов устанавливают требования по радиационной стойкости к воздействию ИИ, ЯВ, КП и ЯЭУ и регламентируют методы ее оценки для военной техники, в том числе космических аппаратов военного

назначения. Традиционными являются три основных способа определения показателей радиационной стойкости РЭС.

Рис. 4.1. Система задания требований по обеспечению радиационной стойкости РЭС

Первый способ – натурный. В натурном физическом опыте воспроизводят радиационную обстановку, соответствующую реальным условиям применения РЭС. В настоящее время, учитывая запрет на проведение подземных ядерных испытаний, это является невыполнимой задачей.

Второй способ – теоретический. Устанавливают функциональные взаимосвязи между характеристиками ИИ и первичными радиационными дефектами, рассчитывают плотности дефектов ионизации и смешения в материале чувствительного объема РЭС и затем прогнозируют изменения соответствующих свойств материалов параметров РЭС.

Третий способ – экспериментальный – использование МУ (моделирующей установки). Экспериментальная база испытательных устройств в настоящее время оснащена комплексом моделирующих установок для раздельного и совместного воспроизведения различных видов ИИ, имеет парк стандартной КИА и современное дозиметрическое обеспечение.

Моделирующие установки, предназначенные для РИ, имеют практически мало изменяемые спектрально энергетические характеристики и более упрощенные (по сравнению с реальными) амплитудно-временные зависимости интенсивности излучений.

При действии ИИ на РЭС возникают два типа эффекта изменения их параметров: *остаточные (долговременные) и переходные (кратковременные)*. Первые, как правило, возникают при воздействии непрерывного ИИ и могут быть обусловлены сложными дефектами кристаллической решетки, вызванными эффектами смещения, появления объемных зарядов при переносе заряда, а также локализованными зарядами при ионизационных явлениях. Пере-

ходные (кратковременные) эффекты наблюдаются при воздействии на РЭС импульсного ИИ в течение относительно короткого времени после его прекращения, что связано с возникновением переходных процессов в схемах (появление фототока, модуляции проводимости в полупроводниках при ионизационных эффектах, появление элементарных дефектов, неустойчивых к отжигу, увеличение токов утечки при эффектах смешения и переносе зарядов).

Интенсивность переходных (кратковременных) эффектов может зависеть как от мощности дозы, так и от поглощенной дозы, а остаточные (долговременные) эффекты в основном определяются величиной последней, материалы и элементы, используемые в РЭС, заметно различаются по этому параметру (см. рис. 4.2).

Параметры полупроводниковых приборов изменяются под воздействием ионизирующих излучений при потоках нейтронов 10^{11} см$^{-2}$, поглощенных дозах 10^4 рад (Si) и мощностях дозы порядка 10^5 рад/с (Si) – как у биполярных, так и у МДП-транзисторов. Резисторы, конденсаторы и другие пассивные элементы имеют на несколько порядков более высокую радиационную стойкость. По сравнении со схемами на дискретных компонентах ИС обладают более высокой стойкостью по отношению к остаточным радиационным эффектам и менее устойчивы к воздействию импульсного ИИ.

4.3. Особенности воздействия ионизирующих излучений на материалы и элементы РЭС

Воздействие *потока быстрых нейтронов* на полупроводники приводит к уменьшению ряда качественных показателей. Рассмотрим изменения этих показателей.

Время жизни неосновных носителей заряда (ННЗ) – $\tau_Ф$. Время жизни ННЗ весьма чувствительно к воздействию облучения и определяется скоростью объемной рекомбинации на ловушках и центрах. Оно зависит от следующих факторов:

$$\tau_Ф = \frac{\tau_0}{1 + \tau_0 \times Ф \times K_r}, \qquad (4.1)$$

где $\tau_Ф$ – время жизни неосновных носителей после облучения; τ_0 – время жизни неосновных носителей до облучения; Ф – интегральный поток излучения; K_r – радиационная константа времени жизни неосновных носителей.

Из выражения (4.1) следует, что с ростом интегрального потока излучения время жизни ННЗ монотонно убывает.

Концентрация свободных носителей заряда – $n_Ф$. Радиационные дефекты в некоторых полупроводниковых материалах приводят к уменьшению концентрации свободных носителей заряда, которая в кремнии, по мере роста дозы облучения, приближается к собственной. Концентрация основных носи-

телей заряда изменяется в зависимости от интегрального потока облучения в широком диапазоне доз по экспоненциальному закону:

$$n_{\Phi} = n_0 \times \exp\left(-a_n \times \Phi\right), \tag{4.2}$$

где: n_{Φ} – концентрация электронов после облучения; n_0 – концентрация электронов до облучения; Ф – интегральный поток излучения; a_n – постоянный коэффициент, связанный с начальной скоростью удаления носителей.

Подвижность неосновных носителей заряда – μ. Она определяется рассеиванием на тепловых колебаниях решетки, ионах примесей, дислокациях и других несовершенствах кристаллов. Радиационные дефекты, как правило, вызывают уменьшение подвижности. Подвижность электронов и дырок связана с удельным сопротивлением (удельной проводимостью) следующим выражением:

$$\sigma = \frac{1}{\rho_1} = g\left(n\mu_n + \rho\mu_p\right), \tag{4.3}$$

где: σ, ρ– удельные проводимость и сопротивление; p, n – концентрация электронов и дырок; μ_n, μ_p – подвижности электронов и дырок; g – заряд электрона.

Удельное сопротивление – ρ.

Радиационные дефекты способствуют уменьшению концентрации основных носителей, снижают их подвижность. Все эти процессы приводят к росту удельного сопротивления полупроводника.

$$\rho_{\Phi} = \rho_0 \exp\left(K_{\rho} \cdot \Phi\right), \tag{4.4}$$

где: ρ_{Φ}, ρ_0 – соответственно удельное сопротивление полупроводника до и после облучения; K_{ρ} – радиационная константа удельного сопротивления полупроводника; Ф – интегральный поток.

Выражение (4.4) справедливо для *n*-типа в интервале $5 \cdot 10^{13} < n < 10^{17}$ см$^{-3}$ и для *p*-типа в интервале $10^{14} < p_C < 5 \cdot 10^{17}$ см$^{-3}$.

Уменьшение подвижности и концентрации основных носителей, а также снижение времени жизни неосновных носителей, вызывает уменьшение коэффициента передачи базового тока, рост токов утечки и напряжения насыщения биполярного транзистора, а также изменение обратного напряжения диода и емкости перехода. Изменение параметров компонентов ИС влияет на статические и динамические характеристики микросхем. На рис. 4.3 (а) приведены данные по сравнительной устойчивости ИС различных типов *к воздействию потока нейтронов.*

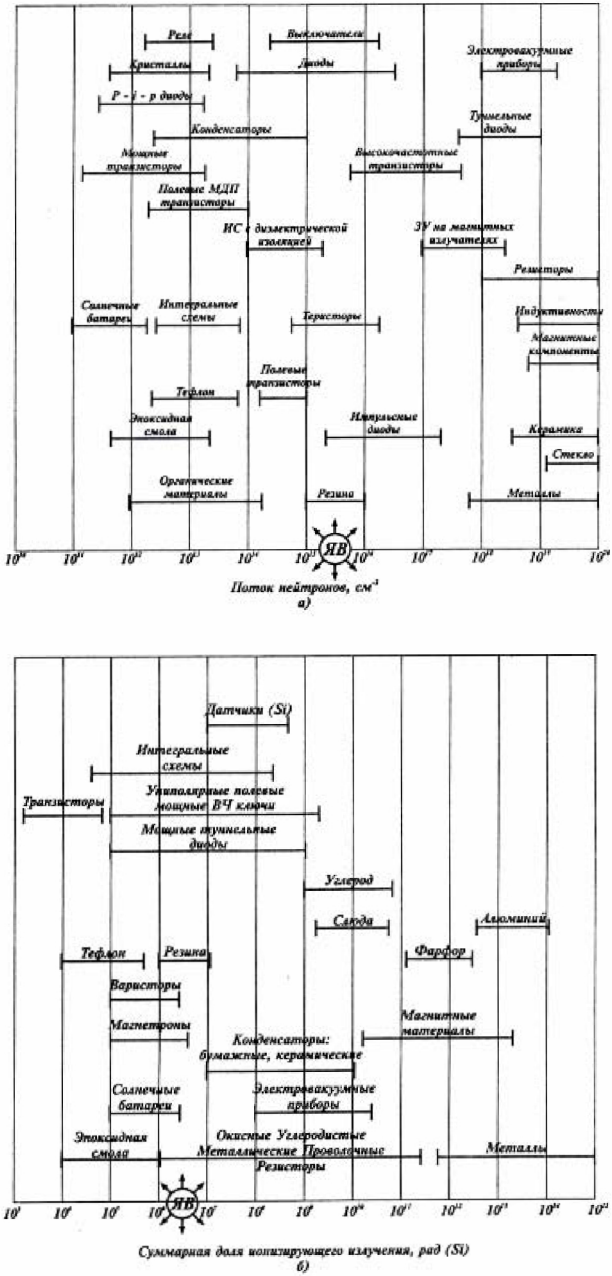


Рис. 4.2. Радиационная стойкость материалов и изделий электронной техники при воздействии нейтронов *(а)* и суммарной дозы ионизирующего излучения *(б)*.

Из рис. 4.3 (а) видно, что ТТЛ ИС сохраняют устойчивость к нейтронному облучению, в широком диапазоне от $1 \cdot 10^{14}$ до $2 \cdot 10^{15}$ см$^{-2}$. Наиболее перспективным с точки зрения устойчивости к воздействию потока нейтронов в ТТЛ-технологии и является ТТЛШ-схемы, среди биполярных схем ЭСЛ схемы наиболее радиационно-стойкие. У аналоговых ИС диапазон отказов лежит в следующих пределах $1 \cdot 10^{12}$ до $1 \cdot 10^{14}$ см$^{-2}$.

Непрерывное воздействие общей дозы облучения приводит к увеличению токов утечки в биполярных транзисторах.

Токи утечки могут достигать значений, при которых происходит отказ биполярных ИС уже при уровнях радиации порядка 10^5 рад (Si). Цифровые ТТЛ, И^{2}Л ЭСЛ во многих случаях нормально функционируют при дозах 10^7 рад (Si), (рис. 4.3 б).

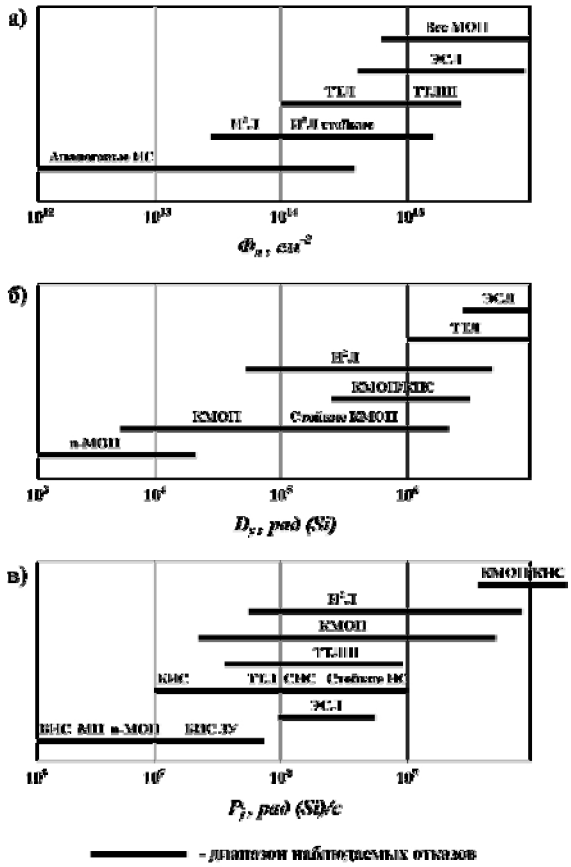


Рис. 4.3. Радиационная стойкость ИС, изготовляемой по различной технологии, при воздействии потока нейтронов (а), общей дозы γ-излучения (б) и импульсного γ-излучения (в).

Влияние обшей дозы облучения на МОП-приборы более существенно, так как в функционировании указанных схем основную роль играют поверхностные эффекты, а ионизирующее излучение приводит к увеличению заряда на поверхности кристалла. ИС с алюминиевым затвором выдерживают дозу – 10^5 рад (Si). КМОП/КНС характеризуются повышенной радиоактивной стойкостью, нечувствительностью диэлектрической подложки (сапфира) к радиации и малой площадью *p-n* переходов. В настоящее время КМОП/КНС устойчивы к дозе порядка $10^5 – 10^7$ рад (Si).

Импульсное воздействие ионизирующего излучения приводит к появлению фототока в любом обратносмещенном *p-n* переходе, например, в коллекторном переходе биполярного транзистора или в *p-n* переходах, используемых для изоляции стандартных биполярных ИС. Величина этого фототока зависит от мощности дозы излучения и может достигать значений, достаточных для изменения состояния логической «1» на логический «0» в цифровых ИС.

В момент импульсного воздействия в *p-n* переходе образуются избыточные неосновные носители. В результате этого возникает импульс тока, который является преобладающим радиационным эффектом при данном виде ИИ.

Порог устойчивости к возбуждению ИИ зависит от технологии ИС (рис. 4.3 в). Для ТТЛ ИС малой и средней степени интеграции она охватывает диапазон от 10^7 до 10^9 рад/с (Si). ЭСЛ-технология имеет устойчивость порядка $6 \cdot 10^4 – 3 \cdot 10^8$ рад/с (Si) при длительности импульса 20 – 100 мс.

$И^2Л$ схемы более устойчивые, чем ТТЛ ИС – $3 \cdot 10^9$ рад/с (Si).

КМОП/КНС технология наиболее устойчива к данному виду излучения порядка $5 \cdot 10^9$ рад/с (Si). На основе проведенного сравнительного анализа и проведенных радиационных испытаний различных ИМС можно сделать следующие выводы:

1. Наиболее высокой радиационной стойкостью обладают ЭСЛ-схемы, так как в данной технологии используется ВЧ транзисторы, работающие в линейном (ненасыщенном) режиме при больших рабочих токах. Необратимые отказы при непрерывном облучении наблюдается при потоках быстрых нейтронов свыше 10^{15} $см^{-2}$, а при облучении j-квантами при обшей дозе порядка – 10^7 рад (Si). Диапазон уровня отказов ЭСЛ ИС при импульсном облучении лежит в пределах $1 \cdot 10^8 \div 6 \cdot 10^9$ рад/с (Si).

2. Установлено, что устойчивость ТТЛ – схем к потоку нейтронов составляет свыше 10^{14} $см^{-2}$, а к общей дозе j-излучения от $10^6 – 10^7$ рад (Si). Обратимые отказы при импульсном облучении наблюдаются при уровнях – 10^7 рад/с (Si).

Далее по стойкости воздействия идут $И^2Л$ и КМОП/КНС. Диапазон устойчивости $И^2Л$ – схем широк: $10^{13} – 10^{15}$ $см^{-2}$ по потоку нейтронов, $8 \cdot 10^4 – 8 \cdot 10^6$ рад (Si) по накопленной дозе и $8 \cdot 10^7 – 9 \cdot 10^9$ рад/с (Si) по мощности дозы j-излучения.

3. Для КМОП/КНС технологии характерны повышенная радиационная стойкость: диапазон устойчивости к воздействию потока нейтронов достигает 10^{15} см$^{-2}$ обратимые изменения при импульсном j-облучении наступают при мощности дозы свыше $5 \cdot 10^{9}$ рад (Si). Однако, КПОМ/КНС ИС обладают сравнительно низкой устойчивостью к накопленной дозе облучения, порог устойчивости составляет $1 \cdot 10^{6}$ рад (Si).

Аналоговые схемы по всем трем показателям (Φ_n, $Д_j$, P_j) более чувствительны к воздействию ИИ, чем цифровые ИС, что обусловлено прежде всего, более высоким напряжением питания (±15В против +5В). Диапазон отказов линейных схем лежит в широких приделах; $1 \cdot 10^{12} – 5 \cdot 10^{14}$ см$^{-2}$ по потоку нейтронов, $5 \cdot 10^{3} – 10^{7}$ рад (Si) по обшей дозе излучения и 10^{8} рад/с (Si) по мощности дозы облучения.

4.4. Методика проведения радиационных испытаний

Принципиальной особенностью проведения радиационных испытаний РЭС на МУ является дистанционный контроль регистрируемых параметров РЭС в процессе и после облучения. При этом для обеспечения дистанционного контроля применяют специализированные измерительные линии, учитывающие специфику моделируемого радиационного воздействия.

Типовая модель организации РЭС на МУ представлена следующей блок-схемой (рис. 4.4).

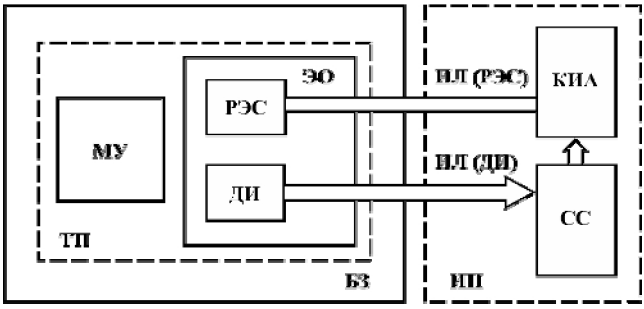


Рис. 4.4. Блок-схема организации дистанционных измерений при проведении испытаний РЭС на МУ: МУ – моделирующая установка; ТП – технологическое помещение; ЭО – экспериментальный объем; БЗ – биологическая защита; РЭС – радиоэлектронное устройство; ДИ – датчики излучения; ИП – измерительное помещение; КИА – контрольно-измерительная аппаратура; СС – система синхронизации; ИЛ(РЭС) – измерительная линия РЭС; ИЛ(ДИ) – измерительная линия ДИ.

Испытания проводят следующим образом. Объект испытаний размещают в экспериментальном объеме технологического помещения (ТП) в котором располагается моделирующая установка. Биологическая защита необходима для локализации моделируемых ионизирующих излучений внутри

технологического помещения и обеспечения безопасности персонала и КИА, размещающихся в измерительном помещении. Предполагаемый уровень моделируемого воздействия задают с помощью картограмм полей излучения путем выбора расстояния от объекта испытаний до выводного узла МУ.

Конкретное значение достигнутых при испытаниях уровней облучения определяют в процессе испытаний по показаниям дозиметров, тип которых зависит от моделируемого воздействия. Датчики излучения формируют электрический сигнал, характеризующий форму моделируемого воздействия. На импульсных моделирующих установках этот сигнал используется для синхронизации работы контрольно-измерительной аппаратуры и моделирующей установки, а также для определения мощностных характеристик воздействующего фактора.

Реакция РЭС по измерительной линии поступает для регистрации на измерительные входы контрольно-измерительной аппаратуры. С помощью КИА по измерительной линии также задают требуемые электрические режимы РЭС. Наличие необходимой биологической зашиты технологического объема ограничивает минимальную длину измерительных линий, что особенно важно учитывать при разработке измерительных методик, которые должны обеспечивать максимальную достоверность получаемых результатов.

Отличительной особенностью проведения испытаний на импульсных ускорителях является наличие сопутствующих электромагнитных помех достаточно высокого уровня. Поэтому необходимо использовать специальные методы защиты измерительных линий от воздействия электромагнитных наводок.

Основным регламентирующим документом, определяющим требования к радиационной стойкости изделий, является технические условия или техническое задание на проектирование, в которых определяется принадлежность изделий к той или иной группе применения.

Принадлежность изделий к определенному классу РЭС устанавливается исходя из общности функционального назначения и конструктивно-технологических признаков изделий, определяющих основные подходы к оценке показателей радиационной стойкости изделий в пределах данного класса. Например, существуют типовые методики испытаний биполярных транзисторов малой мощности, СВЧ-приборов, биполярных и КМОП ЦИС и др. Каждая типовая методика имеет установленный срок действия и периодически перерабатывается и дополняется в соответствии с изменением конструктивно-технологических признаков изделий, совершенствованием измерительных методик и разработкой более совершенных методов расчетно-экспериментальной оценки показателей стойкости.

Типовая методика содержит следующие разделы:

– общие положения;

– описание объекта;

– перечень контролируемых параметров;

– требования по стойкости к излучениям;
– моделирующие установки;
– нормы, состав и последовательность испытаний;
– порядок определения выборки РЭС;
– методику обработки результатов;
– оценку соответствия РЭС заданным требованиям.

В разделе «общие положения» указывают область применения типовой методики испытаний, порядок разработки, согласования, утверждения и изменения, дату введения в действие и срок действия этой методики.

В разделе «описание объекта испытаний» дают его критическую характеристику и приводят данные его физико-топологического состава, элементного состава, конструкционных материалов и т.д.

В разделе «перечень контролируемых параметров» должны содержаться:

– обоснование выбора каждого контролируемого параметра в качестве критериального;

– структурные схемы измерения каждого контролируемого параметра с учетом специфики дистанционных измерений. Здесь же указываются типы контрольно-измерительной аппаратуры, используемый диапазон частот, ожидаемые амплитуды измеряемых сигналов, тип и длины коммуникационных линий, волновое сопротивление, сопротивление нагрузки. Дается оценка погрешности измерения контролируемых параметров;

– порядок расчетно-экспериментальной оценки величин электрических токов и потенциалов, возникающих в процессе облучения изделия, дополнительной оснастки, коммуникационных линий, а также помех в контрольно-измерительной аппаратуре.

В разделе «требования по стойкости к излучениям» приводятся методики расчета радиационных эффектов в различных видах РЭС исходя из требований НТД (ГОСТ, ТУ).

Приводятся методики расчета аналитических и графических зависимостей от времени и мощностей поглощаемых доз ИИ, затраченных на ионизацию и структурные повреждения в активных элементах РЭС, а также сами расчетные значения этих доз. Зависимости находят исходя из требований ТЗ(ТУ), амплитудно-временных и спектрально-энергетических характеристик полей ИИ в условиях применения, а также с учетом последовательности и комплексности воздействия ионизирующих излучений.

Для рентгеновского, электронного, протонного и других слабо проникающих излучений приводят методики расчета значений минимальной и максимальной величин поглощенных доз в активных элементах, исходя из направления потока излучений, падающих на прибор, и его конструкционных особенностей.

Приводятся данные по изменению электрической прочности изделий при совместимости воздействий ионизирующих излучений и электрических напряжений.

Экспериментальное определение показателей радиационной стойкости проводят на МУ с аттестованными амплитудно-временными и спектрально энергетическими характеристиками.

«Моделирующие установки» – это источники радиационных воздействий, имеющих единую физическую природу и близкие характеристики с радиационными факторами, воздействующими в реальных условиях эксплуатации.

МУ достаточно подробно описаны в специальной литературе. Рассмотрим особенности, принцип действия и технические характеристики МУ с точки зрения организации и проведения радиационных испытаний РЭС. В соответствии с качественными различиями амплитудно-временных и спектрально-энергетических характеристик ИИ, различают импульсные моделирующие установки для воспроизведения составляющих ИИ ЯВ и установки статические (для моделирования ИИ, ЯЭУ и КП).

Импульсные ядерные реакторы, импульсные источники излучения и установки статического гамма-излучения используют для моделирования воздействия ИИ ЯВ на РЭС.

По своим предельным параметрам МУ позволяют получать в импульсе в небольших объемах потоки нейтронов спектра деления до 10^{14}–10^{15} нейтр·см$^{-2}$ за время 10^{-4} – 10^{-3} с, мощности дозы гамма-излучения до 10^{11} – 10^{12} рад·с$^{-1}$ при длительности 10^{-8} – 10^{-9} с.

Раздел «нормы, состав и последовательность испытаний» определяет методику испытаний, исходя из требований к стойкости, задаваемых в ТЗ (ТУ), характеристик ИИ, выбранных для испытаний МУ, а также в зависимости от типа РЭС.

Если не оговорено в ТЗ (ТУ), *то количество выборок* должно соответствовать составу испытаний.

Для оценки стойкости РЭС приводят *«методики обработки результатов»,* позволяющие рассчитать необходимые параметры по результатам измерений, методики прогнозирования и методики обработки результатов для определения вероятного изменения критериальных параметров в условиях применения. Состав этих методик определяет разработчик изделия по согласованию с заказчиком, исходя из целей испытаний.

В разделе «оценка соответствия РЭС заданным требованиям» оценивается стойкость к воздействию ионизирующих излучений. По результатам проведения испытаний они считают изделие соответствующим этим требованиям, если во время и после воздействия этих излучений параметры всех РЭС выборки находятся в пределах норм, установленных в ТЗ (ТУ) для всех рабочих режимов и во всем рабочем диапазоне температур.

ГЛАВА 5

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА С МАТЕРИАЛАМИ

5.1. Электромагнитное излучение

В КП электромагнитное излучение имеет широкий диапазон энергий от γ-квантов и рентгеновских лучей, до ультрафиолетового, видимого и ближнего инфракрасного диапазонов. Механизмы взаимодействия квантов различных диапазонов энергий будут различны. Поэтому рассмотрим кратко основные закономерности поглощения материалами квантов различных энергий.

Взаимодействие γ-квантов с материалами.

Поскольку γ-кванты – нейтральные частицы, обладающие нулевой массой покоя и представляющие собой электромагнитное излучение с длиной волны значительно меньше постоянной кристаллической решетки, они движутся со скоростью света, редко сталкиваются с электронами и ядрами, при столкновении отклоняются на большие углы, что приводит к их рассеянию.

Поглощение γ-квантов может происходить несколькими путями, поэтому коэффициент поглощения (μ) является суммой отдельных составляющих (μ_i), определяемых сечением поглощения (σ_i). Известны три механизма поглощения γ-квантов [1-5].

Фотоэффект – процесс поглощения, в котором участвуют электроны внутренних оболочек, сопровождается образованием свободных электронов. Валентные электроны не участвуют в процессе поглощения γ–квантов, так как при этом должны выполняться законы сохранения импульса и энергии, а энергия γ–квантов на порядки превышает энергию валентных электронов. Фотоэффект наиболее сильно проявляется у элементов с большим порядковым номером, имеющих большое число сильносвязанных электронов. Сечение фотоэффекта определяется выражением [1]:

$$\sigma_{\phi} = K \times \frac{Z^5}{E_{\gamma}^{(1\div 3,5)}}, \qquad (5.1)$$

где К – постоянная.

Коэффициент поглощения фотоэффекта (μ_{Φ}) уменьшается с ростом энергии.

Комптон-эффект заключается в изменении длины волны и энергии γ-кванта при упругом взаимодействии со свободными или слабосвязанными (валентными) электронами. Коэффициент поглощения комптон-эффекта ($\mu_{К.Э.}$) возрастает при уменьшении энергии γ-квантов.

Эффект рождения электрон-позитронных пар заключается в образовании электрона (e^-) и позитрона (e^+) при поглощении γ-кванта. Пороговая

энергия такой реакции составляет 1,02 МэВ, сечение образования определяется выражением [1, 4]:

$$\sigma_{пар} = 0{,}08 \times Z^2 \times r_0^{\,2}, \qquad (5.2)$$

где r_0 – эффективный радиус ядра.

С ростом энергии γ-квантов коэффициент поглощения образования пар ($U_{пар}$) увеличивается.

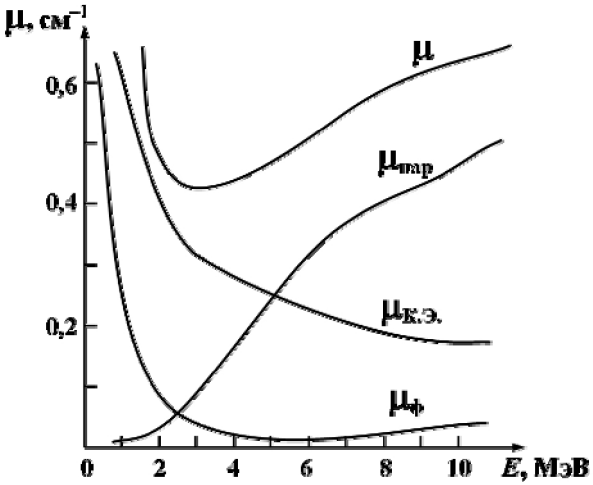


Рис. 5.1. Зависимость коэффициента поглощения γ-квантов от энергии в свинце и вклад различных составляющих: фотопоглощения ($\mu_ф$), поглощения при образовании электрон-позитронных пар ($\mu_{пар}$), комптон-эффекта ($\mu_{к.э.}$)

На рис. 5.1 показаны зависимости коэффициента поглощения γ-квантов и его составляющих в свинце от энергии. Видно [1 – 3], что при энергии γ-квантов 1 МэВ поглощение обусловлено фотоэффектом и комптон-эффектом. При $E \approx 2{,}5$ МэВ вклад фото-эффекта и поглощения за счет образования пар одинаков, вклад комптон-эффекта значительно больший, при энергии примерно 5 МэВ поглощение за счет фотоэффекта отсутствует; комптон-эффект и эффект образования пар дают примерно одинаковый вклад, а при E = 8-12 МэВ основной вклад дает эффект образования пар.

Коэффициенты поглощения $\mu_ф$, $\mu_{к.э.}$, $\mu_{пар}$ для других веществ можно рассчитать по соответствующим коэффициентам поглощения свинца по формулам [1 – 3]:

$$\mu_{фх} = K \times \frac{Z_x^{\,4}}{82^4} \times \mu_{фPв}; \ \mu_{парх} = K \times \frac{Z_x^{\,2}}{82^2} \times \mu_{парPв}; \ \mu_{к.э.х} = K \times \frac{Z_x}{82} \times \mu_{к.э.Pв}, \qquad (5.3)$$

где $K = 18{,}3 \times \frac{d_x}{A_y}$; d_x, A_y – плотность и атомная масса вещества соответственно.

Изложенные механизмы взаимодействия γ-квантов с веществом приводят к появлению вторичных электронов (δ-электронов), которые образуют радиационные дефекты в материалах.

Если энергия γ-квантов больше 8 МэВ, то протекают *фотоядерные реакции*, в результате которых возбуждается ядро и испускается нейтрон с энергией примерно 1,5 МэВ:

$$Я + \gamma = Я^* + n^o. \tag{5.4}$$

Поглощенная доза (D) и ее мощность (P) определяются по выражению:

$$D = P \cdot t,\ P = \varphi \cdot E \cdot \mu, \tag{5.5}$$

где φ, E, μ – плотность потока, энергия и массовый коэффициент поглощения γ-квантов соответственно.

При действии спектра γ-квантов мощность поглощенной дозы определяется интегрированием выражения:

$$P = \int_{E_{\min}}^{E_{\max}} \varphi(E) \times \mu(E) \times E \times dE. \tag{5.6}$$

Электромагнитное излучение Солнца.

Коротковолновая часть ЭМИ Солнца в области от мягкого рентгеновского излучения, вакуумного и ближнего ультрафиолета до значений энергий, соответствующих ширине запрещенной зоны диэлектрических и полупроводниковых материалов (E_g) и энергии разрыва связей полимеров (E_p) будет приводить к образованию электронно-дырочных пар, радикалов и других дефектов решетки. Эти процессы будут создавать дефекты и центры окраски, концентрация которых будет определяться энергией фотонов и интенсивностью излучения.

Длинноволновая часть спектра в области $E < E_g$ (видимая и ближняя ИК-область) может проявляться в фотохимических процессах на поверхности, в фотоионизации дефектов, в фотоотжиге центров окраски, в диффузии дефектов.

Ослабление интенсивности электромагнитного излучения в материале происходит по экспоненциальному закону:

$$I(x) = I(0) \times [1 - R] \times e^{-\alpha x}, \tag{3.7}$$

где $I(x)$, $I(0)$ – интенсивность электромагнитного излучения на глубине x и на поверхности материала соответственно; R – коэффициент отражения электромагнитного излучения материалом; α – коэффициент поглощения материала.

Величина поглощенной энергии электромагнитного излучения в слое толщиной dx определяется выражением

$$dI(x) = I_0 \times (1 - R) \times \alpha e^{-\alpha x} dx, \tag{5.8}$$

где x – текущая координата глубины пробега (δ), величина которой является функцией длины волны падающего электромагнитного излучения, диэлектрической постоянной и удельной электропроводности материала [6].

5.2. Электроны

Энергия ускоренных электронов расходуется на возбуждение и ионизацию атомов материала, на их смещение и на тормозное излучение (радиационные потери). Поскольку масса электрона несравненно меньше массы атомов твердого тела, то для смещения необходима энергия в сотни кэВ. Например, для смещения кислорода в ZnO необходима энергия электрона 310 кэВ, цинка – 900 кэВ [7].

Существует понятие пороговой энергии смещения (E_d), среднее значение которой составляет 25-30 эВ. Максимальная энергия, передаваемая атомам вещества (E_m) с массой (M), определяется выражением [8]:

$$E_m = \frac{2E_0 \times \left(E_0 + 2mc^2\right)}{mc^2}, \tag{5.9}$$

где E_0 и m – начальная энергия и масса электрона соответственно; c – скорость света в вакууме.

Ионизационные потери энергии согласно теории Бора [9] определяются выражением:

$$\left(-\frac{dE}{dx}\right)_u = \frac{2\pi ne^4}{E_0} \lambda n \frac{4E_0}{I}, \tag{5.10}$$

где e, n – заряд и концентрация электронов в материале соответственно; I – средний потенциал ионизации атомов, равный $13Z$ эВ для веществ с $Z < 13$ и для веществ с $Z > 13$, он определяется выражением:

$$I = Z(9{,}76 + 58{,}8Z^{1{,}19}) \text{ эВ}.$$

Радиационные потери обусловлены тем, что при движении заряженной частицы с положительным или отрицательным ускорением она излучает электромагнитные волны, энергия и интенсивность которых зависят от энергии заряженной частицы и свойств тормозящей среды.

Существует критическое значение энергии ($E_{кр}$), при которой ионизационные и радиационные потери вносят одинаковый вклад в торможение электронов [10]:

$$E_{кр} = \frac{800}{Z}[МэВ]. \quad (5.11)$$

Если взять Z равным 40, то $E_{кр}$ = 20 МэВ и, судя по спектрам электронов космического пространства, можно заключить, что радиационные потери не вносят заметного вклада в торможение электронов и основным видом потерь являются ионизационные.

Электроны в материалах рассеиваются на большие углы из-за малой массы и их истинный пробег *(R)* значительно больше экстраполированного пробега ($R_{экст}$), определяемого проекцией истинного пробега на координату глубины. Истинный пробег определяется потерями энергии:

$$R = \int_0^{E_0} \frac{dE}{dE/dx}, \quad (5.12)$$

где $R = (1{,}3 - 2)R_{экст}$.

На рис. 5.2 показано распределение потерь энергии по толщине материала. Видно, что с увеличением энергии электронов распределение потерь энергии будет более равномерным по толщине.

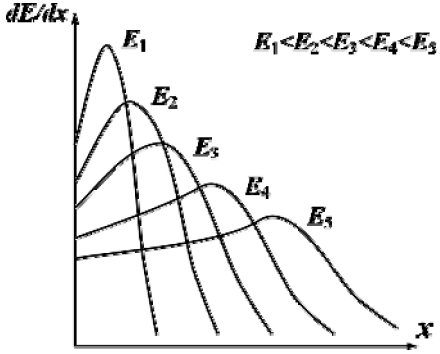


Рис. 5.2. Зависимость потерь энергии электронов от толщины материала

На рис. 5.3 показано рассчитанное распределение потерь энергии электронов различных энергий в KCl. Видно, что с изменением энергии от 10 до 100 кэВ [11], вид потерь, положение максимума потерь и пробег электронов значительно изменяются.

Экстраполированный пробег в радиационной физике измеряют также в граммах на квадратный сантиметр ($R'_{экст}$), т.е. он учитывает и плотность материала (ρ), и пробег, согласно выражения:

$$R'_{экст}[г/см^2] = \rho[г/см^3] \cdot R_{экст}[см]. \quad (5.13)$$

Существуют эмпирические выражения для определения пробега электронов, справедливые для определенных диапазонов энергий. Например, для энергии электронов 0,01 – 2,5 МэВ это выражение имеет вид:

$$R'_{экст}[г/см^2] = 0{,}4E_0^{(1{,}3-0{,}111\times\lg E_0)}. \quad (5.14)$$

Поглощенная доза электронов определяется величиной поглощенной энергии на единицу массы поглотителя. Единицей измерения поглощенной дозы является Грей (гр): 1 Гр = 1 Дж/1 кг; доза в 100 раз меньше Грея называется Радом ; 1 Гр = 100 Рад.

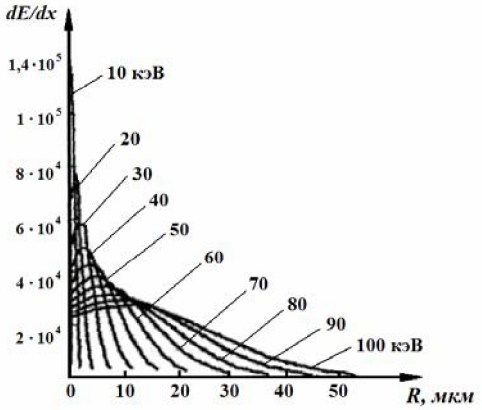


Рис. 5.3. Распределение потерь энергии электронов в KCL

Если толщина образца много больше пробега электронов и электроны передают всю свою энергию поглотителю, то средняя поглощенная доза рассчитывается по выражению:

$$D = \frac{1{,}6 \times E \times \varphi \times t}{\rho \times d} 10^{-8} [Рад], \qquad (5.15)$$

где E – в *МэВ*; φ – в *Эл/(см²·с)*; t – в *с*; ρ – в *г/см³*; d – в *см*.

Если толщина образца мала по сравнению с пробегом электронов и электроны проходят образец с малыми потерями, то среднепоглощенная доза рассчитывается по выражению:

$$D \approx 1{,}6 \times 10^{-8} \left(-\frac{dE}{dx} \right) \frac{\varphi}{\rho} [Рад], \qquad (5.16)$$

где dE/dx – в *МэВ/см*.

Для большинства полимеров толщиной до 60 % пробега электронов справедливы соотношения:

$$D \approx 0{,}25 \times I \times t [МРад], \qquad (5.17)$$

$$D = \frac{E \times I \times t}{m} [Рад] \text{ при } R_{экст} \le d, \qquad (5.18)$$

где I – плотность тока, *мкА/см²*; m – масса полимера.

5.3. Ионы, протоны

Потери энергии ионов состоят из упругих (смещение) и неупругих (ионизация, возбуждение) и определяются выражением [12, 13]:

$$-\frac{dE}{dx} = N\left[Sn(E) + Suu(E)\right], \tag{5.19}$$

где N – концентрация атомов в материале, $Sn(E)$, $Su(E)$ – сечение упругих и ионизационных потерь соответственно.

Пробег ионов определяется потерями энергии:

$$R = -\frac{1}{N}\int_0^{E_0}\frac{dE}{Sn(E) + Su(E)}. \tag{5.20}$$

Потери энергии на упругие взаимодействия определяются соотношением масс ускоренного иона (M_1) и атома материала (M_2), а также углом их разлета (α) согласно теории шаров:

$$En(E_0) = 4E_0\frac{M_1 \times M_2}{(M_1 + M_2)}\cos^2\alpha. \tag{5.21}$$

Ионизационные потери энергии определяются как массами, так и зарядовыми числами ускоренного иона (Z_1) и атома материала (Z_2) по выражениям:

$$En(E_0) = \frac{4{,}3\times10^{-8}\left(Z_1 + Z_2\right)^{\frac{5}{2}}}{\left[1 + 3{,}1\times10^{7}\left(Z_1 + Z_2\right)^{\frac{1}{2}} \times r\right]}, \tag{5.22}$$

$$r = 2\pi a^2 NR\frac{M_1 \times M_2}{(M_1 + M_2)^2}, \tag{5.23}$$

$$a = \frac{0{,}885 \times a_0}{\left(Z_1^{\frac{2}{3}} + Z_2^{\frac{2}{3}}\right)^{\frac{1}{2}}}, \tag{5.24}$$

где a_0 – радиус первой боровской орбиты, равный $0{,}529\cdot10^{-8}$ см.

Пробег ионов в материале определяется выражением:

$$R\left[\overset{\circ}{A}\right] = \frac{60E_0M_2(M_1 + M_2)\left(Z_1^{\frac{2}{3}} + Z_2^{\frac{2}{3}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\rho \times M_1Z_1Z_2}, \tag{5.25}$$

где ρ в *г/см*^{3}, E_0 в *кэВ*.

Так как для любого материала примерно выполняется соотношение

$$\frac{M_1}{Z_1} = \frac{M_2}{Z_2} = ... = \frac{M_n}{Z_n} \cong 2{,}2\,, \tag{5.26}$$

то выражение для пробега можно упростить:

$$R\left[\overset{\circ}{A}\right] = \frac{130E_0\left(1+\dfrac{M_2}{M_1}\right)}{\rho Z_1^{\frac{2}{3}}}. \tag{5.27}$$

Соотношение между истинным и экстраполированным пробегом для ионов имеет вид:

$$R_{экст} = \frac{R}{1+\dfrac{M_2}{3M_1}}. \tag{5.28}$$

В отличие от электронов, ионы меньше рассеиваются, их траектории более прямолинейны. Распределение потерь энергии по толщине материала подчиняется нормальному закону. С ростом энергии ионов кривая распределения смещается в глубь материала. На рис. 5.4 показано распределение потерь энергии для ионов различной энергии.

Вид кривой потерь энергии электронов и ионов соответствует распределению радиационных дефектов по толщине материала, которые и определяют изменение свойств и рабочих характеристик. Со временем после облучения распределение радиационных дефектов будет изменяться из-за их диффузии и взаимодействия, которое приводит к образованию новых дефектов и к их аннигиляции.

В данном разделе использован термин «материалы». Более правильно было бы пользоваться терминами «мишень» или «вещество». Приведенные формулы справедливы для моноатомных мишеней.

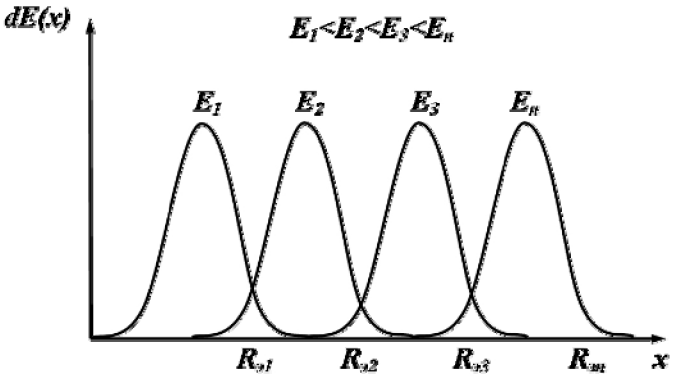


Рис. 5.4. Распределение потерь энергии ионов по толщине материала

5.4. Взаимодействие нейтронов с материалами

Так как нейтроны электрически нейтральны, то они не взаимодействуют с электронами, а энергию передают в результате столкновения с ядрами вещества. В зависимости от энергии нейтроны делятся на несколько типов: тепловые ($E \sim 0{,}025$ эВ); медленные или надтепловые (Е = 0,025 – 100 эВ); промежуточные (E = 0,1 – 100 кэВ); быстрые (Е = 100 кэВ – 20 МэВ) и релятивистские (Е > 20 МэВ).

Нейтроны различных энергий присутствуют в околоземном КП. Каждый тип нейтронов характеризуется своим набором взаимодействия с материалами: упругое рассеяние (n, n); неупругое рассеяние (n, nγ) радиационный захват (n, γ); расщепление с вылетом заряженной частицы (n, p), (n, α) и т.д. Вероятность взаимодействия нейтрона с ядрами характеризуется полным эффективным поперечным сечением рассеяния ($\sigma_п$) равным сумме сечений упругого ($\sigma_{упр}$), неупругого ($\sigma_{неупр}$) рассеяния, радиационного захвата ($\sigma_{захв}$), расщепления ($\sigma_{расщ}$) и деления ядер ($\sigma_{дел}$):

$$\sigma_n = \sigma_{упр} + \sigma_{неупр} + \sigma_{захв} + \sigma_{расщ} + \sigma_{дел}. \qquad (5.29)$$

Пучок нейтронов ослабляется по закону:

$$\varphi + \varphi_0 e^{-xN\sigma}, \qquad (5.30)$$

где φ, φ_o – плотность потока нейтронов перед мишенью и прошедших мишень соответственно; x – толщина поглощающего слоя; N – число атомов в 1 см^3 мишени; σ – микроскопическое эффективное поперечное сечение ядра, измеренное в барнах (1 барн = 10^{-24} см^2).

Для легких ядер эффективное поперечное сечение не совпадает с геометрическим сечением, для тяжелых ядер оно близко.

Поглощенная энергия нейтронов (поглощенная доза) определяется видом взаимодействия, энергий и потоком нейтронов и параметрами вещества. При упругом рассеянии переданная энергия определяется также как и для тяжелых заряженных частиц по выражению:

$$E = 4E_0 \frac{M_1 \times M_2}{(M_1 + M_2)^2} \cos^2 \alpha, \qquad (5.31)$$

где M_1 и M_2 – масса нейтрона и ядра соответственно; E_0, E – энергия нейтрона до и после взаимодействия соответственно; α – угол столкновения.

Число смещенных атомов определяется по принципу твердых шаров с учетом каскадной функции. Если мишень представляет смесь атомов, то пользуются правилом аддитивности.

При протекании ядерных реакций поглощенная энергия определяется соотношением [2]:

$$D = 1{,}6 \times 10^{-8} N \times \sigma \times k \times Q\left[рад/\left(н \cdot см^2\right)\right], \qquad (5.32)$$

где k – содержание изотопа в естественной смеси, которое, например, для ^{14}N равно 99,6%, для ^{17}O – 0,039%.

Для азота и кислорода характерны ядерные реакции:

$$^{14}_{7}N + n = ^{14}_{6}C + p\left(^{1}_{1}H\right),\ ^{17}_{8}O + n = ^{14}_{6}C + \alpha\left(^{4}_{2}He\right). \qquad (5.33)$$

Нейтроны различных диапазонов энергий характеризуется следующими видами взаимодействий.

1. Тепловые нейтроны:

а) реакции радиационного захвата, энергия, высвобождающаяся при захвате мала, поэтому при переходе из возбужденного в основное состояние высвобождается γ-квант. Если ядро тяжелое, то испускается α-частица;

б) упругое рассеяние, при котором изменяются углы рассеяния;

в) неупругое рассеяние с делением нескольких ядер.

2. Медленные нейтроны:

а) реакции радиационного захвата с образованием γ – квантов;

б) упругое рассеяние.

3. Промежуточные нейтроны.

Для них характерно неупругое рассеяние, сопровождающееся делением тяжелых ядер, испусканием γ-квантов, избыточных нейтронов и осколков деления.

4. Быстрые и релятивистские нейтроны.

При таких энергиях возможны реакции, не имеющие места при более низких *энергиях. Наиболее существенны реакции (n, p), (n, α), возможны реакции (n, n, γ)* – быстрый нейтрон возбуждает ядро, испускается нейтрон с меньшей энергией, а при переходе ядра в основное состояние излучается γ-квант.

5.5. Воздействие потоков микрометеоритов и пыли планетарного происхождения на материалы космических аппаратов

При полете космических аппаратов их внешние поверхности подвергаются ударам микрометеоритов. Основные параметры наибольшей части микрометеоритов следующие [14, 15]: масса – 10^{-17} – 10^{-9} кг, интегральная плотность потока – 10^{-8} част./см^2, интервал скоростей относительно КА – до 72 км/с.

Удары таких частиц, как правило, не могут привести к пробою внешней оболочки аппарата, но вызывают эрозию внешних поверхностей и изменяют их свойства [16, 17]. Поэтому возникает научный интерес и необходимость экспериментального и теоретического исследования проблем взаимодействия микронных частиц в широком интервале скоростей с материалами внешних поверхностей космических аппаратов.

При ударе микрометеорной частицы о поверхность твердого тела за время 10^{-10} *с* возникает область сильного сжатия вещества, которая является источником ударной волны, как в мишени, так и в налетающей частице. На-

чальные параметры ударной волны определяются законами сохранения массы, импульса, энергии и уравнениями состояния мишени и снаряда. Например, при ударе стальной частицы о стальную мишень со скоростью 10-80 км/с давление будет составлять приблизительно $10^{11} – 10^{13}$ Па.

При низкоскоростных ударах ($V \approx 1$км/с) основную роль играет пластическая деформация мишени, т.е. происходит выдавливание или выплескивание материала мишени из кратера, вокруг которого образуется венчик. Если мишень хрупкая (стекло, кварц), ударная волна приводит к хрупкому разрушению, образуются радиальные и тангенциальные трещины. Пороговая скорость пластической деформации металла определяется соотношением:

$$V = \sqrt{\frac{8\sigma}{\rho}}, \tag{5.34}$$

где σ – предел текучести; ρ – плотность.

При скорости удара большой пороговой $V_1 > V$ происходит плавление вещества за счет нагрева его ударной волной сжатия. Примерно через 0,3 мкс после момента соударения из кратера вылетает «протуберанец», состоящий из частиц расплавленного материала мишени. Пороговая скорость для свинца, например, составляет 1,6 км/с.

Экспериментально установлено [15], что в диапазоне скоростей 5 – 10 км/с форма кратера близка к полусферической. Отношение диаметра кратера в мишени (D) к диаметру налетающей частицы (d) зависит от ее скорости и определяется соотношением:

$$\frac{D}{d} = bV^{\frac{2}{3}}, \tag{5.35}$$

где b – постоянная, зависящая от скорости звука в веществе или модуля упругости.

Для более высоких скоростей соударения существенным становится испарение вещества мишени и частицы. Испарение происходит чрезвычайно быстро, подобно взрыву. Вторая пороговая скорость V_2 составляет 10 – 20 км/с, выше нее соударение имеет взрывной характер. При этом форма кратера отличается от сферической, при таких скоростях происходит увеличение эффективной площади повреждений.

При еще более высоких скоростях соударения, порядка 30 – 80 км/с существенными становятся ионизационные процессы, так как ионизация энергетически более выгодна. Разлет вещества из кратера сопровождается остаточной ионизацией продуктов и свечением плазмоида. Начальная температура в области удара может быть в пределах $10^5 – 10^6$ К, так что вещество плазмоида сильно ионизовано в первый момент ($t_1 = 10^{-10}$с). Затем плазмоид расширяется в вакуум и охлаждается, что приводит к уменьшению его плотности.

Физические условия космического пространства и закономерности взаимодействия факторов КП с материалами показывают, что при имитации условий КП в первом приближении можно пренебречь влиянием нейтронов

на свойства материалов из-за их малых потоков. Аналогичная ситуация и с микрометеоритами. Например, оценка эрозии материалов показала [18], что все ТРП обладают высокой стойкостью в условиях эксплуатации, эрозия за 10 лет не превышает 4,5 %. Исключение составляют области астероидных поясов, в которых плотность потоков существенно выше, поэтому в эти области нежелательно запускать КА, что и осуществляется на практике.

Галактические и солнечные космические лучи учитывать необходимо, так как они, несмотря на малую плотность потоков, имеют высокую энергию и их энергопоток может быть ощутим. Для солнечных космических лучей плотность потока будет значительно возрастать во времена солнечной активности.

Отдельно ГКЛ и СКЛ можно не имитировать, а учитывать потоки электронов, гамма– и рентгеновского излучения при имитации электронной составляющей орбиты. Потоки ионов ГКЛ и СКЛ можно учесть при имитации прогонной составляющей орбиты.

Тогда имитацию ионизирующих излучений орбит, расположенных за пределами ионосферы Земли в области магнитосферы Земли (радиационные пояса Земли, зона захваченной радиации, зона плазмосферы), а также в полярных областях, можно осуществить электромагнитным излучением со спектром излучения, близким к солнечному, протонами и электронами. При имитации условий межпланетного пространства необходимо воспроизводить плазм Солнечного ветра и ЭМИ Солнца, для околоземного космического пространства – ионосферную плазму и ЭМИ Солнца.

В итоге достаточным является наличие имитаторов трех типов, способных воспроизвести основные факторы КП для любых орбит в солнечной системе (кроме орбит вблизи планет). Они должны быть оснащены источниками: – ЭМИ Солнца + ионосферной плазмы (в т.ч. атомарного кислорода); – ЭМИ Солнца + протонов + электронов; – ЭМИ Солнца + Солнечного ветра.

ГЛАВА 6

ИМИТАЦИЯ И МОДЕЛИРОВАНИЕ УСЛОВИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

6.1. Экспериментальное оборудование для имитации факторов КП и измерений характеристик покрытий

Точное воспроизведение факторов КП в наземных условиях является технически сложной и часто невыполнимой задачей. Это относится, прежде всего, к заряженным частицам (электронам и протонам), коротковолновому диапазону ЭМИ (вакуумному ультрафиолету, рентгеновскому и γ-излучению), вакууму. Поэтому при наземных испытаниях материалов осуществляют не полную имитацию условий КП, **а** имитацию **с** применением элементов моделирования их воздействия.

Непременным условием имитации радиационных факторов КП является наличие всех видов излучений. Если КА функционирует в ОКП, то необходимо имитировать ионосферную плазму и ЭМИ Солнца, если в радиационных поясах Земли, то – электроны, протоны, ЭМИ Солнца, если в межпланетном КП, то – Солнечный ветер и ЭМИ Солнца. Необходимость имитации совместного (одновременного или последовательного) воздействия радиационных факторов КП вызвана синергетическими эффектами, проявляющимися при совместном действии.

Поэтому все функционирующие имитаторы необходимо подразделять на имитаторы для исследований свойств ТРП, в которых воспроизводятся отдельные виды излучений и на имитаторы для испытаний ТРП с целью определения их работоспособности на определенных орбитах, в которых воспроизводятся все виды излучений, действующих на этих орбитах.

Одним из основных узлов имитаторов для испытаний ТРП является устройство для измерения коэффициента поглощения a_s и излучательной способности ε и их изменений под действием факторов КП. Наличие таких устройств, позволяющих осуществлять измерение (определение) a_s в вакуумной камере на месте облучения образцов (in sity), вызвано «отбеливанием» облученных образцов при контакте с атмосферой. Величина восстановления отражательной способности – «отбеливания» зависит от многих факторов (тип ТРП, вид и доза излучения, время пребывания образца в атмосфере или в остаточном вакууме [3, 4]). Учесть величину восстановления a_s практически невозможно, поэтому необходимо определять a_s или спектры отражения в вакууме.

В связи с этим описание имитаторов КП изложено совместно с описанием устройств и методов для измерения a_s и ε в вакууме. Обычно применяют оптические и теплофизические методы измерений. При оптических мето-

дах регистрируют спектры отражения в солнечном диапазоне, по ним рассчитывают a_s. Для этого используют встроенные в камеры имитаторов спектрофотометры. Возможно и непосредственное измерение a_s с помощью накладных фотометров, расположенных вне камеры имитатора и измеряющих интегрально через кварцевое окно.

Первыми имитаторами в России и странах СНГ с оптической системой измерения спектров отражения в вакууме были имитаторы НИИ ЯФ Томского политехнического института «Спектр-1» и «Спектр-2» [5]. Принципиально эти имитаторы одинаковы.

Имитатор «Спектр-1» представляет собой спектрофотометр высоковакуумного исполнения, содержащий источник света, имитирующий спектр Солнца в диапазоне 0,2 – 2,2 мкм, источники электронов, протонов и ионов водорода, а также систему напуска газов и контроля их парциального давления, термостатируемый столик для образцов. Схема имитатора приведена на рис. 6.1.

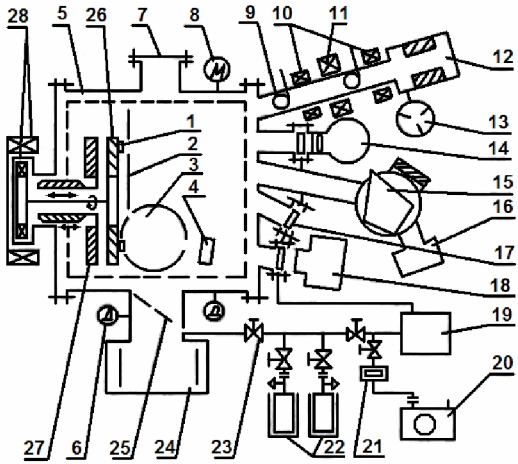


Рис. 6.1. Схема установки “Спектр – 1”: 1– образец, 2 – защитный экран, 3 – сфера, 4– клиновая линза, 5 – азотный экран, 6– датчик РОМС-1, 7 – загрузочный люк, 8 – датчик МИ-27, 9 – люминесцирующие флажки, 10 – отклоняющие катушки, 11 – фокусирующая катушка, 12 – электронная пушка, 13 – сублимационный титановый насос, 14 – осветитель на лампе ДКСР-3000, 15 – магнитный масс-сепаратор, 16 – источник ионного тока, 17 – смотровое кварцевое окно, 18 – блок осветителей для измерения отражения, 19 – баллон “охранного вакуума”, 20 – форвакуумный насос, 21 – сорбционная ловушка, 22 – цеолитовые насосы, 23 – кран ДУ-10, 24 – насос НЦДО-025-1, 25 – поворотная диафрагма, 26 – поворотный столик, 27 – нижний столик-термостат, 28 – магнитный привод.

Вакуумная камера установки изготовлена из нержавеющей стали, внутренняя поверхность камеры обработана электрополировкой. Уплотнение

разъемных соединений обеспечивается медными прокладками, уплотнения кварцевых окон выполнены из фторопласта, надежность герметичности уплотнений обеспечивается системой «охранного вакуума». Полезный объем камеры 60 л. Рабочее давление в камере $5 \cdot 10^{-6}$ Па создается магниторазрядным диодным охлаждаемым насосом НМДО-025-1. Вакуум в электронном тракте поддерживается периодическим включением сублимационного титанового насоса 13 производительностью 40 л/с. Предельный вакуум в камере после прогрева до 500 К в течение 20 ч составляет 10^{-7} Па. Для предварительной откачки используются цеолитовые насосы 22. Для снижения коэффициента возврата молекул газов, десорбирующихся с поверхности образцов при терморадиационном воздействии, вокруг столика 26 имеется охлаждаемый жидким азотом экран 5.

Образцы, исследуемых материалов прижимают обоймами к поверхности медного предметного столика. В пяти обоймах размещается 120 образцов диаметром 15 мм. Вращение столика вокруг оси от магнитного привода 28 позволяет поочередно исследовать образцы без нарушения вакуума. Для поддержания температуры образцов в интервале 80 – 470 К служит прижимной столик-термостат 27, представляющий собой плоское медное кольцо с каналом для жидкого теплоносителя и электрическим нагревателем. Температура измеряется медь-константановыми термопарами, зачеканенными в подложки образцов.

Отражательную способность непрозрачных материалов измеряют абсолютным методом с использованием шарового фотометра [6]. Схема измерений приведена на рис. 6.2. Часть элементов оптической системы измерений в области длин волн 0,2 – 2,2 мкм: источники света СВД-200 и КГМ-300, монохроматор МДР-3, фотоприемники ФЭУ-39А, ФЭУ-62, ФЭУ-83, ФЭУ-106 и фотосопротивление ФСВ-16АН расположены вне вакуумной камеры. Клиновая линза 13, интегрирующая сфера 23 и другие элементы оптической системы встроены внутрь вакуумной камеры Сфера диаметром 13 см изготовлена из чистого алюминия, ее внутренняя поверхность обработана по специальной технологии [7], обладает высокой отражательной способностью и индикатрисой рассеяния, близкой к ламбертовской.

Для измерения спектров ρ_λ образец поворотом предметного столика начала устанавливается напротив отверстия O_2 в сфере, а затем прижимным столиком-термостатом вводится в это отверстие. Направляющие конуса, входящие в соответствующие углубления на предметном столике, служат для точной установки образца, при которой его поверхность совпадает с поверхностью сферы. Отверстие O_4 при этом закрывается пробкой, отражательная способность которой такая же, как и у сферы.

Абсолютный метод регистрации спектров заключается в измерении освещенностей, создаваемых на определенном участке внутренней поверхности интегрирующей сферы при двух различных положениях светового пучка, вводимого в сферу через отверстие O_1), с помощью клиновой линзы 13.

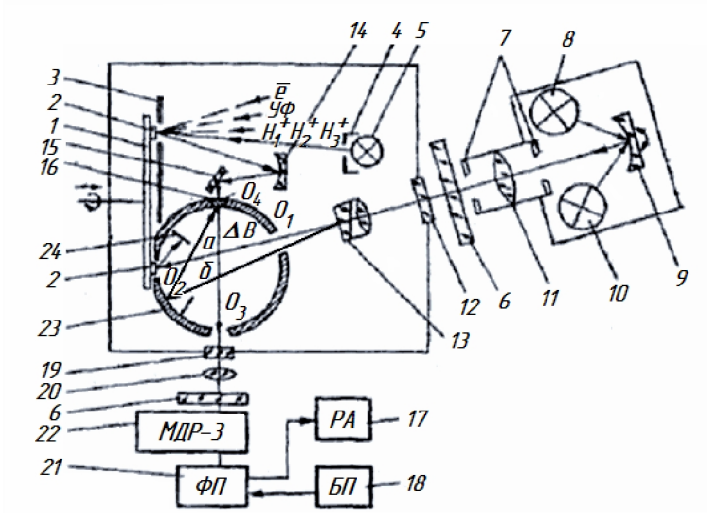


Рис. 6.2. Схема измерения спектров диффузного отражения и люминесценции: 1 – предметный столик, 2 – образец, 3 – защитный экран, 4 – экран-диафрагма, 5 – эталонная лампа КГМ-100, набор стеклянных светофильтров, 7 – апертурные диафрагмы, 8 – лампа СВД-200, 9 – поворотное зеркало, 10 – лампа КГМ-300, 11 – фокусирующая кварцевая линза, 12 – входное кварцевое окно, 13 – клиновая лампа, 14,15 – алюминиевые зеркала, 16 – пробка, 17 – регистрирующая аппаратура, 18 – блоки питания фотоприемников, 19 – выходное кварцевое окно, 20 – конденсор, 21 – блок фотоприемников, 22 – монохроматор, 23 – интегрирующая сфера, 24 – экран, O_1 – входное отверстие сферы, O_2 – измерительное отверстие сферы, O_3 – выходное отверстие сферы, O_4 – дополнительное отверстие сферы.

В положении *а,* когда световой поток падает на образец, в освещенности площадки ΔВ не участвует первично отраженный от образца пучок (участок ΔВ находится в тени экрана 24) Освещенность создается лишь вторичным и последующим многократными отражениями от поверхности сферы. Ток фотоприемника, регистрирующею освещенность площадки ΔВ, в этом случае равен:

$$I_{обр} = c\Phi_1 = c\frac{\rho_{обр}\Phi_0}{4\pi R^2}\left[1-\frac{\sum_{i=1}^{n} f(Q_1)S_1}{AR^2}\right]\frac{\rho}{1-\rho}. \qquad (6.1)$$

Когда световой поток переводится в положение *б,* освещенность участка ΔВ создается как первичным, так и последующими отраженными лучами В этом случае ток фотоприемника определяется соотношением:

$$I_{сф} = c\Phi_2 = c\frac{\Phi_0}{4\pi R^2}\frac{\rho}{1-\rho}, \qquad (6.2)$$

где c – коэффициент пропорциональности; ρ – коэффициент отражения поверхности сферы; $\rho_{обр}$ – коэффициент отражения образца; $f(Q_i)$ – индикатриса рассеяния в направлении на технологические отверстия в сфере; S_i – площадь i-го отверстия; A – телесный угол площадки; $\rho' = \dfrac{\rho(S - S_{отв})}{S}$ – приведенный коэффициент отражения сферы; R – радиус сферы; $Ф_0$ – входящий в сферу световой поток.

Из (6.1) и (6.2) находим выражение для коэффициента отражения образца:

$$\rho_{обр} = \frac{I_{обр}}{I_{сф}} = \left(1 - \frac{\sum_{i=1}^{n} f(Q_i) S_i}{AR^2}\right) = K \frac{I_{обр}}{I_{сф}}. \qquad (6.3)$$

Коэффициент К учитывает потери света при прохождении через отверстия в сфере и составляет 1,04 – 1,08. Экспериментально определенная погрешность измерений коэффициента отражения составляет 0,2 – 0,3 % в области 0,2 – 1 мкм и ~ 2 % в области 1 – 2,2 мкм

Для регистрации спектров люминесценции используется тот же оптический канал, что и для спектров отражения. В этом случае часть излученного образцом светового потока направляется на фотоприемник системой зеркал 14, 15 сквозь сферу через отверстие O_4. Спектр люминесценции нормируется по известному спектру излучения лампы КГМ-100. Люминесценцию возбуждают потоком электронов (электронная пушка *12,* рис. 6.1) или лазерным излучением (лазер ЛГИ-21).

Источником ускоренных электронов служит электронная пушка с катодом из LaB_6. Регулируемое от 0 до 150 кэВ напряжение подается с роторного электростатического генератора РЭСГ-150. Для формирования и транспортировки пучка электронов служат электромагнитные отклоняющие *10* и фокусирующая 11 катушки. Для визуального контроля пучка в электронопроводе имеются люминесцирующие флажки 9. Плотность тока электронов на мишени, регулируемая накалом катода и фокусировкой пучка, составляет $10^{-9} – 2 \cdot 10^{-5}$ А/см^2.

Источником ионов водорода (H^+, H_2^+, H_3^+) является разряд Пеннинга при давлении 10^{-1} – 10 Па и напряжении 150 – 400 В. Ускоряющее напряжение (до 15 кэВ) подается на катод пушки. Пучок ионов водорода через отверстие в извлекающем электроде вводится в камеру отклонения и фокусируется краевыми полями полюсных наконечников электромагнита масс-сепаратора. Плотность тока протонов на мишени составляет $5 \cdot 10^{-11} – 2 \cdot 10^{-7}$ А/см^2, для ионов H^+ и H_3^+ она в 3 раза больше.

В экспериментах по воздействию света на образец источником служит ксеноновая лампа ДКСР-3000, установленная в осветителе 14 (см. рис. 6.1). Спектр излучения лампы показан на рис. 6.3, там же для сравнения приведен

спектр излучения Солнца. Видно их удовлетворительное совпадение и различие в некоторых областях. С помощью хроматической короткофокусной параболической линзы определенный участок спектра фокусируется в плоскость образца. Плотность светового потока регулируется током лампы и положением линзы. Световой поток от ртутной лампы ДРШ-250 вводится в камеру (окно 17) через стеклянные светофильтры.

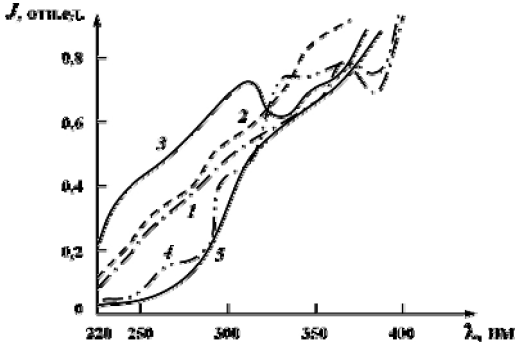


Рис. 6.3. Спектры излучения ксеноновых ламп ДКСШ-1000 (1), ДКСР-3000 (2), ДКСР-6000 (3), угольной дуги (4) и Солнца (5).

Парциальное давление остаточных газов и газовыделение из исследуемых материалов контролируются радиочастотным однополюсным масс-спектрометром РОМС-1. Один из датчиков масс-спектрометра расположен в прямом газовом потоке от образца, второй – ниже поворотной диафрагмы *25* (см. рис. 6.1). Такое расположение датчиков позволяет определять потоки газов, выделяющихся из образцов при облучении или при прогреве.

На установке исследовали спектры ρ_λ и катодолюминесценцию, а также газовыделение при облучении различных порошков и ТРП. Имитатор «Спектр-2» аналогичен по назначению и конструктивно имитатору «Спектр-1». Он имеет следующие отличия от имитатора «Спектр-1»:

- отсутствует возможность регистрации спектров люминесценции;
- предназначен для имитации условий радиационных поясов Земли, снабжен ускорителем протонов на энергию до 140 кэВ;
- эталоном при измерении спектров ρ_λ служит не сфера, а образец сравнения с близкими оптическими свойствами.

Аналогичный имитатор изготовлен в КБ Прикладной механики [8], отличающийся конструкцией предметного столика. В зарубежных исследовательских центрах для определения a_s и его изменений используют, как правило, спектрофотометры, аналогичные описанному [9].

Имитатор условий околоземного КП, воспроизводящий ионосферную плазму и ЭМИ Солнца, позволяющий измерять a_s накладным фотометром, разработан также в НИИ ЯФ Томского политехнического университета [10]. Он позволяет воспроизводить условия низких орбит (150-600 км): степень

вакуума, элементный состав и энергию ионов ионосферной плазмы и солнечное электромагнитное излучение.

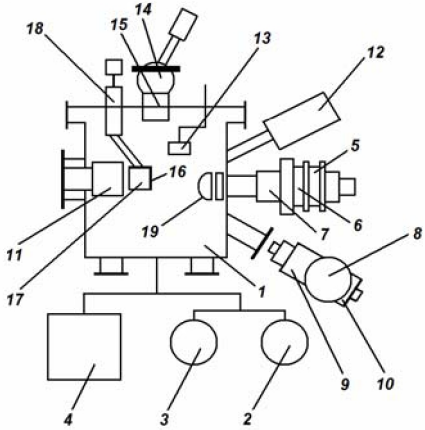


Рис. 6.4. Схема установки "Плазма"

На рис. 6.4 приведена блок-схема установки. К вакуумной камере присоединены цеолитовый вакуумный агрегат 2, 3 и два магниторазрядных насоса 4. Источником ионов служит плазменная пушка 5 с системой ускорения 6, фокусировки 7 и торможения 19. С помощью энергоанализатора определяется поток ионов и их энергия методом задерживающих потенциалов. Источник ЭМИ 8 выполнен на базе ксеноновой лампы ДКсШ-1000 с трехлинзовой системой фокусировки 9 и сферическим контроотра-жателем 10. Световой поток в эквивалентах солнечного облучения определяется фотоэлементом Ф-7 по ультрафиолетовой части спектра излучения лампы.

Система измерений характеристик материалов включает: масс-спектрометр РОМС-1 12 для контроля состава остаточных и выделя-ющихся в процессе облучения газов в диапазоне значений m/e от 1 до 75; кварцевые микровесы 13 с чувствительностью $2 \cdot 10^{-7}$ г/Гц для определения потерь веса облучаемых образцов; накладной фотометр ФМ-59 14 для контроля в вакууме через кварцевое окно 15 коэффициента поглощения a_s образцов в исходном состоянии и после действия излучений.

Исследуемый образец 16 закрепляется на термостате 17 и с помощью поворотного механизма 18 поворачивается либо к фотометру, либо к источнику излучения.

Поток газовых ионов создается ионным источником, представляющим собой коаксиальную газоразрядную камеру с холодным катодом. Из плазмы разряда в магнитном поле ионы сначала вытягиваются и ускоряются до ~5 кэВ. При этом создается поток необходимой плотности. Затем ионы тормозятся до заданной энергии. При оптимальном режиме работы ионного источника (разрядный ток 50 мА, напряжение горения разряда 700 В, напря-

женность магнитного поля 200 Э) энергия ионов регулируется от 0 до 400 эВ. Максимальная плотность потока составляла 10^{13} $см^{-2} \cdot с^{-1}$ при вакууме в рабочей камере $2 \cdot 10^{-3}$ Па. Масс-спектрометрический анализ пучка ионов кислорода показал следующее относительное их содержание: 62% O^+, 12% O_2^+ и остальное N^+, N_2^+, NO^+. Малое содержание ионов металлов и других нежелательных примесей обнаруживается при значительном увеличении разрядного тока. Так, при разрядном токе 100 мА относительное содержание ионов меди, появляющихся из-за распыления материала электродов, составляет 0,2%. Число многоразрядных ионов O^{++} и N^{++} составляет 0,5 – 1 %.

В данном имитаторе проводили исследования различных материалов при раздельном и совместном действии электромагнитного излучения и плазменного потока.

В качестве примера на рис. 6.5 показаны зависимости изменений коэффициента поглощения a_s покрытий на основе порошка ZnO от времени облучения кислородной плазмой (1, 3) и совместного облучения кислородной плазмой и ЭМИ, имитирующим солнечное (2, 4). Облучение проводили при комнатной температуре в вакууме $2 \cdot 10^3$ Па при средней энергии ионов 10 ± 10 эВ и плотности потока$3 \cdot 10^{12}$ $см^2 \cdot с$, интенсивность ЭМИ в ультрафиолетовой области составила $5 \cdot 10^{-2}$ $Дж \cdot см^{-2} \cdot с^{-1}$ в области $\lambda < 380$ нм.

Особенностью полученных кинетических кривых является снижение Δa_s после одного часа облучения и явная неаддитивность различных режимов облучения. Аналогичное уменьшение a_s и потерь веса наблюдали при облучении каптона высокочастотной плазмой низкого давления [11]. Полученные результаты указывают на удовлетворительные условия имитации ионосферного воздействия в установке с ионным пучком.

В имитаторе «Плазма» отсутствует устройство для измерения пучка нейтральных частиц (O, O_2, N, N_2), поэтому судить о влиянии атомарного кислорода – наиболее повреждающей компоненты ионосферной плазмы – трудно, хотя учитывая давление кислорода в разрядной камере и тип разряда, не следует ожидать существенной плотности потока атомарного кислорода. Градуировку плотности потока О можно осуществлять по изменению массы или по «потемнению» материалов с известными величинами изменений этих параметров.

Указанный недостаток устранен в имитаторе «Комплекс-2», разработанном в НИИ ЯФ МГУ, в котором для этих целей применены крутильные весы и калориметр [12]. В США создано более 30 имитаторов, в которых воспроизводятся потоки атомов, молекул и ионов кислорода и других составляющих ионосферной плазмы.

Помимо оптических методов определения коэффициента поглощения a_s, разработаны теплофизические методы. Одной из разновидностей теплофизических методов является динамический метод одновременного определения a_s, ε и их отношения [13].

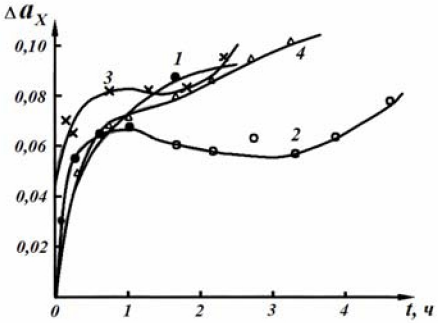


Рис. 6.5. Изменение коэффициента поглощения a_s покрытий ТРСО-2 (1,2) и ВЭ-16 (3,4) в зависимости от времени воздействия кислородной плазмы (1,3) и при совместном воздействии плазмы и электромагнитного излучения (2,4).

В описанных ранее нестационарных методах измерения a_s, ε и их отношения [14] необходимо знать удельную теплоемкость материала. Данный метод позволяет не только обойтись без знания удельной теплоемкости материала при определении а, и е, но и при необходимости произвести измерения ее величины в интервале температур -100 ÷ +200°С. Суть метода видна из рис. 6.6. Образец находится в вакуумной камере 3 внутри охлаждаемого жидким азотом экрана 4. Образец крепится на термопарах 5, свободные концы которых через изоляторы 6 подведены к термостатируемым термовводам 7.

Для нагрева образца потоком ускоренных полностью поглощаемых электронов применена электронная пушка с электростатическим дефлектором. Дефлектор изготовлен так, что входная 9 и выходная 11 щели находятся в фокальных плоскостях, т.е. под углом 127°.

Электроны, эмиттируемые катодом 8, отклоняются полем пластин дефлектора 10 на 90°, фокусируются в фокальной плоскости выходной щели 11, далее дефокусируются и, пройдя антидинатронную сетку 12 попадают на образец. Катод находится под отрицательным потенциалом относительно образца.

Уравнение теплового баланса для данного случая имеет вид:

$$mc_p(T)\left(\frac{dT}{d\tau}\right)_1 = I \times U - \varepsilon_{пр}(T)\sigma\left(T_{обр}^4 - T_{эк}^4\right)S_1, \qquad (6.4)$$

где

$$\varepsilon_{пр}(T) = \left[\frac{1}{\varepsilon(T)} + \frac{S_1}{S_{эк}}\left(\frac{1}{\varepsilon_{эк}(T)} - 1\right)\right]^{-1}; \qquad (6.5)$$

$c_p(T)$ – удельная теплоемкость образца;

m – масса образца;

$T_{обр}$ – температура образца;

$T_{эк}$ – температура экрана;

I – ток электронов на образец;
U – разность потенциалов между образцом и катодом;
S_1 – полная поверхность образца;
$S_{эк}$ – поверхность азотного экрана;
ε(T) – излучательная способность образца;
$\varepsilon_{эк}(T)$ – излучательная способность экрана;
σ – постоянная Стефана – Больцмана;
$(dT/d\tau)_1$ – скорость нагрева образца электронной бомбардировкой.

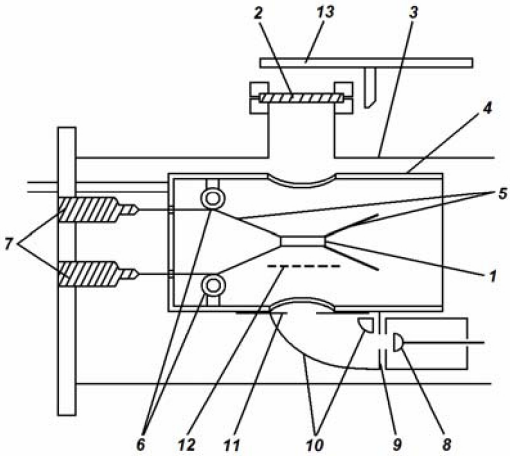


Рис. 6.6. Схема измерения a_s и ε: 1– образец исследуемого материала, 2 – окно для ввода излучения, 3 – камера, 4 – азотный экран, 5 – термопары, 6 – керамические изоляторы, 7 – термовводы, 8 – катод дефлектора, 9, 11 – входная и выходная щели, 10 – пластина дефлектора, 12 – антидинатронная сетка, 13 – модулятор светового потока.

Нагрев образца лучистым потоком осуществляется через кварцевое окно 2, перед которым установлен прерыватель 13. Источником излучения служит лампа ДКСР-3000. Уравнение теплового баланса при нагреве образца лучистым потоком имеет вид:

$$mc_p(T)\left(\frac{dT}{d\tau}\right)_2 = QS_2a_S(T) - \varepsilon_{пр}(T)\sigma\left(T_{обр}^4 - T_{эк}^4\right)S_1, \qquad (6.6)$$

где Q – поток лучистой энергии; S_2 – площадь, на которую падает лучистый поток; $(dT/d\tau)_2$ – скорость нагрева образца лучистым потоком.

При охлаждении образца имеем:

$$mc_p(T)\left(\frac{dT}{d\tau}\right)_3 = \varepsilon_{пр}(T)\sigma\left(T_{обр}^4 - T_{эк}^4\right)S_1. \qquad (6.7)$$

Здесь $(dT/d\tau)_3$ – скорость охлаждения образца.

Из уравнений (6.4), (6.6), (6.7) находим $a_S(T)$, ε(T), $a_S(T)/\varepsilon(T)$.

$$a_S(T)=\frac{IU}{QS_2}\left[\frac{(dT/d\tau)_2+(dT/d\tau)_3}{(dT/d\tau)_1+(dT/d\tau)_3}\right]. \quad (6.8)$$

Так как в нашем случае $S_1/S_{эк}=4\cdot10^{-3}$, $\varepsilon_{эк}(T)=0{,}85$, то можно записать $\varepsilon_{пр}(T)\cong\varepsilon(T)$. Тогда:

$$\varepsilon(T)=\frac{IU(dT/d\tau)_3}{\sigma S_1(T_{обр}^4-T_{эк}^4)[(dT/d\tau)_1+(dT/d\tau)_3]}, \quad (6.9)$$

$$\frac{a_S(T)}{\varepsilon(T)}=\frac{\sigma S_1(T_{обр}^4-T_{эк}^4)}{S_2Q}\left[\left(\frac{dT}{d\tau}\right)_2\Big/\left(\frac{dT}{d\tau}\right)_3+1\right]. \quad (6.10)$$

Зная скорости изменения температуры при нагреве и охлаждении образца, рассчитываем $a_s(T)$, $\varepsilon(T)$, $a_s(T)/\varepsilon(T)$ для всего диапазона температур.

Из (6.4) и (6.7) находим:

$$c_p(T)=\frac{IU}{m[(dT/d\tau)_1+(dT/d\tau)_3]}. \quad (6.11)$$

Для исследования работы пушки взят образец из алюминия и измерена зависимость тока на образец от потенциала дефлектора (рис. 6.7). Плато на кривой в диапазоне 1140 – 1180 В позволило выбрать рабочее напряжение дефлектора, равное 1160 В. Катод имеет потенциал -520 В относительно образца. Экспериментально показано, что облучение в течение 6 ч образца алюминия электронами с энергией 520 В не приводит к изменению ε, т.е. облучение подложки электронами с такой энергией не дает погрешности в определении ε.

Для устранения влияния вторичных электронов на величину тока образца введена антидинатропная сетка. Потенциал сетки подбирается так, что электронный поток полностью поглощается образцом.

На рис. 6.8 приведены зависимости тока образца и сетки от потенциала сетки и суммарного тока на образец и сетку от потенциала от них. Из кривой *3* видно, что при потенциале сетки -200 ÷ +350 В регистрируемый ток на образец имеет максимальное значение и состоит только из первичных электронов. Правая ветвь кривой показывает, насколько ток вторичных электронов из образца I_2 меньше, чем ток первичных электронов I_1.

Отсюда находим коэффициент вторичной электронной эмиссии:

$$\eta=\frac{(I_1-I_2)}{I_1}. \quad (6.12)$$

В данном случае для алюминия он равен 0,86, что хорошо подтверждается данными других авторов [1].

Однако в величину тока первичных электронов на образец могут вносить свой вклад положительно заряженные частицы, покидающие образец. Для выяснения этого были сняты зависимости тока сетки от потенциала на

ней (кривая 1) и суммарного тока на сетку и образец от потенциала на них (кривая 2).

Ток левой ветви кривой 2 не может включать ток положительных частиц, покидающих образец и сетку. Следовательно, участок кривой *1* при значениях потенциала от -200 до -350 В обусловлен током вторичных электронов сетки. Ток имеет отрицательное значение, так как коэффициент вторичной электронной эмиссии материала сетки (вольфрама) больше единицы.

При потенциале сетки ниже -520 В и общем токе пучка 300 мкА зарегистрировать ток положительно заряженных частиц прибором со шкалой 0,1 мкА не удалось. Значит, ток вторичных положительно заряженных частиц, по крайней мере, в $3 \cdot 10^3$ раза меньше тока первичных электронов и не может внести погрешность в измерение a_s и ε.

Из анализа характеристик были выбраны рабочие потенциалы: на дефлекторе $U_Д$= 1160 В, на катоде U_K = -520 В, на антидинатронной сетке U_{ac} =200 В.

Образец исследуемого материала размером 15 × 20 мм^2 закрепляли на двух термопарах в азотном экране и помещали в вакуумную камеру

После достижения вакуума в камере 10^{-5} Па и необходимой отрицательной температуры образца подавали ток накала на катод электронной пушки. Через 5-10 мин подавали напряжение на электростатический дефлектор и ускоряющее напряжение на образец. Скорость нагрева образца электронной бомбардировкой $(dT/d\tau)_1$ записывали потенциометром КСП-4. При достижении необходимой температуры образца, снимали ускоряющее напряжение и напряжение дефлектора, записывали кривую охлаждения образца $(dT/d\tau)_3$.

Электронный ток на образец регистрировали потенциометром Р348 с образцовой катушкой Р321. Для питания электронной пушки использованы выпрямители ВС-26, ВС-22, ВС-23. Ускоряющее напряжение измеряли прибором С-60.

После охлаждения образца до требуемой отрицательной температуры на него воздействовали лучистым потоком, создаваемым лампой ДКСР-3000. Образец нагревали лучистым потоком Q до температуры, равной температуре нагрева образца электронной бомбардировкой, записывали скорость нагрева $(dT/d\tau)_1$ Измерение величины лучистого потока производили термостолбиком С-589.

Скорость изменения температуры образца $(dT/d\tau)_n$ для различных значений T рассчитывали на ЭВМ, экспериментальные кривые предварительно сглаживались сплайн-функциями.

Оценка погрешностей определения $\varepsilon(T)$, $a_s(T)$ и $c_p(T)$ показала, что основной вклад в относительную ошибку определения a_s (формула 6.8) вносит величина Q, погрешность определения которой равна 5 %.

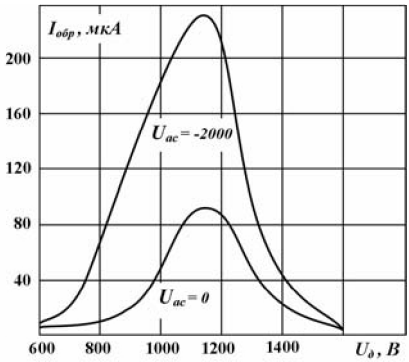


Рис. 6.7. Зависимость тока электронов на образец от потенциала дефлектора при потенциале катода -520 В ($U_{ас}$ – потенциал антидинатронной сетки)

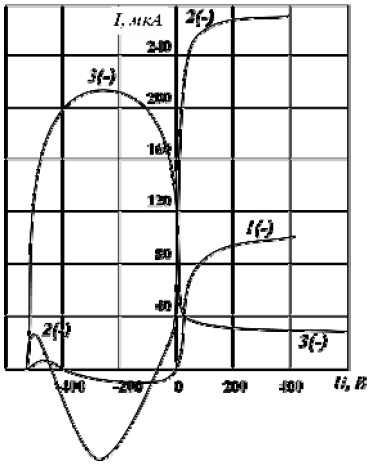


Рис. 6.8. Зависимость тока образца и сетки от потенциала на сетке при U_0 = 1160 В, Uc = -520 В: 1 – зависимость тока антидинатронной сетки от потенциала на ней; 2 – зависимость общего тока на сетке и образце от потенциала на них; 3 – зависимость тока образца от потенциала на антидинатронной сетки.

Отношение сумм производных дает ошибку около 2%. Погрешность измерения I и U зависит от класса точности измерительных приборов, в нашем случае она не более 0,7 %. Точность определения площади S_2 не хуже 0,15%. Суммарная ошибка определения $a_s(T)$ составляет 8 %.

Анализируя формулу (6.9), находим, что погрешность определения ε (Т) не более 5 %.

Ошибка в определении $c_p(T)$ менее 3%. Ошибка определения коэффициентов в стационарном режиме несколько меньше, так как выпадают значения производных, для a_s она не более 7%, для ε не более 3%.

Проверку метода измерения a_s и ε осуществляли на многих образцах (рис. 6.9). Значение ε получено тремя методами: динамическим, стационарным, исходя из значений $c_p(T)$. Видно хорошее совпадение значений $\varepsilon(T)$, полученных различными методами.

Значения $a_s(T)$, рассчитанные по уравнению (6.8), хорошо совпадают с данными других авторов [15], это подтверждается измерениями с помощью динамических и стационарных методов.

Динамический метод и устройство для его реализации использованы в имитаторе «Интеграл», позволяющем воспроизводить условия зоны РПЗ и межпланетного КП [16].

Если осуществлять нагрев образца в такой же последовательности, но до одинаковой постоянной температуры как при действии ЭМИ, имитирующего солнечное, так и при действии ускоренных, полностью поглощаемых электронов, то можно определить a_s, ε и их отношение. При этом отпадает необходимость в измерении темпов нагрева и охлаждения образца, в знании удельной теплоемкости. Такой метод называется стационарным, он является частным случаем динамического метода при $(dT/d\tau)_{1,3} = 0$.

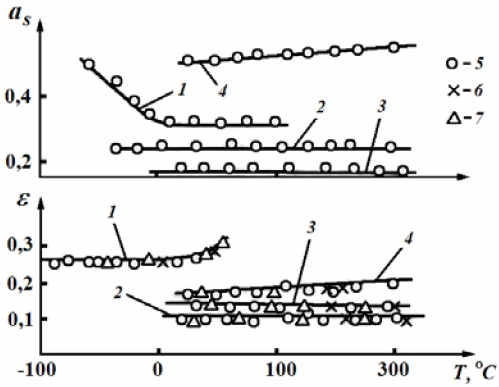


Рис. 6.9. Зависимость a_s и ε от температуры: 1 – медь окисленная, толщина пленки менее 5 мкм; 2 – алюминий марки АМГ-6 в состоянии поставки; 3 – алюминий марки АМГ-6, обработанный наждачной бумагой М20 по 5 классу чистоты; 4 – титан марки ОТ-4, обработанный наждачной бумагой М20 по 5 классу чистоты; 5 – динамический метод; 6 – стационарный метод; 7 – значения ε(T), полученные по известным значениям $c_p(t)$.

В этом случае уравнение теплового баланса запишется в виде:

$$Q \times a_S \times S_1 = \sigma \varepsilon S_2 \left(T_{cm}^4 - T_0^4\right), \tag{6.13}$$

$$IU = \sigma \varepsilon S_2 \left(T_{cm}^4 - T_0^4\right). \tag{6.14}$$

Выражения для a_s, ε и их отношения имеют вид:

$$a_S = \frac{IU}{QS_1}, \tag{6.15}$$

$$\varepsilon = \frac{IU}{\sigma S_2 \left(T_{cm}^4 - T_0^4\right)}, \tag{6.16}$$

$$\frac{a_S}{\varepsilon} = \frac{\sigma S_2 \left(T_{cm}^4 - T_0^4\right)}{S_1 Q} = K \frac{\left(T_{cm}^4 - T_0^4\right)}{Q}. \tag{6.17}$$

При определении отношения a_s/ε стационарным методом ошибка уменьшается, так как отпадает необходимость измерения мощности электронного пучка.

Известны другие разновидности теплофизических методов определения a_s, ε [17]. Данные методы часто применяют в натурных условиях. Для этого изготавливают термодатчики, рассчитывают тепловые потоки от Солнца, потоки, отраженные от Земли и от корпуса КА, и решают уравнения теплового баланса [8].

6.2. Имитация спектров заряженных частиц космического пространства

В КП существуют области, в которых имеются заряженные частицы широких диапазонов энергий. Их взаимодействие с материалами обусловливает потери энергии и образование радиационных дефектов, распределение по толщине материалов которых зависит от энергии и определяет изменение свойств.

Осуществить имитацию спектров заряженных частиц моноэнергетическими пучками при наземных испытаниях материалов, например по величине поглощенной дозы, нереально. Даже для полимерных материалов, для которых можно предполагать независимость радиационных процессов от энергии заряженных частиц при ее значениях больше энергии разрыва связей в молекулах, зависимость распределения потерь энергии и радиационных дефектов по толщине материала от начальной энергии заряженной частицы будет определять закономерности изменения свойств и рабочих характеристик.

Поэтому необходимы способы имитации спектров заряженных частиц КП или моделирования их воздействия. Имитацию спектра можно осуществить моноэнергетическим пучком, если его пропустить через мишень, имеющую различную толщину по сечению пучка. Тогда, имея различные потери энергии в различных точках, частицы будут выходить с различной энергией. Подбирая форму мишени, меняя ее плотность в принципе можно получить необходимый спектр частиц в каком-то диапазоне энергий.

Уравнение профиля поперечного сечения фольги можно найти в предположении, что движение частиц прямолинейное, а их энергия однозначно определяется длиной пути, пройденного частицами в материале. Эти предпо-

ложения хорошо выполняются в случае тяжелых частиц, хуже для электронов, которые не обладают резко выраженным пробегом в веществе.

Если пробег частиц (R) больше толщины фольги (t), то справедливо выражение:

$$\frac{dx}{dt} = \frac{dx}{dN} \times \frac{dN}{dE} \times \frac{dE}{dt}. \qquad (6.18)$$

В случае фольги, профилированной системой бороздок, если координата x отсчитывается от середины бороздки перпендикулярно ее образующим, решение упрощается.

Приняв:

$$R = const\, E^{\beta},\ N - const\, E^{\gamma},$$

где N – число частиц; E_{max} – начальная энергия частиц; E_{min} – наименьшая энергия спектра частиц пучка, прошедшего через фольгу, при $x(t=0)=0$, получим решение уравнения (6.18) в виде [18]:

$$x = M\left(\frac{E_{min}}{E_{max}}\right)^{\gamma}\left[\left(1-\frac{t}{R}\right)^{\beta\times\gamma} - 1\right].$$

В этом выражении M является произвольной постоянной, определяющей поперечные размеры бороздок. Удобно выбрать $M = R$ (рис. 6.10).

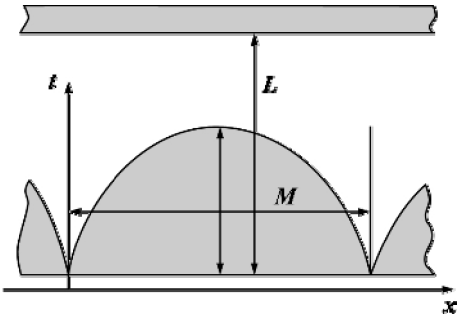


Рис. 6.10. Конфигурация бороздок фольги для получения спектра заряженных частиц.

На основании этого уравнения был рассчитан профиль поперечного сечения алюминиевой фольги для имитации низкоэнергетической протонной компоненты (E < 10 МэВ) внутреннего радиационного пояса Земли, спектр которой подчиняется уравнению:

$$N(E) = k \cdot E^{-0,3},\ т.е.\ \gamma = 0,3,$$

а пробег зависит от энергии по закону:

$$R = const\, E^{1,8},\ т.е.\ \beta = 1,8.$$

Частицы, прошедшие через фольгу, отклоняются от своего первоначального направления в результате многократного рассеяния. Если расстояние от фольги до мишени $L > 2M$, то потоки частиц от рядом лежащих элементов фольги (бороздок) перекроются в плоскости мишени, что даст

смешанный поток частиц с различной энергией. Например, при E_{max} = 6 МэВ и Δ = 20 мкм в случае алюминиевой фольги расстояние L будет равно 10 см.

На рис. 6.11 показан спектр протонов, полученный преобразованием протонов с энергией 6,5 МэВ, с целью имитации спектра протонов в Космосе, описываемого соотношением $N(E) \sim E^2$ [18].

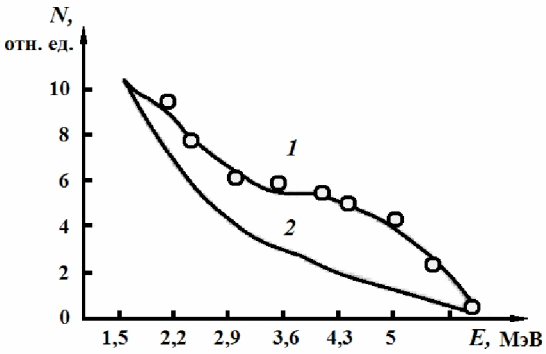


Рис. 6.11. Спектры протонов: 1 – полученный преобразованием с помощью фольги; 2 – в космическом пространстве.

Для преобразования моноэнергетических электронных пучков в пучки с энергетическими спектрами типа $j \sim e^{-Emax/k}$ используют согнутые под углом 60° танталовые пластины. Толщина пластин зависит от энергии пучка. Коэффициент преобразования таких пластин составляет несколько процентов.

На рис. 6.12 показаны спектры, полученные после трансформации моноэнергетических пучков электронов с энергией 3 МэВ, прошедших танталовую фольгу толщиной 500(1) и 800(2) мг/см^2 [18]. Для сравнения приведены энергетические спектры электронов в радиационных поясах Земли, описываемые выражениями:

1' – первичный спектр,

$N \sim 10^5 \exp - (E/0,5)$,

2' – спектр за защитой 250 мг/см^2,

$N \sim 10^3 \exp - (E/0,2)$.

Несмотря на то, что с помощью профилированной фольги можно проводить трансформацию пучков заряженных частиц, все же для имитации спектров на конкретных орбитах недостаточно таких методик, поскольку они имеют два существенных ограничения:

а) коэффициент трансформации не очень большой, т.е. спектр частиц после прохождения пластин охватывает малый диапазон энергий;

б) метод применим только для частиц с относительно большим пробегом.

Например, электроны с энергией в десятки кэВ проходят материалы с плотностью примерно 5 г/см^3 на глубину порядка 3-5 мкм. Протоны Солнеч-

ного ветра, а также протоны с энергией в десятки кэВ имеют пробег, равный десятым долям микрометра. Изготовить пластины таких толщин практически невозможно. Поэтому с помощью фольги не всегда удается достичь желаемого результата в воспроизведении спектра заряженных частиц.

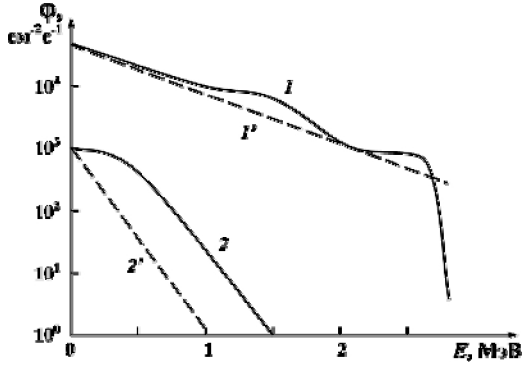


Рис. 6.12. Спектры электронов: 1, 2 – полученные преобразованием танталовыми пластинами толщиной 500(1) и 800(2) мг/см^2; 1', 2' – в космическом пространстве.

Имитация спектров заряженных частиц возможна и с помощью радиоактивных источников. Например, спектр электронов, действующих в натуральных условиях на кристаллический кремний интегральных микросхем (ИМС), находящихся за защитой из сплава АМГ-6УМ толщиной 2,5 мм можно удовлетворительно имитировать установкой на основе (β радионуклидов $^{90}Sr \rightarrow {}^{90}Y$ [19]. На рис. 6.13 для сравнения приведены два таких спектра, полученных на расстоянии 28 см и 187 см от излучателя, имеющего диаметр 34 см. Там же приведены натурные спектры. (По оси ординат отложено число электронов в относительных единицах, падающих на единицу площади, в единицу времени, в единичном интервале энергии. Такая же размерность на рис. 6.14 и 6.15.)

Видно, что в диапазоне энергий $E < 1{,}5\text{-}2$ МэВ совпадение спектров удовлетворительное. Следует однако отметить, что такой источник β-радионуклидов позволяет проводить испытания материалов при плотностях потоков электронов $10^5 - 10^8$ см$^{-2}$с$^{-1}$, чего для имитации спектров электронов в открытом Космосе явно недостаточно.

Имитацию спектров электронов, действующих на элементы электронной аппаратуры, в частности, на кристаллы кремния ИМС, находящихся за защитой можно осуществить с помощью γ-источника ^{60}Co. При использовании источника ^{60}Co применяют свинцовые или свинцово-алюминиевые экраны или водные поглотители. Свинцово-алюминиевые экраны уменьшают поток низкоэнергетических фотонов с энергией меньше 250 кэВ, водные и толстые свинцовые поглотители позволяют регулировать плотность потока электронов в широких пределах, но вместе с тем, приводят к усилению низкоэнергетической составляющей.

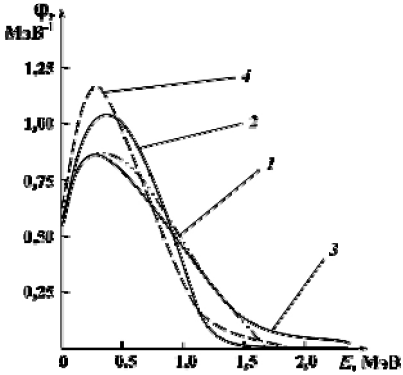


Рис. 6.13. Спектры электронов, действующие на кремний ИМС, находящийся на расстоянии 28 см (1) и 187 см (2) от источника β радионуклидов $^{90}Sr - {}^{90}Y$. Натурные спектры на орбитах 1(3) и 2 (4)

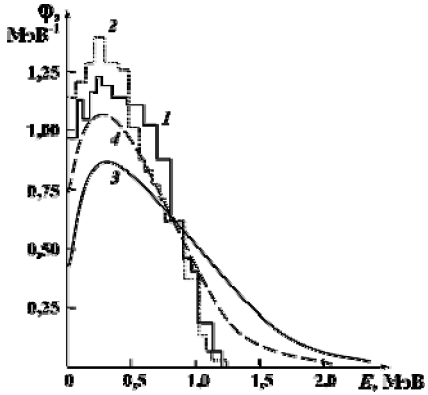


Рис. 6.14. Спектры электронов, действующие в кремнии ИМС за свинцовой защитой толщиной 2 см (1), 6 см (2) и натурные спектры на орбитах 1(3) и 2 (4)

На рис. 6.14 приведены рассчитанные методом Монте-Карло спектры электронов, полученные от источника ^{60}Co, расположенного на расстоянии 1,7 м от свинцовых экранов толщиной 2 и 6 см [20]. Там же приведены спектры электронов на двух орбитах, действующих на кристалл кремния ИМС, находящийся за защитой из сплава АМГ-6УМ толщиной 2,5 мм.

Поток электронов формируется в сопоставимых долях как за счет электронов, генерируемых в свинцовом экране и элементах окружения, так и за счет электронов, рождаемых в элементах ИМС.

Для воспроизведения натурного спектра электронов можно использовать ускорители с программным управлением энергией от цикла к циклу ускорения, позволяющие за время набора необходимого потока электронов многократно получать их спектры в определенном диапазоне энергий.

Ускоритель электронов может быть использован для совместной имитации и моделирования спектра электронов на орбите за счет тормозного излучения, генерируемого в гетерогенном конвертере. Методом Монте-Карло рассчитывают спектрально-угловые характеристики поля электронов в активных областях элементов электрорадиоизделий (ЭРИ) от ускорителя и в условиях орбит, затем варьированием энергии ускорителя получают совпадение спектров. При этом учитывают высокоэнергетические вторичные электроны, выходящие из конвертера и образующиеся в элементах ЭРИ и его близком окружении.

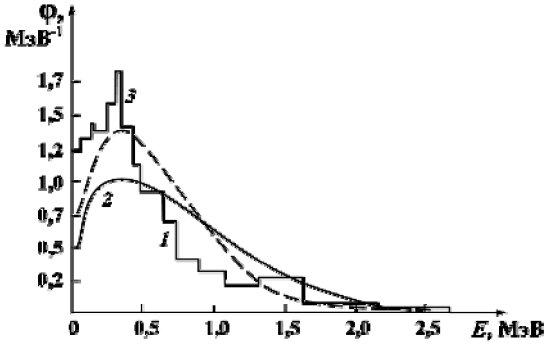


Рис. 6.15. Спектры электронов, действующие на кремний ИМС, полученный на ускорителе ЭЛУ-4(1), – на орбите 1 (2), – на орбите 2 (3)

На рис. 6.15 показан спектр электронов, полученный из конвектора линейного ускорителя ЭЛУ-4, действующий на кремниевый кристалл ИМС КМОП с корпусом 402.16, находящийся за защитой из сплава АМГ-6УМ толщиной 2 мм и спектры электронов на двух орбитах [21].

6.3. Моделирование спектров заряженных частиц

Под моделированием понимается замена спектра заряженных частиц моноэнергетическим пучком таким образом, чтобы изменение рабочего параметра материала было одинаковым в случае действия Моноэнергетического пучка и спектра заряженных частиц. Математически данное положение запишется в виде равенства:

$$\Delta P\left(E_0, \varphi_0\right) = \Delta P\left(\int_{E_1}^{E_2} \frac{d\varphi}{dE} dE\right), \qquad (6.19)$$

где E_0, φ_0 – энергия и плотность потока моноэнергетического пучка заряженных частиц при наземных испытаниях; $d\varphi/dE$ – спектр заряженных частиц на орбите в диапазоне энергий от E_1 до E_2; ΔP – изменение рабочего параметра материала космического аппарата.

6.3.1. Основные закономерности при замене спектров моноэнергетическими пучками

Можно предположить, что изменение рабочего параметра от действия потока заряженных частиц будет происходить по линейному, степенному или логарифмическому закону:

$$\Delta P = \alpha \times \Phi, \tag{6.20}$$

$$\Delta P = \alpha \times \Phi^{\beta}, \tag{6.21}$$

$$\Delta P = \alpha + \beta \times \ln \Phi, \tag{6.22}$$

где Ф – поток заряженных частиц, равный произведению φ·t; t – время облучения.

Тогда, заменяя ΔP из (6.22) его значениями, подставляя вместо Ф произведение $\varphi_0 \cdot t$ для моноэнергетического пучка и интеграл для спектра частиц, получим выражения для эквивалентной плотности потока, моделирующего действие спектра частиц, для этих трех функций [22]:

1) для линейного закона:

$$\varphi_0 = \varphi_{экв} = \frac{\int_{E_1}^{E_2} \alpha(E) \frac{d\varphi}{dE} dE}{\alpha(E_0)}; \tag{6.23}$$

2) для степенного закона:

$$\Delta P = \alpha(E_0) \Phi^{\beta(E_0)} = \alpha(E_0) (\varphi_0 t)^{\beta(E_0)}, \tag{6.24}$$

$$\Delta P = \left[t \int_{E_1}^{E_2} \alpha(E)^{\frac{1}{\beta(E)}} \frac{d\varphi}{dE} dE \right]^{\beta(E)}, \tag{6.25}$$

$$\varphi_0 = \varphi_{экв} = \frac{\int_{E_1}^{E_2} \alpha(E)^{\frac{1}{\beta(E)}} \frac{d\varphi}{dE} dE}{\alpha(E_0)^{\frac{1}{\beta(E_0)}}}; \tag{6.26}$$

3) для логарифмического закона:

$$\ln \varphi_0 \approx \ln \varphi_{экв} = \frac{1}{\beta(E_0)} \left[\beta(E_0) \ln \int_{E_1}^{E_2} e^{\frac{\alpha(E)}{\beta(E)}} \frac{d\varphi}{dE} dE - \alpha(E_0) \right]. \tag{6.27}$$

Здесь $\varphi_o = \varphi_{экв}$ – индекс φ_o заменен на $\varphi_{экв}$ – эквивалентная плотность потока.

6.3.2. Порядок определения эквивалентной плотности потока

Для определения эквивалентной плотности потока по выбранному значению E_0 необходимо выполнить экспериментальные исследования и произвести расчеты. Последовательность выполнения операций следующая.

1. Экспериментально получить семейство зависимостей изменения определяющего параметра от потока частиц при различных значениях энергий из диапазона $E_1 - E_2$.

$$\Delta P = f(\Phi). \tag{6.28}$$

Плотность потока частиц при облучении должна быть одинаковой, выбранной из диапазона, в котором ΔP не зависит от φ. Если же такая зависимость существует, то необходимо знать ее вид. Кроме того, выбор значения φ определяется из экономических соображений – возможностью получения необходимых значений Ф за короткое время.

2. Определить вид зависимости:

$$\Delta P = f(\Phi).$$

Известные литературные данные показывают, что, например, для терморегулирующих покрытий зависимость $\Delta P = f(\Phi)$ чаще всего подчиняется степенному закону, реже – линейному, очень редко – логарифмическому. Рассчитать для каждого значения E значения коэффициентов α и β для выражений (6.20-6.22).

3. Рассчитать зависимость коэффициентов α и β от E, построить графики этих зависимостей.

4. Произвести разбиение спектра заряженных частиц на данной орбите на диапазоны, определить ширину каждого диапазона (ΔE_i).

5. Рассчитать подынтегральную функцию для линейного, степенного или логарифмического законов в соответствии с видом зависимости по п.2:

$$\alpha(E)\frac{d\varphi}{dE}dE,\ \alpha(E)^{\frac{1}{\beta(E)}}\frac{d\varphi}{dE}dE,\ e^{\frac{\alpha(E)}{\beta(E_0)}}\frac{d\varphi}{dE}dE - \alpha(E_0). \tag{6.29}$$

Здесь dE_i заменяется на ΔE_i; $\alpha(E_0)$ – значения коэффициента α для выбранной энергии при наземных испытаниях.

6. Рассчитать значения $\varphi_{экв}$ при выбранной величине E_0.

Результаты расчетов занести в таблицу, по которой определить подынтегральную функцию, найти интеграл численным методом и рассчитать зависимость φ от E по которой для выбранного значения E_0 найти $\varphi_o = \varphi_{экв}$.

6.3.3. Примеры определения эквивалентных потоков для терморегулирующих покрытий

Облучение ТРП, расчет спектров ρ_λ. Экспериментально регистрировали спектры диффузного отражения в солнечном диапазоне (от длины волны, соответствующей ширине запрещенной зоны пигмента ТРП до 2,1 мкм) до

облучения ($\rho_{\lambda 0}$) и после облучения ($\rho_{\lambda i}$), производили расчет разностных спектров ($\Delta\rho_\lambda = \rho_{\lambda 0} - \rho_{\lambda i}$)/

На рис. 6.16 – 6.19 в качестве примеров показаны спектры $\Delta\rho_\lambda$ керамического покрытия ТРСО-4, облученного электронами (рис. 6.16, 6.17) с энергией 40 кэВ (рис. 6.16) и 100 кэВ (рис. 6.17) и протонами (рис. 6.18, 6.19) с энергией 20 кэВ (рис. 6.18) и 100 кэВ (рис. 6.19) [21, 22].

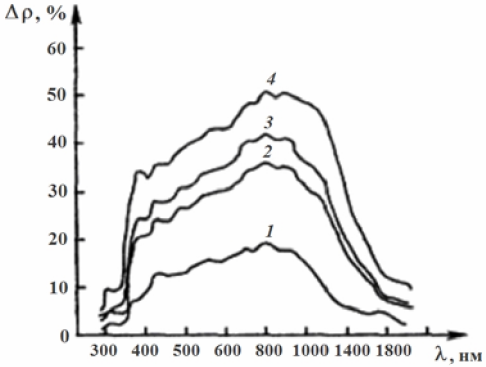


Рис. 6.16. Спектры $\Delta\rho_\lambda$ керамического покрытия ТРСО-4 после облучения электронами с энергией 40 кэВ, потоком (см$^{-2}$): $1{,}05 \cdot 10^{35}$ (1), $5{,}3 \cdot 10^{15}$ (2), 10^{16} (3), $2 \cdot 10^{35}$ (4)

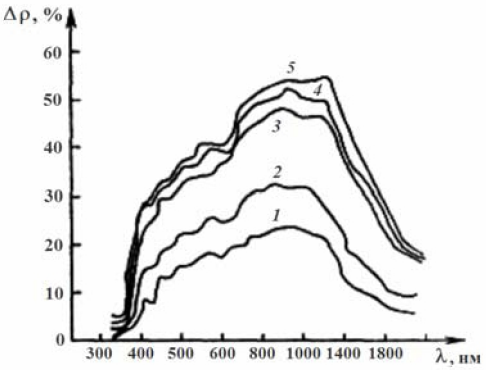


Рис. 6.17. Спектры $\Delta\rho_\lambda$ керамического покрытия ТРСО-4 после облучения электронами с энергией 100 кэВ, потоком (см$^{-2}$): $5 \cdot 10^{14}$ (1), $1{,}27 \cdot 10^{15}$ (2), $6{,}61 \cdot 10^{15}$ (3), 10^{16} (4), $2 \cdot 10^{15}$(5)

Расчеты зависимостей $\Delta a_s = f(\Phi, E)$. По полученным спектрам $\Delta\rho_\lambda$ рассчитываем значения изменений интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения (Δa_s) как среднее арифметическое значение по 24 точкам, расположенным на равноэнергетических интервалах интенсивности в спектре излучения Солнца.

$$\Delta\alpha_S = \frac{\sum_{i=1}^{24} J_{\lambda_i} \rho_{\lambda_i} d\lambda}{J_\lambda}. \qquad (6.30)$$

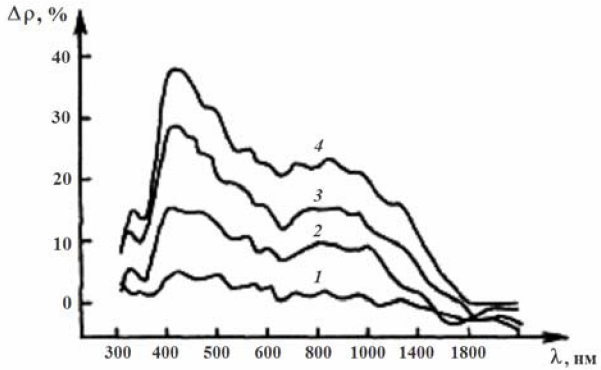


Рис. 6.18. Спектры $\Delta\rho_\lambda$ керамического покрытия ТРСО-4 после облучения электронами с энергией 20 кэВ, потоком (см$^{-2}$): $5 \cdot 10^{14}$ (1), $2 \cdot 10^{15}$ (2), $5 \cdot 10^{15}$ (3), 10^{16} (4)

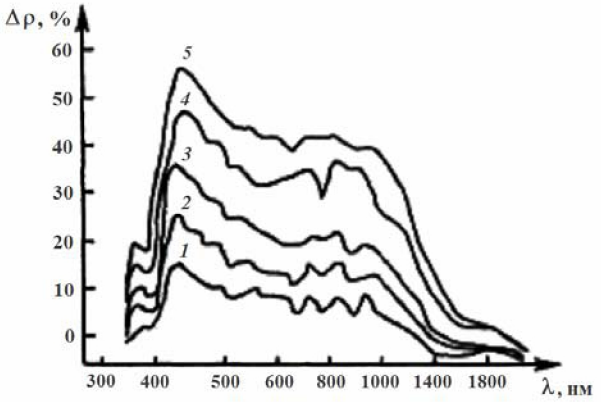


Рис. 6.19. Спектры $\Delta\rho_\lambda$ керамического покрытия ТРСО-4 после облучения электронами с энергией 100 кэВ, потоком (см$^{-2}$): $6{,}5 \cdot 10^{14}$ (1), $2 \cdot 10^{15}$ (2), $5 \cdot 10^{15}$ (3), 10^{16} (4), $2 \cdot 10^{16}$(5)

В табл. 6.1 приведены значения Δa_s, в зависимости от потока и энергии электронов, в табл. 6.2 такие же данные приведены для протонов.

Определение зависимостей α(E), β(E). Анализ зависимости $\Delta a_s = f(\Phi)$ при различных значениях энергии частиц позволяет получить значения коэффициентов α и β и их зависимость от энергии. Для приведенных выше режимов облучения керамического покрытия ТРСО-4 при облучении электронами получили логарифмическую зависимость Δa_s от Ф [24]:

$$\Delta a_s = \alpha + \beta \lg\Phi. \qquad (6.31)$$

Таблица 6.1

Зависимость Δa_s от энергии и потока электронов

Энергия электронов, кэВ	$\Delta\alpha_S = f(\Phi)$					
40	**Ф, см$^{-2}$**	$1{,}05\cdot10^{15}$	$5{,}3\cdot10^{15}$	$1\cdot10^{16}$	$2\cdot10^{16}$	-
	$\Delta\alpha_S$	0,125	0,253	0,301	0,39	-
60	**Ф, см$^{-2}$**	$6{,}2\cdot10^{14}$	$1\cdot10^{15}$	$6\cdot10^{15}$	$1{,}06\cdot10^{16}$	$2{,}5\cdot10^{16}$
	$\Delta\alpha_S$	0,173	0,218	0,35	0,361	0,448
80	**Ф, см$^{-2}$**	$5{,}2\cdot10^{14}$	$1\cdot10^{15}$	$5{,}3\cdot10^{15}$	$1\cdot10^{16}$	$2\cdot10^{16}$
	$\Delta\alpha_S$	0,135	0,176	0,302	0,343	0,387
100	**Ф, см$^{-2}$**	$5\cdot10^{14}$	$1{,}27\cdot10^{15}$	$6{,}6\cdot10^{15}$	$1\cdot10^{16}$	$2\cdot10^{16}$
	$\Delta\alpha_S$	0,153	0,224	0,349	0,375	0,4

Таблица 6.2

Зависимость Δa_s от энергии и потока электронов

Энергия электронов, кэВ	$\Delta\alpha_S = f(\Phi)$					
3	**Ф, см$^{-2}$**	$5\cdot10^{14}$	$1\cdot10^{15}$	$2\cdot10^{15}$	$4{,}2\cdot10^{15}$	$7\cdot10^{16}$
	$\Delta\alpha_S$	0,019	0,028	0,044	0,066	0,087
20	**Ф, см$^{-2}$**	$5\cdot10^{14}$	$2\cdot10^{15}$	$5\cdot10^{15}$	$1\cdot10^{16}$	-
	$\Delta\alpha_S$	0,045	0,107	0,17	0,237	-
40	**Ф, см$^{-2}$**	$5\cdot10^{14}$	$2{,}2\cdot10^{15}$	$5{,}1\cdot10^{15}$	$1\cdot10^{16}$	$2\cdot10^{16}$
	$\Delta\alpha_S$	0,047	0,114	0,147	0,214	0,321
70	**Ф, см$^{-2}$**	$5\cdot10^{14}$	$2\cdot10^{15}$	$5\cdot10^{15}$	$1\cdot10^{16}$	$2\cdot10^{16}$
	$\Delta\alpha_S$	0,072	0,048	0,229	0,289	0,395
100	**Ф, см$^{-2}$**	$6{,}5\cdot10^{14}$	$2\cdot10^{15}$	$5\cdot10^{15}$	$1\cdot10^{16}$	$2\cdot10^{16}$
	$\Delta\alpha_S$	0,103	0,154	0,216	0,311	0,331

В зависимости от lg$E$ коэффициенты α и β изменяются линейно (рис. 6.20).

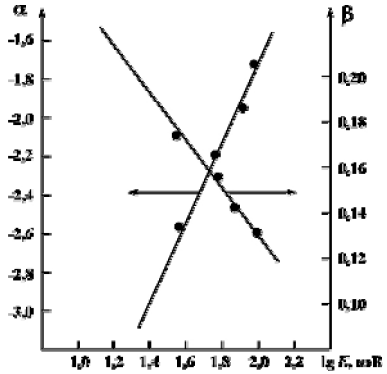


Рис. 6.20. Зависимость коэффициентов логарифмической модели оптической деградации керамического покрытия ТРСО-4 $\Delta a_s = \alpha + \beta \lg\Phi$ от энергии электронов

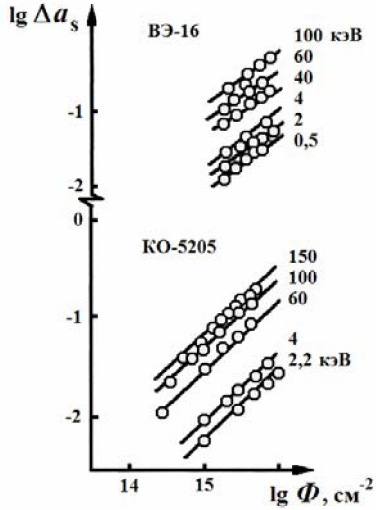


Рис. 6.21. Степенная зависимость Δa_s от потока протонов различной энергии для покрытий ВЭ-16, КО-5205

Примеры степенной зависимости Δa_s, от потока показаны на рис. 6.21 и рис. 6.22. На рис. 6.21 для покрытий ВЭ-16 и КО-5205 такие зависимости приведены для энергии протонов 0,5-150 кэВ. Видно, что для всех значений энергии экспериментальные результаты удовлетворительно аппроксимируются степенной функцией. На рис. 6.22 для покрытий ВЭ-16, КО-5205 и ТРСО-2 приведены зависимости Δa_s от потока электронов различных энергий в диапазоне 5 – 120 кэВ [22]. Как и при облучении протонами, в этом случае зависимости $\Delta a_s = f(\Phi)$ удовлетворительно аппроксимируются степенной функцией. Аналитические выражения $\Delta a_s = f(\Phi, E)$ для этих ТРП имеют вид [25]:

$$\Delta\alpha_S = 9015 \times 10^{-17} E^{0.7} \times \Phi^{0.86} - \text{ВЭ} - 16, \quad (6.32)$$

$$\Delta\alpha_S = 1{,}07 \times 10^{-16} E^{0.7} \times \Phi^{0.48} - \text{КО} - 5205, \quad (6.33)$$

$$\Delta\alpha_S = 2{,}01 \times 10^{-8} E^{0.7} \times \Phi^{0.35} - \text{ТРСО} - 2. \quad (6.34)$$

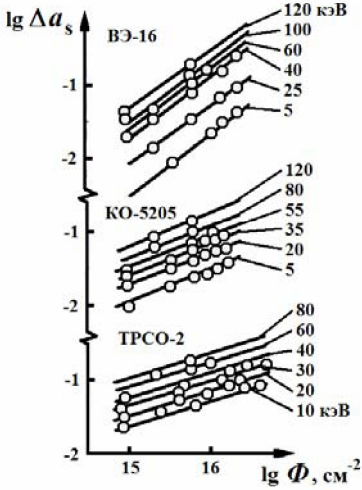


Рис. 6.22. Степенная зависимость Δa_s от потока протонов различной энергии для покрытий ВЭ-16, КО-5205 и ТРСО-2

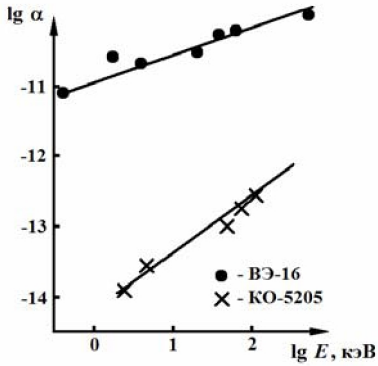


Рис. 6.23. Степенная зависимость коэффициента α от энергии электронов для покрытий ВЭ-16, КО-5205

Примерами степенной зависимости коэффициента α от энергии частиц являются результаты расчетов по экспериментальным данным и аналитическим зависимостям (6.32) и (6.33) для покрытий ВЭ-16 и КО-5205, облученных электронами, показанные на рис. 6.23.

Расчеты подынтегральной функции.

Подынтегральная функция является кривой спектральной чувствительности материала к повреждению (к рабочему параметру) заряженными частицами. Она определяет вклад частиц различной энергии в общую деградацию рабочего параметра. На рис. 6.24 зависимость подынтегральной функции приведена для эмали ВЭ-16, облученной протонами и электронами различной энергии [2]. Из рисунка следует, что зависимости описываются кривыми с максимумом, для протонов зависимость имеет более резкий характер. Вид зависимостей аналогичен кривым распределения потерь энергии по толщине материала, как для протонов, так и для электронов.

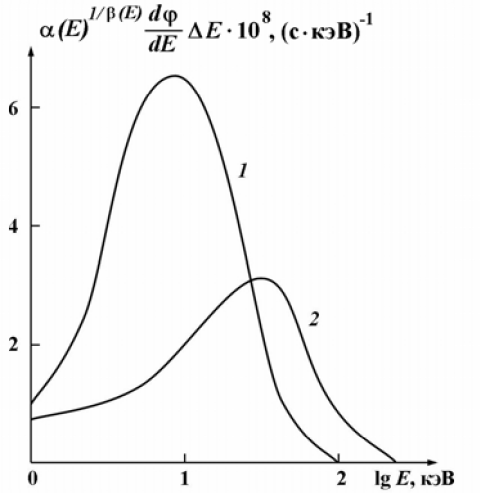


Рис. 6.24. Вклад протонов (1) и электронов (2) различной энергии в общее повреждение (Δa_s) эмали ВЭ-16

В табл. 6.3 приведен дифференциальный спектр электронов на геостационарной орбите и его разбиение на диапазоны энергий от 1 до 200 кэВ, значения $e^{\alpha(E)/\beta(E)}$ (логарифмическая зависимость $\Delta a_s = f(\Phi_e)$ и подынтегральной функции для покрытия ВЭ-30.

При расчетах значения $d\varphi/dE$, $\alpha(E)$, $\beta(E)$ выбирали для среднего значения каждого поддиапазона энергии E_{cp}. По результатам расчетов значение интеграла:

$$A = \int_0^{200} e^{\alpha(E)/\beta(E)} \frac{d\varphi}{dE} dE$$ равно 1202,935; A = 7,0925; α = -6,678; β = 0,2. (6.35)

Для выбранного значения энергии электронов E_o = 30 кэВ получаем $\varphi_{экв}$=1,77109см$^{-2}$·с$^{-1}$.

Зависимость эквивалентного потока от энергии для различных материалов и различных орбит может быть степенной во всем диапазоне энергий,

но может и отличаться от степенного закона. На рис. 6.25 для покрытия КО-5205 показана зависимость $\varphi_{экв}$ от E для электронов и протонов в условиях геостационарной орбиты [22]. Для обоих типов заряженных частиц экспериментальные результаты $\Delta a_s = f(\Phi_c, \Phi_p)$ описываются степенной функцией. Зависимость $\varphi_{экв} = f(E_e, E_p)$ также удовлетворительно аппроксимируются степенной функцией.

Таблица 6.3

Расчетные данные эквивалентного потока протонов на ГСО для эмали ВЭ-30

ΔE, кэВ	$E_{ср}$, кэВ	$\frac{d\varphi}{dE}$	$e^{\frac{\alpha(E)}{\beta(E)}}$	$e^{\frac{\alpha(E)}{\beta(E)}}\frac{d\varphi}{dE}dE$
0,8-1	0,9	$1{,}2\cdot10^{12}$	$3{,}099\cdot10^{-7}$	74,376
1-2	1,5	$1{,}05\cdot10^{12}$	$3{,}281\cdot10^{-7}$	344,505
2-3	2,5	$6{,}75\cdot10^{12}$	$3{,}955\cdot10^{-7}$	266,963
3-4	3,5	$3{,}4\cdot10^{11}$	$3{,}533\cdot10^{-7}$	120,122
4-5	4,5	$1{,}75\cdot10^{11}$	$3{,}736\cdot10^{-7}$	65,38
5-6	5,5	$1{,}03\cdot10^{11}$	$3{,}893\cdot10^{-7}$	40,098
6-7	6,5	$7{,}15\cdot10^{10}$	$3{,}995\cdot10^{-7}$	28,564
7-8	7,5	$5{,}65\cdot10^{10}$	$3{,}608\cdot10^{-7}$	20,385
8-9	8,5	$4{,}5\cdot10^{10}$	$3{,}979\cdot10^{-7}$	17,906
9-10	9,5	$3{,}75\cdot10^{10}$	$4{,}573\cdot10^{-7}$	17,149
10-15	12,5	$2{,}75\cdot10^{10}$	$4{,}783\cdot10^{-7}$	66,005
15-20	17,5	$1{,}5\cdot10^{10}$	$5{,}518\cdot10^{-7}$	41,385
20-25	22,5	$7{,}8\cdot10^{9}$	$5{,}732\cdot10^{-7}$	22,355
25-30	27,5	$4{,}8\cdot10^{9}$	$6{,}842\cdot10^{-7}$	16,421
30-40	35	$2{,}82\cdot10^{9}$	$7{,}412\cdot10^{-7}$	20,902
40-50	45	$1{,}33\cdot10^{9}$	$9{,}949\cdot10^{-7}$	10,572
50-60	55	$7{,}65\cdot10^{8}$	$9{,}479\cdot10^{-7}$	7,251
60-70	65	$4{,}55\cdot10^{8}$	$9{,}797\cdot10^{-7}$	4,458
70-80	75	$3{,}15\cdot10^{8}$	$1{,}086\cdot10^{-6}$	3,421
80-90	85	$2{,}13\cdot10^{8}$	$1{,}227\cdot10^{-6}$	2,614
90-100	95	$1{,}55\cdot10^{8}$	$1{,}303\cdot10^{-6}$	2,020
100-130	115	$9{,}55\cdot10^{7}$	$1{,}579\cdot10^{-6}$	4,532
130-160	145	$4{,}25\cdot10^{7}$	$2{,}222\cdot10^{-6}$	2,844
160-200	180	$1{,}95\cdot10^{7}$	$3{,}471\cdot10^{-6}$	2,707

Пример другого вида зависимости показан на рис. 6.26 [22]. Для покрытия ВЭ-16 для той же геостационарной орбиты в области низких энергий протонов и электронов зависимость линейная, в области энергий близких или больше 100 кэВ закономерности изменения $\varphi_{экв}$ другие.

По выбранному значению E_0, имея зависимости $\varphi_{экв}=f(E)$, можно определить эквивалентную плотность потока $\varphi_{экв}$ для облучения при имитации и моделировании совместного действия факторов космического пространства на материалы.

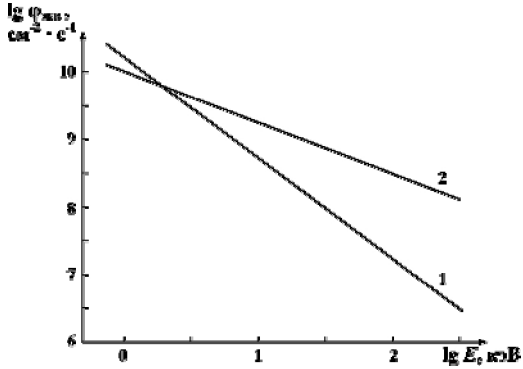


Рис. 6.25. Зависимость $\varphi_{экв}$ от энергии электронов (1) и протонов (2) покрытия КО-5205 на геостационарной орбите

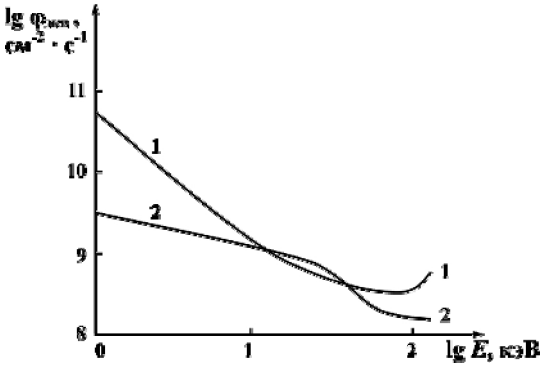


Рис. 6.26. Зависимость $\varphi_{экв}$ от энергии электронов (1) и протонов (2) покрытия ВЭ-16 на геостационарной орбите

ГЛАВА 7

УСКОРЕННЫЕ ИСПЫТАНИЯ МАТЕРИАЛОВ

7.1. Основные понятия и определения

Развитие исследований космического пространства постоянно выдвигает новые требования к материалам космических летательных аппаратов. Главным требованием является надёжность и долговременность работы в условиях эксплуатации. Основным дополнительным требованием является совместимость с работой других материалов, приборов, систем и узлов. Надёжность работы материалов определяется соответствием рабочих параметров заданным режимам, долговечность – временем, в течение которого рабочие параметры находятся в пределах рабочих режимов и их допусков.

Сроки активного существования космических аппаратов постоянно увеличиваются. Если в 60-е годы прошлого века первые спутники с человеком на борту летали десятки минут и часы, то в последующем время полёта определялось сутками, затем месяцами. В настоящее время околоземные космические станции работают несколько лет, а в будущем они должны активно функционировать более десяти лет.

Спутники связи, метрологические спутники, спутники военного назначения в принципе должны работать ещё более длительные сроки, так как их функционирование осуществляется автоматически и относительная их стоимость более высокая по сравнению с обитаемыми аппаратами.

Определение работоспособности материалов космических аппаратов является необходимой и сложной задачей космического материаловедения. Поскольку испытание материалов по всем параметрам, в том числе и по временным, в условиях, имитирующих космические, нереально из-за больших затрат, то решение поставленной задачи в настоящее время возможно двумя путями.

Первый предполагает проведение испытаний в условиях, имитирующих космические в течение определённого, относительно длительного времени, и последующую экстраполяцию результатов на более длительные сроки. Второй путь основан на ускоренных испытаниях и последующем прогнозировании изменений рабочих параметров. Он требует значительно меньшего времени испытаний, но для его осуществления необходимо знание физико-химических процессов, происходящих в материалах под действием факторов космического пространства.

Рассмотрим основные понятия и определения, встречающиеся в терминологии ускоренных испытаний и необходимые в этой работе.

Определяющий параметр материала или изделия – параметр, характеризующий то свойство, которое связано с его целевым назначением. Если

значение определяющего параметра выходит за пределы поля эксплуатационных допусков, то материал или изделие утрачивает работоспособность.

Рабочий параметр и определяющий параметр почти всегда означают одно и то же, т.е. параметр, связанный с целевым назначением. Но в некоторых случаях определяющим может быть не рабочий параметр. Например, газовыделение полимерных материалов, используемых в качестве изоляционных материалов. Рабочим параметром является пробивное напряжение. Материал является стабильным по этому параметру при действии радиационных факторов космического пространства. Но по газовыделению он не проходит, поскольку высокий уровень газовыделения создает собственную внешнюю атмосферу, увеличивает давление вокруг космического аппарата, приводит к загрязнению оптических систем. Газовыделение в этом случае является определяющим параметром.

Эксплуатационный режим – такой режим, при котором ни один из параметров воздействующих факторов не выходит за пределы значений, заданных условиями эксплуатации.

Форсированный режим – такой режим, при котором один или несколько воздействующих факторов отличаются ужесточением от эксплуатационного. Наземные испытания материалов и изделий КА практически всегда проводят в форсированных режимах по температуре, вакууму, параметрам различных излучений.

При проведении форсированных или ускоренных испытаний разрабатывают математические модели, позволяющие описать реакции материалов на воздействие. Описание можно осуществить различными методами.

Физический метод основан на изучении закономерностей протекания физических и химических процессов и их влияния **на** изменение свойств материалов.

Феноменологический метод заключается в том, что создаётся математическая модель, основанная на внешнем проявлении поведения материалов без знания физических процессов, обусловливающих это проявление.

Ускоренные испытания должны отвечать трем требованиям:

- они должны быть адекватны испытаниям в эксплуатационном режиме;
- они должны позволять определять изменение рабочих параметров в пределах нагрузок, используемых в форсированных режимах;
- они должны позволять получить обоснованный прогноз на значительно большие нагрузки по сравнению с нагрузками при наземных испытаниях.

Адекватное – это соответствующее, соразмерное, согласующееся, точное. В теории познания адекватное – это верно воспроизводящее.

При изучении закономерностей и особенностей ускоренных испытаний важно понятие эквимодельности и эквимодельной области.

Эквимодельной областью называется такая область режимов испытаний, в которой качественные изменения свойств материалов одинаковы. Если область режимов испытаний эквимодельна, то внутри ее можно один режим заменять другим, эксплуатационный режим можно заменять любым форсированным из этой области. Для перехода от одного режима к другому необходимо знать функцию перехода, т.е. необходимо найти математическую зависимость между изменениями определяющего параметра в форсированном и эксплуатационном режимах.

При проведении ускоренных испытаний материалов космической техники практически всегда имеем дело с совместным действием двух или более факторов КП: вакуум и температура, вакуум, температура и несколько видов различных излучений и т.д. Поэтому при совместном действии различных факторов важным и необходимым является понятие аддитивности.

Аддитивность – свойство величины, состоящее в том, что значение величины, соответствующее целому объекту, равно сумме значений, соответствующих ее частям. Мерой аддитивности является коэффициент аддитивности ($К_{адд}$), который измеряется в долях от целого или в процентах. При воздействии заряженных и нейтральных частиц на материалы мерой числа падающих на единицу площади в единицу времени является плотность, при действии ЭМИ Солнца, рентгеновского или γ-излучения аналогичной мерой является интенсивность излучения, которая для ЭМИ Солнца измеряется в эквивалентах солнечного облучения (1 эсо = 0,14 Дж/см^2·с).

Ускоренность испытаний. При одновременном действии нескольких видов излучений на материалы в форсированном режиме вводится понятие ускоренности совместного (комплексного) облучения (χ), которая показывает во сколько раз по всем видам излучений форсированный режим отличается от эксплуатационного (натурного). Если $\chi = 5$, например при имитации условий геостационарной орбиты, то это означает, что $E_S = 5$, $\varphi_{еф} = 5\varphi_{еэ}$, $\varphi_{рф} = 5\varphi_{рэ}$, здесь $\varphi_{еф}$, $\varphi_{еэ}$, $\varphi_{рф}$, $\varphi_{рэ}$ – плотность потока электронов и протонов в форсированном и эксплуатационном режимах соответственно.

Проведение ускоренных испытаний включает несколько стадий:

- выбор определяющего параметра;
- выбор форсирующего фактора;
- установление режимов ускоренных испытаний;
- нахождение математической зависимости между изменениями рабочего параметра в форсированном и эксплуатационном режимах;
- нахождение функции перехода от форсированного режима к эксплуатационному.

При испытаниях в условиях, имитирующих действие вакуума и температуры (без ионизирующих излучений), форсирующим фактором, как правило, является температура. Хотя и вакуум может быть форсирующим фактором, если в диапазоне его значений между форсированным и эксплуатационным режимами рабочий параметр материала зависит от степени вакуума.

При испытаниях в условиях действия заряженных и нейтральных частиц форсирующим фактором является плотность потока частиц в условиях действия ЭМИ Солнца – интенсивность ЭМИ Солнца, при испытаниях в условиях комплексного облучения – ускоренность t комплексного облучения.

Установление режимов ускоренных испытаний означает определение эквимодельной области и выбор в ее пределах режимов ускоренных испытаний, удобных с точки зрения времени испытаний, энергетических, материальных и других затрат, санитарных норм и техники безопасности.

Нахождение математической зависимости между изменениями рабочего параметра в форсированном и рабочем режимах означает разработку моделей деградации свойств материала, которые пригодны для всех режимов из эквимодельной области.

7.2. Влияние интенсивности электромагнитного излучения, имитирующего солнечное, на изменение свойств материалов

7.2.1. Модельные представления о влиянии интенсивности электромагнитного излучения на изменение свойств материалов

Интенсивность ЭМИ Солнца составляет 0,14 Вт/см^2, основная ее часть заключена в видимой области. На изменение свойств и рабочих характеристик материалов в основном оказывает влияние коротковолновое излучение Солнца, т.е. вакуумный и ближний ультрафиолет. Но для некоторых физико-химических процессов может быть достаточно энергии квантов видимого диапазона (0,4 – 0,76 мкм), которые могут приводить как к деградации, так и к отжигу дефектов, наведённых другими факторами [3].

Можно предполагать три случая влияния E_S на изменение рабочего параметра ΔP.

1. Изменение рабочего параметра не зависит от интенсивности:

$$\Delta P \neq f(E'_S),\ при\ H = const. \qquad (7.1)$$

Тогда доза ЭМИ (Н) будет определяться выражением:

$$H = E'_S \cdot t. \qquad (7.2)$$

2. Рабочий параметр изменяется линейно с ростом интенсивности:

$$\Delta P = k_i E'_S,\ при\ H = const. \qquad (7.3)$$

Тогда доза ЭМИ в условиях эксплуатации и в условиях испытаний для одинакового изменения рабочего параметра будет различной и соотношение между ними будет следующим:

$$H = E'_S \cdot t \cdot k_i. \qquad (7.4)$$

3. Рабочий параметр изменяется нелинейно с ростом интенсивности:

$$\Delta P = k_i \times E_S^{'k_2},\ \text{при H = const.} \qquad (7.5)$$

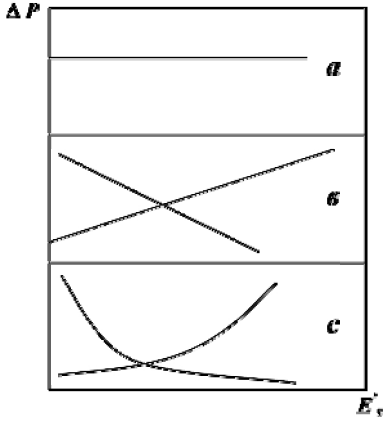


Рис. 7.1. Различные виды зависимости ΔP от E'_S при H = const

Тогда доза ЭМИ в условиях КП и в условиях испытаний для одинаковых значений ΔP будет различной и соотношение между ними будет следующим:

$$H = k_i \times E_S^{'k_2} \times t \,. \tag{7.6}$$

Графически зависимость ΔP от E'_S для указанных случаев показана на рис. 7.1, на котором в части (а) показано отсутствие зависимости ΔР от E'_S, в части (в) – падающая и возрастающая линейные зависимости, в части (с) – падающая и возрастающая нелинейные зависимости.

7.2.2. Закономерности накопления дефектов при действии электромагнитного излучения Солнца на материалы

Энергия квантов основной части солнечного спектра составляет 0,5 – 6,0 эВ. В процессе их действия концентрация дефектов в материалах КА будет определяться соотношением скоростей образования и рекомбинации. Если скорость образования дефектов g, а время их жизни т, то при линейном законе рекомбинации изменение концентрации в единицу времени запишется уравнением [4]:

$$\frac{dN}{dt} = g - \frac{N}{\tau}. \tag{7.7}$$

Принимая N=0 при t=0, решение получим в виде:

$$N = g\tau\left[1 - \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right)\right]. \tag{7.8}$$

При τ>>tN=gt, концентрация определяется дозой излучения и не зависит от E_S.

При $\tau << tN = g\tau$, концентрация определяется скоростью дефектообразования и временем жизни дефектов, т.е. зависит от интенсивности излучения E_S.

Уравнение (7.7) справедливо при малых дозах облучения, когда образуются в основном точечные дефекты и выполняется линейный закон рекомбинации. При больших дозах облучения происходит агрегация дефектов с образованием сложных соединений, в этом случае рекомбинация будет происходить по квадратичному и более сложным законам. Тогда уравнение (7.7) будет иметь вид:

$$\frac{dN}{dt} = g - \frac{N}{\tau} - \gamma_2 N^2 - \gamma_3 N^3 - \ldots - \gamma_n N^n, \qquad (7.9)$$

где $\gamma_2, \gamma_3, \ldots, \gamma_n$ – вероятности рекомбинации.

Решение такого уравнения является сложным и требует определенных допущений. Так как действие ЭМИ Солнца в условиях орбитального полета КА исчисляется тысячами часов, при наземных испытаниях оно составляет десятки и сотни часов, а время жизни многих дефектов существенно меньше, то в общем случае следует ожидать зависимости изменений свойств материалов от интенсивности ЭМИ Солнца. Поскольку изменения свойств материалов определяется многими дефектами различных типов, образованными под действием излучений:

$$\Delta P \propto \sum_{i=1}^{n} N_i, \qquad (7.10)$$

концентрация которых зависит от интенсивности излучения по экспоненциальному закону (7.8), то в общем случае с учетом зависимости N, от времени облучения и температуры можно записать [5]:

$$\Delta P = \sum_{i=1}^{n} k_i \left[1 - \exp\left(-k_{2i} t^{k_{3i}} E_S^{-k_{5i}} e^{-k_{5i}/T} \right) \right], \qquad (7.11)$$

где $k_1 \ldots k_4$, – коэффициенты; T – температура во время облучения.

Коэффициент k_{5i} есть энергия активации образования i-го дефекта, деленная на постоянную Больцмана.

Здесь суммирование производится по всем дефектам.

В частности, выражение (7.11) для изменений интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения (Δa_s) терморегулирующих покрытий проверяли экспериментально [6].

7.2.3. Экспериментальные результаты

Экспериментальные исследования по влиянию E_S на деградацию свойств материалов проводили на терморегулирующих покрытиях. Исследовали изменения спектров диффузионного отражения в солнечном диапазоне и интегрального коэффициента поглощения a_S. Терморегулирующие покрытия являются наиболее подверженными действию излучений материалами КА,

так как представляют собой в основном гетерогенные системы и не защищены от прямого действия ионизирующих излучений КП.

Регистрацию спектров ρ_λ до и после действия ЭМИ осуществляли в имитаторе «Спектр-1» в безмасляном вакууме 10^{-5}Па.

В работах [7, 8] зависимость $\Delta\rho_\lambda$ и Δa_S от E'_S исследовали на 12 типах ТРП и двух пигментах. Исследования показали, что в зависимости от времени облучения (t) при различных значениях E_S, $\Delta\rho_\lambda$ и Δa_S изменяются по степенному закону вида:

$$\Delta a_S = \alpha t^{\beta} E_S^{'n_0 e^{-t/\tau}}, \qquad (7.12)$$

где α, β, n_o, t – коэффициенты.

Пересчет этих экспериментальных результатов на зависимость $\Delta a_S = f(E'_S)$ при H=const показал, что для всех ТРП существует зависимость Δa_S, от E'_S. В табл. 7.1 показан вид зависимости для семи ТРП и двух пигментов (H – доза ЭМИ в эквивалентных солнечных сутках, 1 эсс=1 эсо×24 ч или в экви-валентных солнечных часах, 1 эсч=1 эсо×1 ч). Видно, что для семи ТРП Δa_S увеличивается с ростом E'_S, для пяти ТРП уменьшается. Для пигмента ZnO Δa_S не зависит от E'_S, для ZnO прокаленного Δa_S уменьшается с ростом E'_S. Знак «+» означает увеличение Δa_S, знак «-» – уменьшение Δa_S с ростом E'_S, знак 0 означает отсутствие зависимости Δa_S от E'_S.

Таблица 7.1

Направленность зависимости Δa_S ТРП от интенсивности ЭМИ

ТРП	ZnO «ОСЧ»	ZnO «Пр»	ВЭ-16	КО-5124	ТРСО-2	ТРСО-4	ТРСО-10	ТРСО-12
Эффект	0	-	-	-	+	-	+	+

Анод Al	ПН 1/9	Al+SiO_x	ВЭ-30	ФП-52	СОТ-1-А-100
Эффект	+	+	+	-	+

На рис. 7.2 показана зависимость Δa_S от дозы ЭМИ при различной интенсивности и от E'_S при равных дозах для анодированного алюминия (*а*) и для керамического покрытия ТРСО-4 (*б*).

Из рисунка следует, что для обоих ТРП зависимость Δa_S от E'_S существует: для Анод А1 Δa_S, увеличивается с ростом E' при H = const; для ТРСО-4 – зависимость падающая.

На рис. 7.3 аналогичные зависимости приведены для покрытия СОТ-1-А-100, полученные при двух значениях температуры. Для этого покрытия Δa_S, уменьшается с ростом E'_S, закон изменения нелинейный.

Для пигмента ZnO «ОСЧ» влияние интенсивности ЭМИ по-разному проявляется в различных областях спектра. Для ультрафиолетовой и видимой областей с увеличением E'_S деградация уменьшается. На рис. 7.4 показаны

кинетические кривые изменения a_S, в этой области спектра при трех значениях интенсивности, а также зависимости от дозы и интенсивности. Видно, что Δa, уменьшается по линейному закону с ростом интенсивности от 4 до 23 эсо.

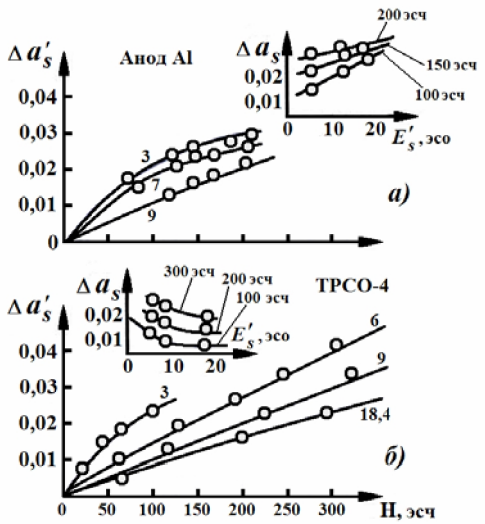


Рис. 7.2. Зависимость Δa_S от дозы ЭМИ для Анод А1 (а) и для керамического покрытия ТРСО-4 (б) при различных значениях E'_S (цифры у кривых – значение E'_S в эсо).
На вставках – зависимость Δa_S от E'_S для различных доз (цифры у кривых).

В ближней ИК-области влияние интенсивности ЭМИ на деградацию обратное – с увеличением E'_S деградация возрастает.

Различное влияние E'_S на деградацию для ультрафиолетовой, видимой и ближней ИК областей спектра приводит к тому, что для всей области солнечного спектра Δa_S не зависит от интенсивности (рис. 7.6). Такая ситуация обусловлена тем, что в различных областях спектра поглощение определяется различными дефектами в ZnO. Если в УФ и видимой областях изменения a_S определяются полосами точечных дефектов (F^- и F^+-центрами, вакансиями цинка, близкими парами Френкеля, комбинациями электронных и дырочных центров), то в ближней ИК-области его рост связан с накоплением свободных электронов и с полосами хемосорбированных газов [9, 10].

Таким образом, деградация оптических свойств терморегулирующих покрытии и их пигментов зависит от интенсивности ЭМИ. Вид зависимости может быть различным для различных материалов и различных доз облучения.

Вероятно, следует ожидать влияния интенсивности ЭМИ на другие материалы космических аппаратов, на другие свойства и эксплуатационные па-

раметры, поскольку скорость образования и концентрация дефектов в общем случае зависят от интенсивности электромагнитного излучения.

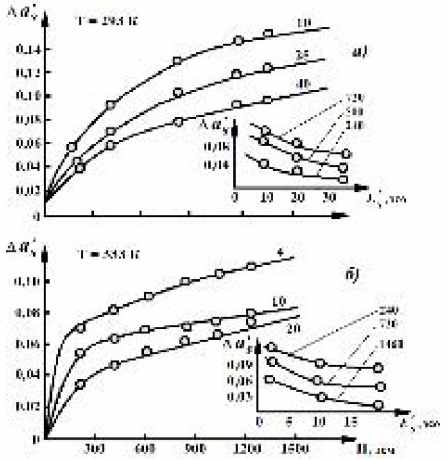


Рис. 7.3. Зависимость Δa_S от дозы ЭМИ для покрытия СОТ-1-А-100 пери различных значениях E'_S (цифры у кривых). На вставках зависимость Δa_S от E'_S для различных доз (цифры у кривых).

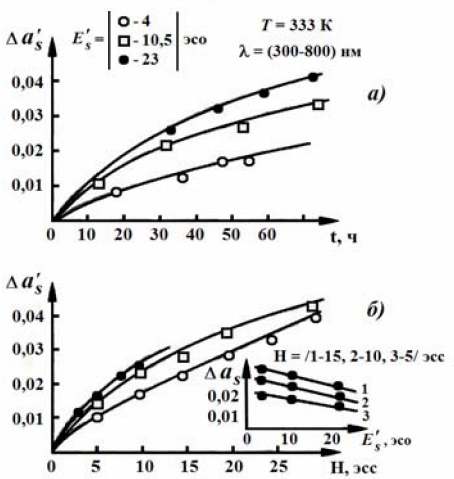


Рис. 7.4. Кинетика изменения Δa_S ZnO "ОСЧ" в области 300-800 нм (а) и зависимость Δa_S от дозы (б) при различных значениях интенсивности ЭМИ. На вставке зависимость Δa_S от интенсивности при различных значениях дозы

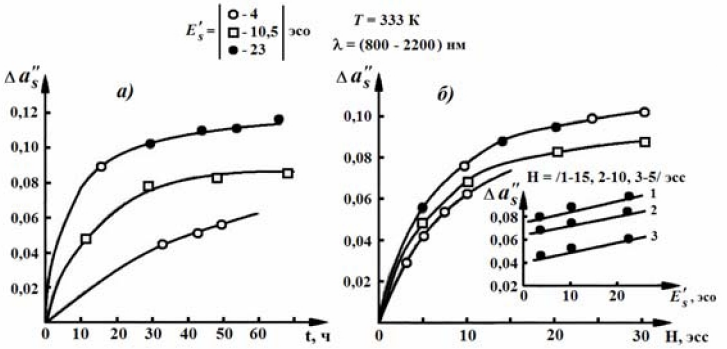


Рис. 7.5. Кинетика изменения Δa_S ZnO "ОСЧ" в области 800-2200 нм (а) и зависимость Δa_S от дозы (б) при различных значениях интенсивности ЭМИ. На вставке зависимость Δa_S от интенсивности при различных значениях дозы

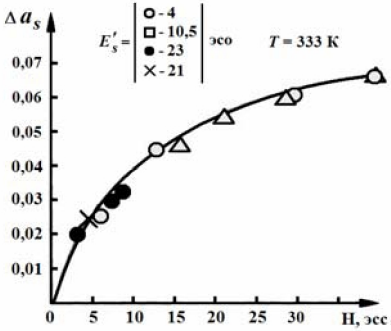


Рис. 7.6. Кинетика Δa_S пигмента ZnO "ОСЧ" от дозы ЭМИ при различных значениях интенсивности

7.3. Влияние плотности потока заряженных частиц космического пространства на изменение свойств материалов

7.3.1. Влияние плотности потока тяжелых заряженных частиц на накопление дефектов в материалах

Протоны, α-частицы и ионы КП обусловливают упругое и неупругое взаимодействие с материалами. При энергии в десятки кэВ основной вклад в потери энергии дает упругое взаимодействие, что приводит к смещению атомов. С ростом энергии до сотен кэВ и выше потери энергии в основном обусловлены неупругим взаимодействием, что приводит к ионизационным процессам.

Независимо от вида взаимодействия для тяжелых заряженных частиц, в том числе и для протонов, удобной в определении влияния плотности потоков на закономерности образования и накопления дефектов является трековая модель [11]. Основой модели является то, что заряженная частица при прохождении в твердом теле образует некоторый объем ионизации – трек, имеющий свой радиус и глубину, равную пробегу частицы. Концентрация дефектов в треке будет определяться соотношением времени релаксации образованных дефектов ($\tau_{рел}$) и временным интервалом поступления очередной заряженной частицы в трек ($\tau_{пост}$). Если:

$$\tau_{рел} < \tau_{пост}, \tag{7.13}$$

то концентрация дефектов не будет зависеть от плотности потока заряженных частиц. Если:

$$\tau_{рел} > \tau_{пост}, \tag{7.14}$$

то концентрация дефектов будет зависеть от плотности потока частиц.

Изложенные положения, вероятно, будут справедливы и для протонов солнечного ветра, энергия которых составляет единицы килоэлектрон-вольт. Их пробег в материалах различной плотности равен от сотен ангстрем до микрометра, что в десятки и сотни раз превышает постоянную решетки.

Что касается ионов околоземной плазмы, то их энергия относительно КЛА составляет единицы и десятки электрон-вольт, и основной вклад в деградацию материалов будут давать процессы на поверхности (сорбционно-десорбционные, распыление и т.д.). Влияние плотности потока частиц будет определяться: а) соотношением концентрации атомов на единице поверхности и плотности потока падающих частиц; б) скоростью сорбции и десорбции частиц с поверхности, т.е. степенью вакуума и температурой поверхности.

На рис. 7.7 показана схема трека. Жирными стрелками обозначено основное направление движения иона, тонкими стрелками ответвления в рассеянии иона. Такие ответвления называются шпорами.

Радиус трека определяется в основном плотностью среды. Для газов он равен примерно 5000 $\overset{\circ}{A}$, для конденсированных сред – 10 $\overset{\circ}{A}$.

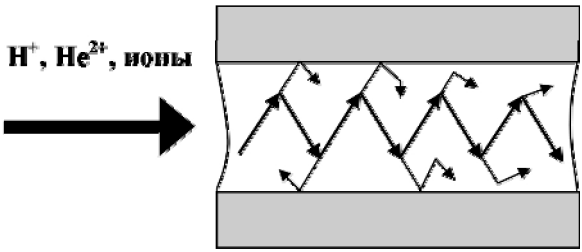


Рис. 7.7. Трековая модель взаимодействия тяжелых заряженных частиц с материалами

Граничное значение плотности потока частиц ($\varphi_{гр}$) после которого изменение свойств при одинаковых потоках (Φ) будет зависеть от плотности потока определяется выражением:

$$\varphi_{гр} = \frac{1}{\tau \pi r^2}, \qquad (7.15)$$

где τ – время релаксации возбуждений в треке, r – радиус трека.

Например, для кристаллов NaCl время релаксации равно 200 с и при $r = 10\,\mathring{A}$ имеем $\varphi_{гр} = 1{,}25 \cdot 10^{11}$ см$^{-2}\cdot$с$^{-1}$. При значениях $\varphi < 1{,}25 \cdot 10^{11}$см$^{-2}\cdot$с$^{-1}$ изменение свойств и рабочих параметров не должно зависеть от φ. При больших значениях φ должна наблюдаться зависимость ΔP от плотности потока частиц. Вид зависимости будет определяться закономерностями протекания процессов в треке. И в общем случае можно ожидать рост или уменьшение ΔP с увеличением φ по различным закономерностям.

Систематизированные экспериментальные результаты по влиянию плотности потока протонов на изменение свойств материалов КА отсутствуют. Известны отдельные результаты исследований. Нами выполнены исследования изменений коэффициента поглощения a, покрытия СОТ-1-А-100, облученного протонами с энергией 4 кэВ при двух значениях плотности потока ($2 \cdot 10^{10}$ и $1{,}6 \cdot 10^{11}$ см$^{-2}$с$^{-1}$). Облучение проводили при 290 К, давление остаточных газов составляло $4 \cdot 10^{-5}$ Па, парциальное давление водорода – $1{,}7 \cdot 10^{-3}$ Па.

На рис. 7.8 показаны зависимости Δa_S, от потока протонов. Видно, что в диапазоне потоков 10^{15} – 10^{16} см$^{-2}$ при увеличении плотности потока Δa_S изменяется неоднозначно: увеличивается при $\Phi \le 3 \cdot 10^{16}$см$^{-2}$ и уменьшается при больших значениях потока.

Аналогичные исследования при энергии протонов 20-500 кэВ показали [12], что в диапазоне φ, равном 10^{10}-10^{13} см$^{-2}\cdot$с$^{-1}$, значения Δa, не зависят от плотности потока.

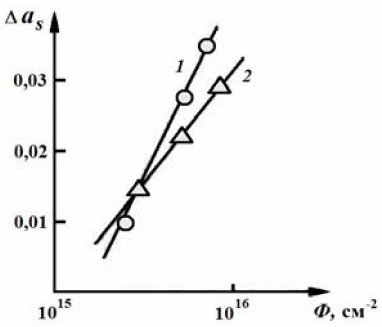


Рис. 7.8. Зависимость Δa_S покрытия СОТ-1-А-100 от потока протонов с энергией 4 кэВ при плотности потока $2 \cdot 10^{10}$ (1) и $1{,}6 \cdot 10^{11}$ см$^{-2}\cdot$с$^{-1}$ (2)

7.3.2. Влияние плотности потока электронов на изменение свойств материалов. Взаимодействие электронов космического пространства с материалами

Электроны КП имеют энергию широкого диапазона от десятков электрон-вольт (электроны Солнечного ветра) до десятков мегаэлектронвольт (электроны радиационных поясов Земли).

Поэтому их действие может приводить к ионизационным процессам и к смещению атомов. С учётом малой массы электрона энергия смещения атомов должна быть большой. С учётом спектров электронов в различных областях КП и на различных орбитах можно заключить, что основным видом потерь энергии электронов будут ионизационные потери, хотя при энергии в единицы МэВ существенным может быть вклад потерь энергии на смещение атомов.

Поэтому к электронам могут быть применены соотношения, основанные на ионизационных процессах, характерных для ЭМИ (7.8) – (7.14) и трековая модель, используемая для тяжёлых заряженных частиц. Вклад различных процессов в деградацию свойств материалов будет определяться энергией частиц и типом материала.

Выполненные экспериментальные исследования на ТРП показали, что в зависимости от энергии и потока электронов выражение для Δa_S имеет вид:

$$\Delta a_S = k_1 E^{k_2} \Phi^{k_3}. \tag{7.16}$$

Если Φ заменить произведением φt, то:

$$\Delta a_S = k_1 E^{k_2} (\varphi t)^{k_3}. \tag{7.17}$$

Поскольку на орбитах на материалы действуют спектры электронов, то функция оптического повреждения ТРП запишется в виде:

$$\Delta a_S = f\left[\frac{d\varphi}{dE}, k(E), t\right], \tag{7.18}$$

где $\frac{d\varphi}{dE}$ – дифференциальный спектр электронов на орбите; $k(E)$ – зависимость оптической деградации от энергии электронов; t – время облучения материала.

Зависимость оптической деградации и других свойств от энергии электронов будет определяться числом пар ионов, созданных ускоренными электронами на пути полного торможения, которое пропорционально начальной энергии в степени 0,7 [1]:

$$N_4 = kE^{0,7}. \tag{7.19}$$

Экспериментальные результаты:

а) Терморегулирующие покрытия

В работе [2] исследования по влиянию φ на изменение спектров ρ_λ и коэффициента поглощения a_S проводили для ТРП различных классов и пигментов.

Исследуемыми пигментами были оксид цинка «ОСЧ» и диоксид титана квалификации «Р-1» Порошки запрессовывали в металлические чашечки и облучали электронами с энергией 30 кэВ при различных значениях плотности потока.

Экспериментально получали зависимость $\Delta\rho_\lambda$ и Δa_S от потока электронов при постоянном значении плотности потока.

$$\Delta a_S = f(\Phi)\Delta\rho_\lambda = f(\Phi),. \qquad (7.20)$$

при φ = const.

Затем такие же зависимости получали при других значениях φ и по экспериментальным результатам строили зависимости $\Delta\rho_\lambda = f(\varphi)$ и $\Delta a_S = f(\varphi)$ для равных значений потока электронов.

Для пигмента ZnO «ОСЧ» характерны незначительные изменения ρ_λ и a_S под действием электронов (рис. 7.9).

В области 300-500 нм при φ = (1-5)10^{12}см$^{-2}$·с$^{-1}$ Δρ не превышает 3%, в области 500-900 нм изменений ρ не обнаружено, в области 500-2100 нм

Δρ монотонно возрастает с увеличением длины волны и достигает 8 % при $\Phi = 3\cdot10^{16}$см$^{-2}$. Облучение при φ = 10^{13}см$^{-2}$·с$^{-1}$ приводит к просветлению образца (увеличению ρ) в области 400-1200 нм, в других спектральных областях закономерности изменения ρ такие же, как при меньших значениях φ, но Δρ по абсолютной величине меньше.

В табл. 7.2 приведены относительные изменения коэффициента поглощения a_S ($\Delta a_S/a_{S0}$, a_{S0} – значения a_S до облучения) пигментов ZnO «ОСЧ» и TiO_2 «Р-1», облученных потоком электронов $5\cdot10^{15}$см$^{-2}$ при различных значениях плотности потока.

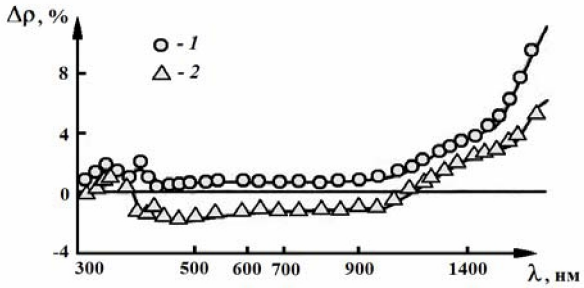


Рис. 7.9. Изменение спектра диффузного отражения ZnO “ОСЧ” при облучении электронами с энергией 30 кэВ потоком $5\cdot10^{12}$ см$^{-2}$ при φ, равном $5\cdot10^{12}$ см$^{-2}$с$^{-1}$ (1) и 10^{13} см$^{-2}$с$^{-1}$(2)

Таблица 7.2

Влияние плотности потока электронов на изменение коэффициента a_S пигментов

Пигмент	ZnO			TiO_2	
φ, $см^{-2}\cdot с^{-1}$	10^{12}	$5\cdot10^{12}$	10^{13}	10^{12}	10^{13}
$\Delta a_S/a_{S0}$	4,8	2,8	-5,5	90	67

Видно, что для ZnO «ОСЧ» относительные изменения коэффициента поглощения уменьшаются с ростом φ, для TiO_2 – увеличиваются, т.е. в диапазоне значений $\varphi=10^{12} - 10^{13} см^{-2}\cdot с^{-1}$ деградация зависит от φ, для различных пигментов характер зависимости разный.

Исследуемыми покрытиями были АК-512 «б», ВЭ-16 и АК-573. Так же как и для пигментов, исследовали влияние φ на изменение спектров ρ_λ и коэффициента поглощения a_S. На рис. 7.10 показано влияние φ на спектры $\Delta\rho_\lambda$. покрытия АК-512 «б». Видно, что облучение при $\varphi=5\cdot10^{10}$ $см^{-2}\cdot с^{-1}$ и $\varphi=5\ 10^{12}$ $см^{-2}\cdot с^{-1}$ при одинаковых значениях потока обусловливает различное изменение спектров ρ_λ. С увеличением φ, $\Delta\rho$ увеличивается.

Результаты изменений коэффициента поглощения a_S, в широком диапазоне значений φ показаны на рис. 7.11, из которого следует, что для всех покрытий характер зависимости одинаков.

Существуют два участка зависимости. На первом Δa, не зависит от φ, на втором Δa, увеличивается с ростом φ по степенному закону:

$$\Delta a_S = \Delta a_{S0} + \alpha\varphi^\beta, \text{ при } \Phi = const. \qquad (7.21)$$

Значение φ, при котором начинается рост Δa_S – граничное значение ($\varphi_{гр}$), находится в пределах $(3\div5)10^{11}$ $см^{-2}\cdot с^{-1}$. Характер такой зависимости Δa_S, от φ сохраняется для различных значений потока в диапазоне $3\cdot10^{15} - 7\cdot10^{16}$ $см^{-2}$.

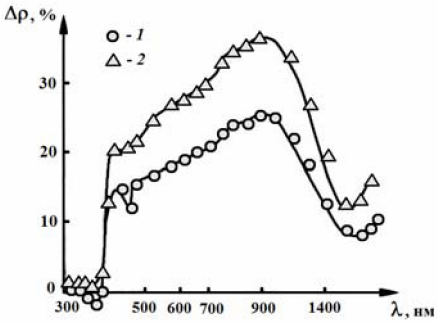


Рис. 7.10. Изменение спектра диффузного отражения покрытия АК-512 "б" при облучении электронами с энергией 30 кэВ потоком $5\cdot10^{15}$ $см^{-2}$ при φ, равном $5\cdot10^{10}$ $см^{-2}\cdot с^{-1}$ (1) и 10^{12} $см^{-2}\cdot с^{-1}$ (2)

Для покрытия СОТ-1-А-100 получена аналогичная зависимость Δa_S от φ: при $\varphi < \varphi_{гр}$, Δa_S не зависит от φ, при $\varphi > \varphi_{гр}$, Δa_S увеличивается с ростом φ.

На рис. 7.12 показана зависимость Δa_S, от φ в логарифмических координатах для $\Phi=10^{15}$см$^{-2}$.

Приведённые экспериментальные результаты удовлетворительно можно объяснить с позиций трековой модели взаимодействие заряженных частиц с материалами. Если сравнить значения $\varphi_{гр}$ для ТРП, находящиеся в диапазоне $(3\div5)10^{11}$ см$^{-2}\cdot$с$^{-1}$ и значение $\varphi_{гр}$, рассчитанное для NaCl по соотношению (7.15) и равное $1{,}25\cdot10^{11}$ см$^{-2}\cdot$с$^{-1}$, то можно заключить, что они отличаются в 2,5 – 4 раза, т.е. по порядку величины совпадают.

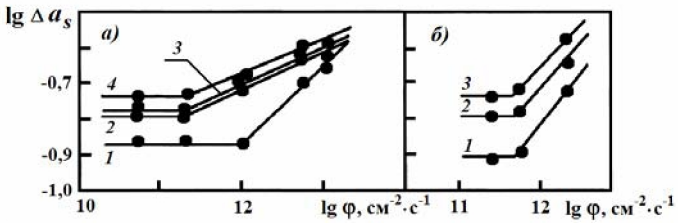


Рис. 7.11. Зависимость изменения коэффициента поглощения Δa_S ТРП от плотности потока электронов с энергией 30 кэВ при различных значениях потока. А – АК-512 “б”: $2\cdot10^{15}$ (1); $6\cdot10^{15}$ (2); $9\cdot10^{15}$ (3) см$^{-2}$

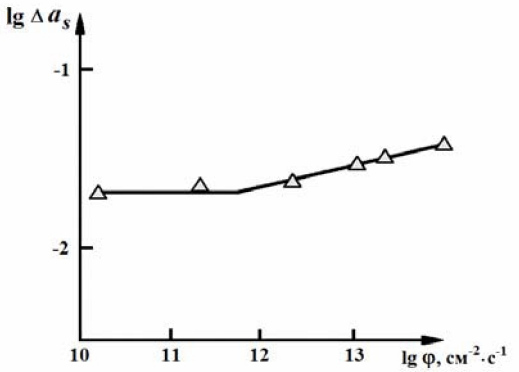


Рис. 7.12. Зависимость Δa_S покрытия СОТ-1-А-100 от плотности потока электронов с энергией 30 кэВ

Кроме того, при $\varphi>\varphi_{гр}$ для ТРП и пигментов ZnO «ОСЧ» и TiO_2 «Р-1» характер изменения коэффициента поглощения a_s различный: для покрытий и пигмента TiO Δa_S увеличивается с ростом φ, для пигмента ZnO уменьшается. Такое изменение a_S также согласуется с представлениями трековой модели о том, что если существует зависимость изменений свойств материалов от φ, то

её вид будет определяться закономерностями релаксационных процессов в треке.

На основании вышеизложенного можно заключить, что для ТРП при наземных испытаниях плотность потока электронов можно увеличивать от натурных значений, равных 10^8-10^9 до 10^{11} см$^{-2}$·с$^{-1}$. Дальнейшее увеличение требует знаний характера зависимости определяющего параметра Δa_S от φ и введения соответствующих поправочных коэффициентов для получения одинаковых результатов деградации в наземных и натурных условиях в пересчёте на равные потоки.

Для полимерных плёнок, используемых в космических аппаратах в качестве изоляционных материалов или в отражающих покрытиях, определяющим параметром может быть не рабочий параметр (изменение электропроводности или Δa_S), а такие факторы как накопление заряда на поверхности и пробой по поверхности, образование газов в объёме на глубине пробега электронов, их диффузия на поверхность и изменение её целостности и свойств. При больших значениях φ по сравнению с натурными можно ошибочно отбраковать плёнку по таким изменениям, хотя в натурных условиях её рабочий параметр может быть стабильным в течение длительного времени эксплуатации при действии электронов.

Например, для покрытия СОТ-1-А-100 одновременно с регистрацией спектров ρ_λ записывали спектры выделяющихся газов при облучении электронами с различной плотностью потока. Было установлено, что при $\varphi > 5 \cdot 10^{11}$ см$^{-2}$·с$^{-1}$ скорость газовыделения резко возрастает по всем газам, для массовых чисел от 2 до 44, т.е. от водорода до диоксида углерода.

б) Интегральные микросхемы

Влияние плотности потока электронов проявляется и на других материалах и устройствах КА. В работе [12] исследовали влияние плотности потока электронов на величину предельного потока (Φ_n) при котором наступает функциональный отказ биполярных больших интегральных микросхем (БИМ).

Исследование проводили в диапазоне плотностей потоков 10^6-10^7 см$^{-2}$·с$^{-1}$ (источник электронов – изотоп ^{90}Sr, E_e = 0,54МэВ) и 10^8-10^{11} см$^{-2}$·с$^{-1}$ (источник электронов – ускоритель ЭЛУ – 4, E_e = 4 МэВ).

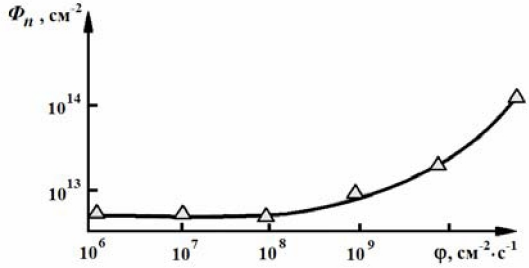


Рис. 7.13. Зависимость предельного потока от плотности потока электронов, при котором наступает функциональный отказ БИС

Установили увеличение Φ_n при значениях φ больше 10^9 $см^{-2} \cdot с^{-1}$ (рис. 7.13). Увеличение радиационной стойкости БИС с ростом φ авторы объяснили преобладанием процессов аннигиляции вакансий в кремнии и рекомбинаций носителей заряда в оксидной изоляции над процессами образования радиационных дефектов.

7.4. Влияние ускоренности комплексного облучения на деградацию свойств материалов

7.4.1. Общие положения

Радиационная обстановка подавляющего числа орбит космических аппаратов такова, что на материалы одновременно или последовательно действуют несколько видов излучений. Такими излучениями, прежде всего, являются ЭМИ Солнца, протоны и электроны различных областей КП.

Различных видов комбинаций действия излучений на орбитах может быть множество. Например, на геостационарной орбите существуют такие комбинации:

а) в радиационных поясах Земли на теневой стороне одновременно действуют протоны и электроны (р + е);

б) при выходе из РПЗ в межпланетное космическое пространство на освещенной стороне, на материалы одновременно действуют ЭМИ Солнца и СВ;

в) на теневой стороне в межпланетном пространстве действует только СВ.

Общая схема действия излучений на материалы на ГСО на освещенной и неосвещённой сторонах следующая:

– освещенная сторона:

(ЭМИ + р + е)→(ЭМИ + СВ)→(ЭМИ + р + е)→ЭМИ + СВ, (7.22)

– неосвещенная сторона:

(р + е)→СВ→(р + е)→СВ. (7.23)

На высокоэллиптической орбите (r_1 = 400 км, r_2 = 4000 км, α = 60°) ситуация по числу различных комбинаций действия излучений еще более сложная, т.к. космический аппарат в перигее подвержен одновременному действию ЭМИ, ионосферной плазмы, в апогее он подвержен действию электронов и протонов РПЗ и ЭМИ Солнца.

При наземных испытаниях материалов рассчитывают радиационную обстановку на орбите и получают дифференциальные спектры для каждого вида ионизирующих излучений по всем его составляющим. Например, спектр протонов на ГСО включает протоны внешнего пояса радиационных поясов

Земли, протоны плазмы Солнечного ветра, протоны Солнечных и Галактических космических лучей.

Исследуют влияние плотности потока каждого вида ионизирующих излучений в диапазоне энергий, определяемом возможностями имитатора, чтобы принципиально выяснить наличие или отсутствие такого влияния. При наличии такого влияния учитывают вид зависимости к воздействию данного излучения при ускоренных испытаниях.

В случае одновременного действия излучений, например ЭМИ, протонов и электронов, предварительно определить влияние ускоренности по всем трем видам излучений по результатам испытаний по влиянию плотности потоков и интенсивности при раздельном действии этих излучений, вероятно, невозможно. Это вызвано тем, что дефекты, образованные одним видом излучений, могут оказывать влияние на релаксацию, коагуляцию, диффузию и другие процессы дефектов, образованных другим видом излучения. Такие эффекты называются эффектами неаддитивности или синергетическими эффектами. Подробно они будут рассмотрены в следующем главе.

Изложенные положения справедливы для всех видов диэлектрических и полупроводниковых материалов и гетерогенных систем на их основе. Исключение могут составить полимерные материалы в случае совместного действия заряженных частиц различных видов. Для них изменение свойств и рабочих параметров может определяться мощностью поглощенной дозы вне зависимости от вида излучений. В некоторых случаях влияние мощности дозы может не проявляться.

7.4.2. Экспериментальные результаты

Нами проведены экспериментальные исследования по влиянию ускоренности совместного действия ЭМИ, протонов и электронов на изменение спектров ρ_λ и коэффициента поглощения a_S различных отражающих ТРП. Все три вида излучений действовали на ТРП одновременно и непрерывно в течение 60-80 ч. Перерывы были через 10-12 ч облучения только для регистрации спектров ρ_λ на 1-1,5 ч. Во время облучения плотность потоков электронов и протонов, а также температура образцов, общее давление газов и парциальное давление водорода строго контролировали и поддерживали на заданном уровне. Энергию и плотность потоков заряженных частиц выбирали в соответствии с методикой замены спектров заряженных частиц моноэнергетическими пучками [13]. Для геостационарной, высокоэллиптической и других орбит, ускоренность испытаний выбирали в пределах эквимодельной области. Энергия электронов во всех исследованиях составляла 30 кэВ, энергия протонов – 3 кэВ. Плотность потоков электронов и протонов по выбранной энергии рассчитывали по экспериментальным результатам для каждого покрытия на основании методики замены спектров заряженных частиц моноэнергетическими пучками. Получали эффективные значения плотности потока электро-

нов и протонов, моделирующих действие всего спектра на заданной орбите (см. гл. 6).

Исследовали 9 типов ТРП с различными пигментами и связующими: ТРСО-2, ВЭ-16, ТРСО-10, ТРСО-4, ТРСО-12, 40-1-2-81, 40-1-9-81, АК-512«б», Анод А1 (ЖНС). Ускоренность испытаний для различных покрытий отличалась, диапазон ее значений составлял 1,5÷9. Каждое покрытие облучали при двух значениях ускоренности.

На рис. 7.14 – 7.16, в качестве примеров приведены кинетические кривые изменения коэффициента поглощения a_S покрытий 40-1-2-81, АнодА1, ТРСО-10 при одновременном облучении ЭМИ, электронами и протонами при двух значениях ускоренности. По этим кривым рассчитывали зависимости Δa_S, от произведения ускоренности на время облучения, т.е. от дозы комплексного облучения.

С ростом χ при одинаковых дозах комплексного облучения получили уменьшение Δa_S для шести ТРП, увеличение Δa_S – для двух ТРП. Для одного покрытия при малом времени облучения получили уменьшение, а при большом времени облучения – увеличение Δa_S с ростом χ.

Ниже в таблицах приведены экспериментальные результаты для трех ТРП с различной зависимостью Δa_S от χ.

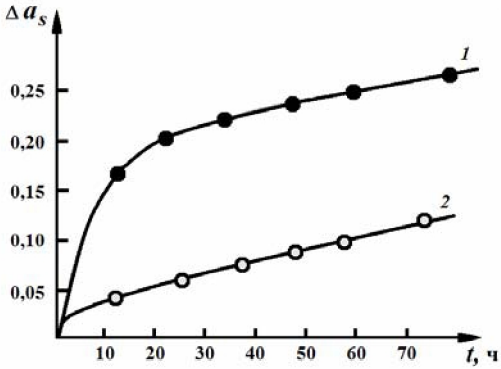


Рис. 7.14. Изменение a_S покрытия 40-1-9-81 в зависимости от времени одновременного облучения электронами, протонами и ЭМИ: 1-ускоренность 2 (E_e =30 кэВ, φ_e =3,8·10^9 см$^{-2}$·с$^{-1}$, E_p =3 кэВ, φ_p =2,2·10^9 см$^{-2}$·с$^{-1}$, $E_S^{'}$ =2 эсо), 2-ускоренность 7 (E_e =30 кэВ, φ_e =1,11·10^{10} см$^{-2}$·с$^{-1}$, E_p =3 кэВ, φ_p =7,7·10^9 см$^{-2}$·с$^{-1}$, $E_S^{'}$ =7 эсо)

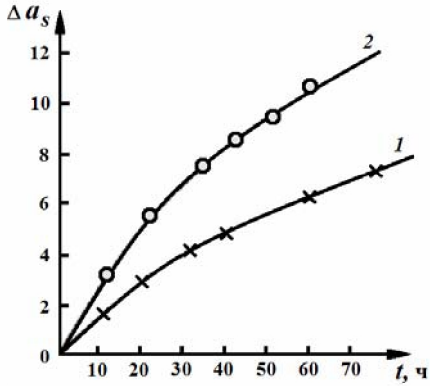


Рис. 7.15. Изменение a_S покрытия Анод А1 при одновременном облучении электронами, протонами и ЭМИ: 1-ускоренность 2 (E_e = 30 кэВ, φ_e = 8,8·10^9 см$^{-2}$·с$^{-1}$, E_p = 3 кэВ, φ_p = 5,32·10^9 см$^{-2}$·с$^{-1}$, $E_S^{'}$ = 2 эсо), 2-ускоренность 5 (E_e = 30 кэВ, φ_e = 2,2·10^{10} см$^{-2}$·с$^{-1}$, E_p = 3 кэВ, φ_p = 1,33·10^9 см$^{-2}$·с$^{-1}$, $E_S^{'}$ = 5 эсо)

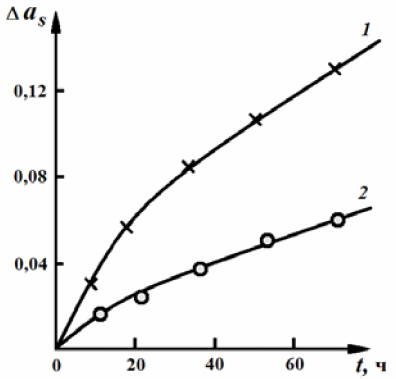


Рис. 7.16. Изменение a_S покрытия ТРСО-10 в зависимости от времени одновременного облучения электронами, протонами и ЭМИ: 1 – ускоренность 3 (E_e = 30 кэВ, φ_e = 2,1·10^{10} см$^{-2}$·с$^{-1}$, E_p = 3 кэВ, φ_p = 4,26·10^9 см$^{-2}$·с$^{-1}$, $E_S^{'}$ = 3 эсо), 2 – ускоренность 8 (E_e = 30 кэВ, φ_e = 5,6·10^{10} см$^{-2}$·с$^{-1}$, E_p = 3 кэВ, φ_p = 1,14·10^{10} см$^{-2}$·с$^{-1}$, $E_S^{'}$ = 8 эсо)

1. *Покрытие ТРСО-4*

Условия облучения, имитирующие натурные, при одновременном действии ЭМИ, электронов и протонов на ГСО приведены в табл. 7.3.

Таблица 7.3

Условия комплексного облучения покрытия ТРСО-4

№ режима	χ	$E_S^{'}$, эсо	φ_e, см$^{-2}$·с$^{-1}$	φ_p, см$^{-2}$·с$^{-1}$	Т, К	Р, Па
I	1,0	1,0	$1{,}8\cdot10^{9}$	$5{,}0\cdot10^{8}$	300	$\leq 10^{-5}$
II	1,5	1,5	$2{,}7\cdot10^{9}$	$7{,}5\cdot10^{8}$	320	10^{-5}
III	5,0	5,0	$8{,}9\cdot10^{9}$	$2{,}5\cdot10^{9}$	325	10^{-5}

Таблица 7.4

Зависимость Δa_S покрытия ТРСО-4 от времени облучения в режимах II и III

Режим	$\Delta a_S = f(t, \chi)$						
II	**t, ч**	11	22	33	44	54	64
	Δa_S	0,014	0,026	0,034	0,042	0,049	0,057
III	**t, ч**	13	24	35	47	57	67
	Δa_S	0,022	0,038	0,053	0,066	0,076	0,085

По экспериментальным результатам табл. 7.2 рассчитывали значение Δa_S для одинаковых доз комплексного облучения, определяемых произведением t · χ измеряемых в эквивалентных часах комплексного облучения (эчко). В табл. 7.5 приведены эти значения.

Таблица 7.5

Зависимость Δa_S покрытия ТРСО-4 от дозы комплексного облучения

t · χ, эчко		16,5	33	50	66	81	96
Δa_S	**χ = 1,5**	0,014	0,026	0,034	0,042	0,049	0,057
	χ = 5	0,006	0,008	0,014	0,018	0,022	0,025
$\Delta(\Delta a_S)$		-0,08	-0,018	-0,02	-0,024	-0,027	-0,032

Из таблицы следует, что разность значений Δa_S, полученных при различных ускоренностях $\Delta(\Delta a_S)$ отрицательная, т.е. с увеличением χ, Δa_S при одинаковых значениях $t - \chi$ уменьшается.

2. *Покрытие 40-1-2-81*

Условия облучения, моделирующие натурные, при одновременном действии ЭМИ, электронов и протонов на ГСО были следующие: $E_S^{'}$ = 1 эсо, E_e = 30 кэВ, $\varphi_e = 1{,}9\cdot10^{9}$ см$^{-2}$·с$^{-1}$, E_p = 3 кэВ, $\varphi_p = 1{,}1\cdot10^{9}$ см$^{-2}$·с$^{-1}$, Р = 10^{-5} Па, Т = 300 К.

Облучение проводили при $\chi = 3$ и $\chi = 8$.

В табл. 7.6 приведены значения Δa_S, пересчитанные из экспериментальных результатов (см. рис. 7.14) для одинаковых доз при разной ускоренности.

Таблица 7.6

Зависимость Δa_S покрытия 40-1-2-81 от дозы комплексного облучения

t · χ, эчко		30	60	90	120	160	180	210
Δa_S	**χ = 3**	0,044	0,056	0,08	0,096	0,106	0,11	0,124
	χ = 8	0,044	0,014	0,17	0,194	0,206	0,216	0,235
$\Delta(\Delta a_S)$		0	0,084	0,09	0,096	0,1	0,1	0,11

Из таблицы следует, что разность значении Δa_S, положительна, т.е. с увеличением ускоренности возрастает деградация оптических свойств покрытия.

3. *Покрытие ТРСО-10*

Условия облучения, моделирующие натурные, при одновременном действии ЭМИ, электронов и протонов на ГСО были следующие: $E_S^{'} = 1$ эсо, $E_e = 30$ кэВ, $\varphi_e = 7 \cdot 10^9$ см$^{-2}$·с$^{-1}$, $E_p = 3$ кэВ, $\varphi_p = 1{,}42 \cdot 10^9$ см$^{-2}$·с$^{-1}$, Р = 10^{-5} Па, Т = 300К.

Облучение проводили при $\chi = 3$ и $\chi = 8$.

В табл. 7.7 приведены значения Δa_S, пересчитанные из экспериментальных результатов (см. рис. 7.16) для одинаковых доз при разной ускоренности.

Таблица 7.7

Зависимость Δa_S покрытия ТРСО-10 от дозы комплексного облучения

t · χ, эчко		30	60	90	120	160	180	210
Δa_S	**χ = 3**	0,019	0,02	0,034	0,046	0,052	0,056	0,124
	χ = 8	0,014	0,022	0,03	0,048	0,56	0,061	0,235
$\Delta(\Delta a_S)$		-0,04	+0,06	-0,04	0	+0,02	+0,04	+0,05

Видно, что разность значений Δa_S до дозы 120 эчко отрицательна, после 120 эчко она положительна, т.е. с ростом χ наблюдается и увеличение, и уменьшение Δa_S.

7.5. Методы определения режимов ускоренных испытаний

7.5.1. Метод, основанный на теории надежности – метод Седякина

В теории надежности известен принцип [14, 15], заключающийся в том, что *надежность (износ) материального объекта в некотором интервале режимов зависит только от величины выработанного им ресурса в прошлом и не зависит от того, как был выработан этот ресурс.*

Для материаловедения, для испытаний материалов, работающих в условиях действия различных излучений и в условиях космического пространства этот принцип может быть применен следующим образом. Если действие какого-то фактора приводит к одинаковым изменениям свойств или рабочего параметра двух одинаковых образцов одного материала (в настоящем), предварительно в прошлом подвергнутых действию других факторов в различных режимах или действию того же фактора в различных режимах, но вызвавших одинаковые изменения свойств или рабочего параметра, то эти предварительные режимы адекватны и принадлежат одной эквимодельной области испытаний.

Если предварительное воздействие какого-то ионизирующего излучения или другого фактора КП в различных режимах ($\varepsilon_1 t_1$, $\varepsilon_2 t_2$, …, $\varepsilon_n t_n$), например с различной ускоренностью и с различным временем облучения при прочих одинаковых условиях, вызвало одинаковое изменение рабочего параметра ΔP_0 нескольких образцов одного материала и последующее испытание этих образцов в одном режиме ($\varepsilon_k t_k$) дало также одинаковые значения ΔP_k, то режимы предварительных испытаний ($\varepsilon_1 t_1$, $\varepsilon_2 t_2$, …, $\varepsilon_n t_n$) адекватны, т.е. принадлежат одной эквимодельной области испытаний (Э). Математически это можно записать следующим образом: если $\varepsilon_1 t_1$, $\varepsilon_2 t_2$, …, $\varepsilon_n t_n \in$ Э, то

$$\Delta P(\varepsilon_1 t_1 \to \varepsilon_k t_k) = \Delta P(\varepsilon_2 t_2 \to \varepsilon_k t_k) = \ldots = \Delta P(\varepsilon_n t_n \to \varepsilon_k t_k).$$

Графически метод Седякина можно представить следующими зависимостями (рис. 7.17). Одинаковые значения изменений определяющего параметра ΔP_0 в режимах $\varepsilon_1 t_1$, $\varepsilon_2 t_2$, …, $\varepsilon_n t_n$ и последующие одинаковые значения ΔP_k, при испытаниях этих образцов в режиме $\varepsilon_k t_k$, являются залогом того, что область режимов $\varepsilon_1 t_1 \div \varepsilon_n t_n$ является эквимодельной областью и любой режим из этой области можно заменить другим.

Если, например, режим $\varepsilon_n t_n$ является натурным режимом действия ЭМИ, режим $\varepsilon_1 t_1$, является ускоренным режимом с ускоренностью 10 эквивалентов солнечного облучения, облучение образца № 1 в режиме $E'_{Sn} t_n$ и образца № 2 в режиме $E'_{S10} t_{10}$ дает одинаковые значения изменения рабочего параметра ΔP_0, а дальнейшее облучение образцов №1 и №n с любой одинаковой ускоренностью (например, 15 эсо) при равном времени испытаний дает одинаковые значения ΔP, равные ΔP_k, то диапазон ускоренности E'_S = 1÷10 эсо принадлежит одной эквимодельной области. Тогда возможна замена режима $E'_{S1} t_1$ любым режимом до максимального значения $E'_{S10} t_{10}$.

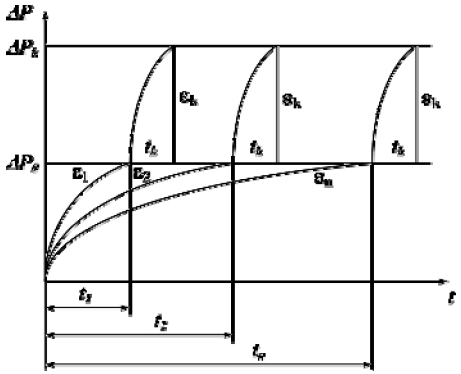


Рис. 7.17. Определение эквимодельной области по методу Седякина

Аналогично можно определить эквимодельную область испытаний при совместном действии различных излучений, имитирующих факторы КП на орбите или моделирующих их воздействие. Для этого необходимо по известной методике замены спектров заряженных частиц моноэнергетическими пучками (см. гл. 6) определить эквивалентные потоки электронов ($\varphi_{ЭКВе}$) и протонов ($\varphi_{ЭКВр}$), моделирующих действие спектров на орбите $(d\varphi/dE)_e$ и $(d\varphi/dE)_p$ при заданных значениях энергии E_e и E_p. Затем при совместном облучении с ЭМИ при $\chi = 1$, соответствующей натурным испытаниям, и $\chi = n$ соответствующей ускоренным испытаниям, определить размеры эквимодельной области. Выбрав любой режим из этой области, провести длительные испытания с ускоренностью из этого диапазона $1 < \chi \le n$, необходимые для прогнозирования значений ΔP.

Данный метод в принципе позволяет проводить и ускоренные термовакуумные испытания материалов космической техники, не подверженных действию излучений и других факторов КП. Если диапазон давлений остаточных газов в имитаторе предварительно определен и может быть выбран постоянным, то ускорение испытаний материалов можно провести только по температуре.

Следует отметить, что температурные ускоренные испытания могут быть критерием применимости метода Седякина в области материаловедения. В этом отношении интересны полимерные материалы, у которых диапазон рабочих температур небольшой и определяется температурой их плавления и разложения.

7.5.2. Метод линейного суммирования

Данный метод основан на том, что *надежность (износ) материального объекта в некотором интервале режимов не зависит от порядка их следования, а зависит только от условий этих режимов.* Для радиационного и космического материаловедения данный принцип может быть использован в ус-

коренных испытаниях таким образом. Что рабочий и ускоренный режимы могут чередоваться последовательностью действия на два образца одного материала. И если такое чередование дает в итоге одинаковые изменения определяющего параметра, то эти режимы принадлежат одной эквимодельной области.

Математически данный метод можно записать следующим образом: если $\varepsilon_1 t_1$ и $\varepsilon_2 t_2 \in$ Э, то:

$$\Delta P_к(\varepsilon_1 t_1 \rightarrow \varepsilon_2 t_2) = \Delta P_k(\varepsilon_2 t_2 \rightarrow \varepsilon_1 t_1), \qquad (7.24)$$

где $\varepsilon_1 t_1$, $\varepsilon_2 t_2$ – режимы испытаний;

ΔP_k – конечное изменение определяющего параметра.

Графическое представление метода показано на рис. 7.18. Для нахождения эквимодельной области два образца исследуемого материала испытывают сначала в режимах $\varepsilon_1 t_1$, (первый образец) и $\varepsilon_2 t_2$ (второй образец). Затем продолжают испытания, поменяв режимы, т.е. первый образец испытывают в режиме $\varepsilon_2 t_2$, второй – в режиме $\varepsilon_1 t_1$. Если изменение рабочего параметра обоих образцов будет одинаковое, то режимы $\varepsilon_1 t_1$ и $\varepsilon_2 t_2$ принадлежат одной эквимодельной области и можно заменять один режим другим.

Приняв $\varepsilon_2 t_2$ за натурный режим, а $\varepsilon_1 t_1$ – за ускоренный режим, получим диапазон ускоренных режимов от $\varepsilon_1 t_1$ до $\varepsilon_2 t_2$. Например, испытания материала к действию ЭМИ Солнца проводят при E'_S = 1 эсо в течение 100 ч и при E'_S = 10 эсо в течение 10 ч. Если облучение первого образца проводят сначала при E'_S = 1 эсо, затем при E'_S = 10 эсо, а второго образца – в обратной последовательности и получают одинаковые значения ΔP_k, то режимы 1 эсо × 100 ч и 10 эсо × 10 ч принадлежат одной эквимодельной области и можно производить ускоренные испытания в диапазоне этих режимов.

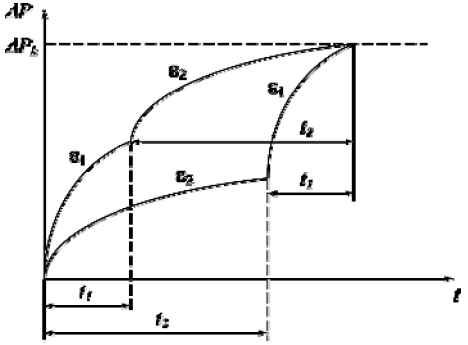


Рис. 7.18. Графическое представление метода линейного суммирования

Аналогично можно проводить ускоренные испытания по заряженным частицам, увеличивая плотность потока и сокращая время испытаний, а также испытания при совместном действии различных излучений.

7.5.3. Ускоренные температурные испытания

Если физико-химические процессы, протекающие в материале при температуре T_1 и T_2, а также в интервале между ними качественно одинаковы, то они должны иметь одну энергию активации. Тогда эти значения температуры будут находиться в одной эквимодельной области и можно заменять режим T_1t_1, на режим T_2t_2, тем самым сокращая время испытаний.

Математически данный метод можно записать следующим выражением: если T_1t_1 и $T_2t_2 \in Э$, то

$$\Delta P_k(T_1t_1) = \Delta P_k(T_2t_2). \qquad (7.25)$$

Примером ускорения испытаний температурой могут быть испытания по газовыделению материалов. Если в режиме T_1t_1 масса выделившегося газа будет M_1, а в режиме $T_2t_2 - M_2$ и если газовыделение описывается экспоненциальным законом, то можно записать систему уравнений:

$$\Delta M_1 = C_1 \exp\left(-E_0 / KT_1\right) \text{ для } t_1;$$
$$\Delta M_1 = C_1 \exp\left(-E_0 / KT_2\right) \text{ для } t_2. \qquad (7.26)$$

где ΔM_1, ΔM_2 – изменения массы материала при воздействии в режимах 1 и 2 соответственно; C_1, C_2 – постоянные; E_0 – энергия активации процесса изменения массы; K – постоянная Больцмана.

Решая эту систему, получим:

$$\ln \frac{\Delta M_1}{\Delta M_2} = C - \frac{E_0}{K}\left[\frac{1}{T_2} - \frac{1}{T_1}\right]. \qquad (7.27)$$

Энергия активации определяется из (7.27). Графическое представление этого решения показано на рис. 7.19.

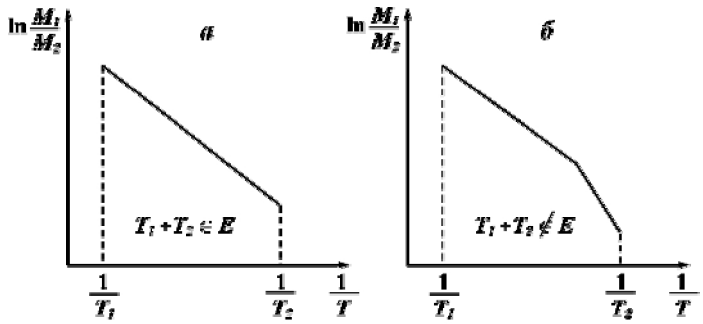


Рис. 7.19. Графическое представление метода ускорения испытаний температурой

В области температур $T_1 \div T_2$ энергия активации имеет одно значение E_0 и определяется как тангенс угла наклона прямой к оси абсцисс (рис. 7.19, *а*). Если же в этом температурном диапазоне происходящие изменения (газовыделение) обусловлены двумя процессами, то будем иметь два значения энергии активации и два участка с различными углами наклона прямой к оси абсцисс (рис. 7.19, б) и область температур $T_1 \div T_2$ не является эквимодельной областью, она будет меньше.

7.5.4. Масс-спектрометрический метод определения эквимодельной области

Если материал КА находится за защитой и подвержен только термовакуумным воздействиям, то для определения температурного диапазона его работоспособности может быть использован масс-спектрометрический метод. Для этого необходимо регистрировать спектры масс выделяющихся газов при рабочей начальной температуре и при повышенных температурах, в диапазоне которых возможна его работа.

Температура, при которой качественно или количественно изменяется газовыделение и будет максимальной температурой, определяющей размер эквимодельной области. Количественное изменение газовыделения будет определяться по кинетике изменения интенсивности одного или нескольких пиков, а качественное изменение газовыделения – по появлению новых пиков в масс-спектрах.

Примером качественного изменения состава газов при термоиспытаниях может быть газовыделение из фторсодержащих полимерных материалов. Масс-спектры выделяющихся газов при температурах, например 20, 50, 100, 150, 200°С, состоят в основном из пиков, определяемых такими газами, как водород, углерод, метан, ОН-группы, вода, азот, оксид я диоксид углерода, аргон. В спектрограмме регистрируют пики с отношением массы к заряду (m/e) 1, 2, 12,14, 15, 16, 17, 18, 28, 32, 40, 44, соответствующие ионам H^+, H_2^+, C^+, N^+, CH_3^+, O^+ (CH_4^+), OH^+, H_2O^+, CO^+(N_2^+), O_2^+, Ar^+, CO_2^+. Эти газы являются остаточными газами вакуумной системы и десорбированными с поверхности полимерной пленки при нагревании. Часть из них, например азот, аргон, присуща только вакуумной системе, остальные могут быть как в вакуумной системе, так и на поверхности пленки.

Повышение температуры примерно до 400°С приводит к выделению фторсодержащих газов и в масс-спектре регистрируются, например, пики с отношением m/e 31, 50, 62, 100, соответствующие ионам CF^+, CF_2^+, CF^{2+}, CF_2^{2+}. Выделение этих газов свидетельствует о терморазложении полимера и температура 400° С является верхним пределом эквимодельной области при ускоренных термовакуумных испытаниях.

7.5.5. Определение ускоренности испытаний по накоплению заряда

Известно, что на орбитах, расположенных в межпланетном космическом пространстве и в зоне радиационных поясов Земли, на материалы внешних поверхностей КА действует плазма Солнечного ветра, ЭМИ Солнца, электроны и протоны высоких энергий. Такое воздействие приводит к накоплению заряда, к возникновению разности потенциалов, как между отдельными материалами, так и между корпусом КА и плазмой. Поэтому изучение закономерностей накопления электрического заряда представляет научный и практический интерес для космического материаловедения.

Пригодность материала для определенных условий будет определяться возможностью работы без возникновения заряда, пробоев и других явлений. Поэтому увеличение ускоренности испытаний по любому фактору возможно до тех пределов, при которых не будет наблюдаться разрядов и пробоев.

С другой стороны, даже если бы в реальных условиях КП не было фактов накопления заряда, данный эффект мог бы быть использован при ускоренных испытаниях. Например, определение эквимодельной области и граничной плотности потока при ускоренных испытаниях полимерных материалов к воздействию электронов.

Диапазон φ со стороны высоких значений будет определяться накоплением заряда и возникновением пробоев. Если процессы, происходящие в объеме материала, и изменения, например, диэлектрической проницаемости, качественно не отличаются при $\varphi_{гр} = \varphi$, но при этом значении φ происходит пробой по поверхности, то такое значение плотности потока электронов будет границей эквимодельной области. Определяющим параметром в этом случае будет накопление заряда на поверхности и пробой, рабочим – диэлектрическая проницаемость.

Такое явление мы наблюдали в 70-е годы при исследовании пропускания полиэтилентерефталатной (ПЭТФ) пленки. Плотность потока электронов с энергией 30 кэВ при испытаниях была взята 10^{12} см$^{-2}$·с$^{-1}$ без предварительного определения эквимодельной области. При данном значении φ коэффициент пропускания существенно понизился, даже при потоке электронов в несколько единиц, на 10^{15} см$^{-2}$ и визуально было заметно почернение поверхности пленки. Первое заключение было отрицательным, т.е. пленка была отбракована. Однако дальнейшие исследования по определению $\varphi_{гр}$ показали, что при натурных значениях плотности потока электронов оптические свойства пленки изменяются в пределах допустимого, а почернение обусловлено микроразрядами на поверхности при большой плотности потока электронов.

Изложенные теоретические и экспериментальные результаты по влиянию ускоренности испытании материалов показали, что зависимость свойств и рабочих характеристик от плотности потока заряженных частиц, интенсивности ЭМИ Солнца и γ-квантов существует и ее необходимо учитывать. В случае одновременного действия двух или нескольких видов различных излу-

чений также наблюдается зависимость свойств и рабочих параметров от ускоренности испытаний, характер которой может быть различным. При отборочных испытаниях это необходимо для того, чтобы не отбраковать те материалы, которые могут быть использованы на КА, а при контрольных испытаниях – для того, чтобы определить верхний предел ускоренности испытаний в целях экономии времени и средств

Описанные методы определения эквимодельной области основаны на законах теории надежности, теории подобия, на различных физических явлениях. Эти методы отличаются сложностью выполнения, необходимостью наличия дополнительных приборов и устройств для исполнения. Выбор необходимого метода при проведении конкретных испытаний зависит от возможностей экспериментального оборудования, опыта и интуиции исследователя, наличия материальных и временных ресурсов, от требуемой точности определения изменений рабочего параметра и точности прогнозирования.

Возможна и такая ситуация, когда размеры эквимодельной области так велики, что превышают возможности экспериментального оборудования, а ускоренные испытания проводят без знания методов определения пределов ускоренности и при этом получают надежные экспериментальные результаты. С другой стороны, изложенная методика ускоренных испытаний не для всяких свойств материалов в равной степени необходима. Например, для таких структурно-нечувствительных свойств, как механические, теплофизические, она может быть менее необходима, а для структурно-чувствительных свойств, таких как электрофизические и оптические, она необходима и применяется при проведении испытаний.

Для полимерных материалов, используемых в КП примерно до последних 15 лет, определяли влияние мощности поглощенной дозы вне зависимости от вида излучения [16], которая, как правило, составляет 0,1 – 100 Гр/с. При наземных испытаниях ВКП она на 3 – 4 порядка ниже

Влияние мощности дозы для необратимых радиационных эффектов в полимерных материалах проявляется в следующих случаях [17]:

- если продукты радиолиза образуются в результате, по крайней мере, двух процессов, отличающихся порядком реакции;
- если в образовании и распределении в объеме продуктов радиолиза участвуют процессы массопереноса (например, диффузия кислорода или низкомолекулярных продуктов радиолиза);
- если энергия излучения поглощается неравномерно по объему (толщине) материала;
- при комбинированном воздействии ионизирующих излучений и других факторов, например света.

Область мощности дозы, когда эта зависимость существенна, определяется соотношением скоростей реакций первого и второго порядка. В интервале мощностей доз 0,1-100 Гр/с такая конкуренция скоростей реакций влияет на состав газообразных продуктов радиолиза полисилоксанов и разветвлен-

ных углеводородов (этан и метан), на инициирование цепных реакций (окисление, полимеризация). Границы влияния мощности дозы определяются соотношением времени облучения (t) и времени диффузии газов (τ) через слой толщиной λ. Эти времена определяются выражениями:

$$t = \frac{D_y}{D_n}, \tag{7.28}$$

$$\tau = \frac{\lambda^2}{6K_д}, \tag{7.29}$$

где D_y, D_n – мощность дозы при ускоренных испытаниях и в натурных условиях соответственно; $K_д$ – коэффициент диффузии.

В крайних случаях, когда $\tau << t$ или $\tau >> t$, влиянием мощности дозы можно пренебречь. В остальных случаях ее необходимо учитывать.

Поэтому ответ на вопрос о влиянии ускоренности испытаний при одновременном или последовательном действии различных излучений на полимерные материалы можно получить только экспериментальными исследованиями.

ГЛАВА 8

ИМИТАЦИОННЫЕ ВАКУУМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

8.1. Имитация вакуумных условий

В условиях космического полета на аппарат воздействует окружающая среда, в том числе космический вакуум [1-19]. При пребывании материалов и элементов в вакууме протекают сложные процессы, некоторые из которых могут влиять на работоспособность аппаратуры (табл. 8.1). В наземных условиях эти воздействия изучаются в специальных вакуумных установках [1-7], где в зависимости от типа изучаемого явления можно имитировать различный уровень давления (табл. 8.2). Такой подход значительно упрощает некоторые испытания, т.к. полномасштабное воспроизведение космической вакуумной среды в наземных условиях очень трудная и не всегда разрешимая задача.

На рис. 8.1 приведена схема, поясняющая принцип моделирования вакуумных условий применительно к испытаниям КА, оборудования и материалов. При эксплуатации объектов в космическом пространстве молекулы, покидающие аппарат за счет гажения оборудования, имеют коэффициент возврата не выше $10^{-3} – 10^{-4}$ (случай *а*).

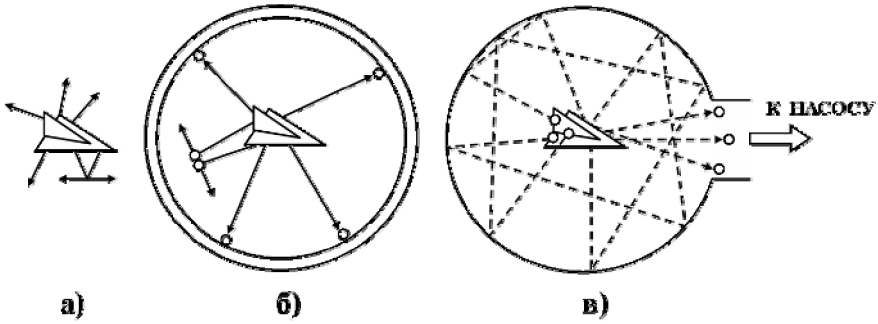


Рис. 8.1. Схема, поясняющая принцип моделирования вакуумных условий применительно к испытаниям КА, оборудования и материалов

При наземных испытаниях (случай *б*) коэффициент возврата молекул на испытуемый КА составляет $10^{-3} – 10^{-4}$ и сильно зависит от коэффициента прилипания молекул к внутренним стенкам вакуумной камеры. Для случая *в* коэффициент возврата молекул на испытуемый аппарат достаточно высок и может составлять 0,1 – 0,8. При конструировании имитационных вакуумных камер желательно иметь минимальный коэффициент возврата молекул. С этой целью широко применяются криогенные методы откачки с использованием панелей, охлаждаемых жидким азотом и гелием.

Таблица 8.1

Явления, вызываемые воздействием космического вакуума, и конструктивные способы защиты от них

	Явление, вызываемое воздействием космического вакуума	**Способы защиты**
1	Сублимация (испарение) материалов	Использование материалов с низкими давлениями насыщенных паров; уменьшение температур материалов; нанесение защитных покрытий; выбор толщин материалов с допуском на сублимацию (испарение) за заданную продолжительность срока службы.
2	Образование собственной внешней атмосферы вокруг КА, вызывающей «загрязнение» и другие эффекты	Подбор материалов с низким газением; предварительное обезгаживание материалов, узлов в наземных вакуумных установках.
3	Усиление адгезии и трения деталей и узлов механизмов	Подбор специальных пар трения; использование специальных жидких, пластичных или твердых смазок; использование специальных конструкций узлов трения (ротапринтная пара, волновые передачи и т.п.) герметизация узлов трения, полная или частичная («закрытые» узлы).
4	Электрический пробой, «коронный» разряд и другие электрофизические явления	Выбор специальных изоляционных материалов; заливка компаундами высоковольтных узлов; разгерметизация «закрытых» узлов через калиброванные отверстия для выравнивания давлений внутри и снаружи узла.
5	Ухудшение теплопередачи между деталями механизмов. Ухудшение характеристик оптических узлов и деталей оборудования	Посадка деталей с натягом: использование специальных смазок и т.п. при контакте деталей тонких фольг; использование тепловых «труб» в конструкциях.
6	Ухудшение характеристик оптических узлов и деталей оборудования	Исключение переконденсации легколетучих веществ на оптику; исключение перепадов температуры оптических деталей.

На рис. 8.2 представлена типовая схема экспериментальной имитационной камеры, в которой проводятся тепловакуумные испытания при имитации космического вакуума и потоков солнечной электромагнитной радиации [14-19].

В табл. 8.3 приведены основные характеристики зарубежных вакуумных имитационных камер второго поколения, которые применяются в космическом аппаратостроении [20-22].

Таблица 8.2

Ориентировочные давления, требуемые для лабораторного моделирования физических явлений, происходящих в космосе

	Изучаемый процесс или явление	Давление, Па
1	Воздействие перепада давлений на механическую прочность герметичных корпусов КА	10^{3}
2	Воздушное демпфирование при вибрациях	10^{-1}
3	Теплопередача излучением	10^{-2}
4	Электрофизические явления в диэлектриках; электрические разряды в газах	10^{-2}
5	Изменение физических и механических свойств материалов	10^{-4}
6	Работа ионных и плазменных двигателей	10^{-5}
7	Холодная сварка	10^{-5}
8	Массопотери*: – испарение – сублимация – деструкция молекул – окклюзия газов – абсорбция газов – адсорбция газов – химическое взаимодействие остаточного газа с материалами поверхности – сухое трение	 10^{-3} – 10^{-4} 10^{-3} – 10^{-4} 10^{-1}(большая скорость откачки) 10^{-1} 10^{-1} 10^{-5} – 10^{-12} 10^{-5} – 10^{-12} 10^{-5} – 10^{-12}

* При моделировании этих явлений наряду с полным и парциальным давлениями необходимо выдерживать соотношение между скоростью окислительных и восстановительных процессов. Кроме того, необходимо моделировать также состояние молекул остаточных газов (атомов, ионов, возбужденных частиц) ввиду существенного его влияния на скорость поверхностных физико-химических реакций.

Таблица 8.3

Основные характеристики зарубежных вакуумных имитационных камер

Страна	Габаритные размеры, м		Объем, $м^3$	Скорость откачки, $л{\cdot}с^{-1}$	Остаточное давление, Па
	диаметр	высота			
США	12	15	1700	10^{6}	10^{-7}
Франция	7	8	312	10^{6}	10^{-5}
Германия	4	7	90	10^{5}	10^{-5}
Япония	-	-	6000	10^{6}	10^{-8}

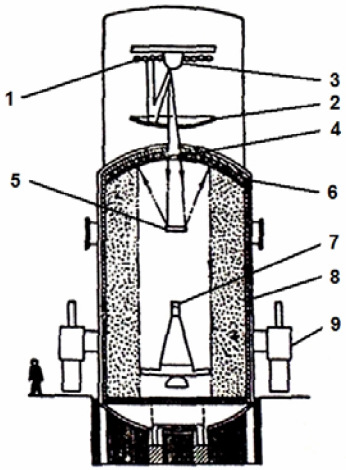


Рис. 8.2. Типовая схема экспериментальной имитационной камеры

8.2. Имитация солнечного электромагнитного излучения

Во многих имитационных установках помимо вакуумной среды воспроизводится солнечная радиация – с помощью имитаторов солнечного излучения (ИСИ). Обычно при имитации электромагнитного излучения Солнца учитываются следующие параметры: средняя интенсивность, равномерность облучения, параллельность лучей, спектральный состав излучения по длинам волн.

Пример ввода электромагнитного излучения в вакуумную имитационную камеру приведен на рис. 8.3, где в качестве оптического модуля используется конструкция НАСА (см. рис. 8.4). Источниками излучения в ИСИ являются, как правило, газоразрядные лампы высокого давления (рис. 8.6). Имитаторы излучения Солнца в диапазоне Л = 200-400 нм представлены в табл. 8.4, а в табл. 8.5 перечислены те источники для имитации вакуумного ультрафиолета (ВУФ), которые могут быть использованы при испытании материалов в лабораторных условиях.

8.3. Методы изучения влияния продуктов СВА на оборудование КА

При космическом полете и при испытании в экспериментальных имитационных камерах на поверхности оборудования КА (зеркальные поверхности, оптические элементы и т.д.) оседают потоки молекул и твердых микрочастиц, выделяющихся из конструкционных материалов, оборудования, которые загрязняют поверхности, изменяют их рабочие характеристики. Образующаяся вокруг КА собственная внешняя атмосфера (СВА) имеет состав,

резко отличающийся от состава верхней невозмущенной атмосферы Земли [11-13].

Состав СВА различен в условиях космического полета и при испытании в имитационной вакуумной камере из-за технологических загрязнений последней. Это обстоятельство необходимо учитывать при оценке влияния воздействия продуктов СВА на работоспособность аппаратуры.

Таблица 8.4

Имитаторы излучения Солнца в диапазоне 200-400 нм

Тип источника	Общая характеристика
Лампа ДКсШ-1000 ДКсР-3000 ДКсР-5000	Дуговая ксеноновая лампа высокого давления с непрерывным спектром излучения (континуум), λ>200 нм
ОС-78, ОС-80, ИС-160	Имитаторы солнца на основе ламп типа ДКсР с корригирующим светофильтром, λ>200 нм
ВКсШ-10000	Ксеноновая высокочастотная лампа высокого давления, континуум, λ>220 нм

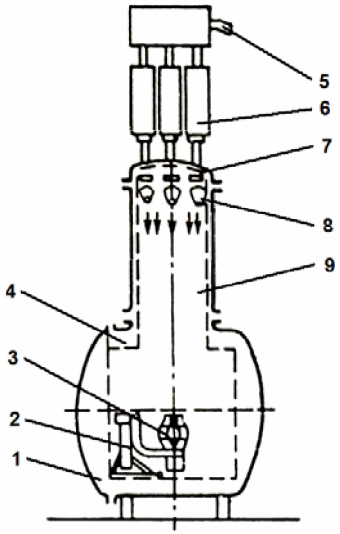


Рис. 8.3 – Схема вакуумной камеры НАСА с модулями ИСИ: I – корпус тепловакуумной камеры; 2 – система вращения объекта испытаний; 3 – объект испытаний; 4 – криоэкраны; 5 – подвод для охлаждения ламп; б – кожух лампы эллиптического и сферического отражателей и конденсатора; 7 – полевая линза (входное окно камеры); 8 – отражатели оптической системы модулей ИСИ; 9 – оптический отсек камеры

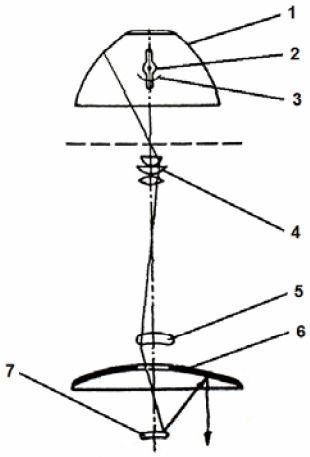


Рис. 8.4 – Оптическая система модуля ИСИ НАСА: 1 – эллиптический отражатель; 2 – дуговая ксеноновая лампа; 3 – сферический отражатель лампы; 4 – конденсорные линзы; 5 – полевая линза (одновременно окно камеры); 6,7 – соответственно параболический и гиперболический отражатели оптической системы

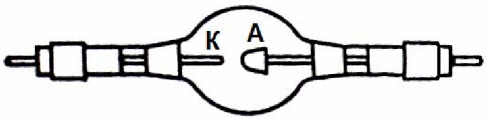


Рис. 8.5 – Дуговая ксеноновая лампа в кварцевом корпусе: А – охлаждаемый водой анод; К – вольфрамовый катод

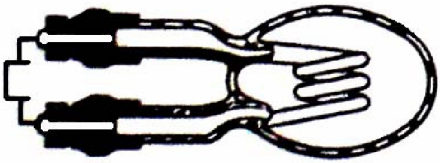


Рис. 8.6 – Высокочастотная безэлектродная шаровая ксеноновая лампа с водяным охлаждением

Таблица 8.5

Имитаторы ВУФ излучения Солнца

Тип источника	Общая характеристика
ДВС-200	Водородная лампа с окном из плавленого кварца
ДДС-400	Дейтериевая лампа (непрерывный спектр, λ>150 нм) Водородная (дейтериевая) лампа с окном из LiF (непрерывный спектр, λ>105 нм)
Капиллярная разрядная трубка с наружными электродами	Непрерывный спектр λ>167 нм, линейчатый молекулярный спектр 90-167 нм, серия Лаймана (резонансная линия 121 нм)
КсР-1 КсР-2	Ксеноновые дуговые низковольтные резонансные лампы (λ>129,5 нм; λ>145,9 нм)
Синхротрон	Синхротронное излучение, λ>4 нм (непрерывный спектр)
Газоструйный источник ФТИНТ АН УССР	Непрерывный и линейчатый спектры, λ>50 нм

Продукты СВА активно влияют на работоспособность элементов оборудования КА, что можно проиллюстрировать на примере американского космического телескопа. Этот аппарат имеет значительное количество оптических элементов, подверженных воздействию загрязнений СВА (оптика телескопа, солнечные батареи, астронавигационное оборудование и т.д.). Давление СВА внутри различных частей этого аппарата сильно зависит от времени пребывания на орбите и от степени герметизации узлов.

Изменение скорости образования загрязняющих пленок от СВА на чувствительных поверхностях, как правило, имеет вид, представленный на рис. 8.9. Эта зависимость получена с помощью методики кварцевого высокочастотного резонатора во время полета американского ИСЗ SCATHA.

Имеются многообразные методики, позволяющие регистрировать эффекты воздействия продуктов СВА на чувствительные поверхности.

ГЛАВА 9

ИМИТАЦИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА МАТЕРИАЛЫ КА ИОНОСФЕРНОЙ ПЛАЗМЫ И СОЛНЕЧНОГО ВЕТРА

9.1 Ускорители атомарных и ионных пучков низких энергий

Физико-химическое воздействие ионосферной плазмы и солнечного ветра на материалы КА было рассмотрено ранее.

Для изучения такого воздействия создаются специальные установки с ионными и атомарными пучками с энергией в диапазонах 1-20 эВ и 1-10 эВ, которые позволяют имитировать воздействие ионосферной плазмы и солнечного ветра на материалы КА [1-18].

К источникам ионных, атомарных и молекулярных потоков, применяемых в исследованиях в области химии высоких энергий и имитации воздействия на материалы КА частиц верхней атмосферы Земли и планет, предъявляются следующие основные требования: 1) энергетический диапазон пучков – в пределах 1-20 эВ; 2) плотность потока частиц достаточна для имитации за приемлемый срок воздействия на различные материалы и элементы потоков частиц верхней атмосферы, соответствующих частицам на орбитах КА, функционирующих в течение года и более; 3) высокая степень чистоты ускоренных пучков ионов или атомов; 4) возможность получения ускоренных частиц различных газов для изучения природы различных физико-химических реакций, протекающих на поверхности материалов в имитационных условиях; 5) непрерывность пучков атомов и ионов кислорода, азота, двуокиси углерода и пр.; 6) вакуум в районе исследуемых материалов не хуже 10^{-10} Па, температура облучаемых мишеней в пределах – 100 – 150°С.

Для работ в области космического материаловедения широко применяются различные виды плазменных аэродинамических устройств. На рис. 9.1 в качестве примера приведена схема расположения измерительных приборов в плазменной аэродинамической трубе, где можно исследовать устойчивость широкого класса материалов к воздействию атомарных и ионных пучков.

Различные виды устройств, использующих лазерную и плазменную технологии, применяются в качестве источников атомарных и ионных частиц требуемых энергий.

На рис. 9.2 приведена схема устройства для получения пучка быстрых атомов кислорода с V ~ 1-5 км/с на базе CO_2–лазера. В этом источнике с помощью непрерывного лазерного излучения от CO_2–лазера с X2 = 10,6 мкм и P ~ 500 Вт в аргонно-кислородной газовой смеси возбуждается оптический разряд у входа в сопло. Молекулы кислорода из-за резонансного поглощения лазерного излучения диссоциируются на атомы с высокой эффективностью за счет высокой температуры в области оптического разряда (T ~ $8 \cdot 10^3$ К). Исте-

кающий из сопла в вакуумную камеру поток газа ускоряется в результате газодинамического расширения. Скорость атомов кислорода лежит в интервале 3-4 км/с при плотности потока $10^{15} – 10^{17}$ ат/см·с [1, 2, 3].

Другой тип газодинамического источника пучка атомов кислорода основан на разогреве кислородно-гелиевой смеси с помощью дугового электрического разряда в плазмотроне с последующим истечением газа в вакуумный объем. За счет нагрева газа в дуге происходит диссоциация молекул кислорода на атомы с эффективностью около 25%. На рис. 9.3 показан прибор для изучения реакции быстрых атомов кислорода с углеродной поверхностью, а на рис. 9.4 приведен схематический вид дугового источника пучка атомарного кислорода на постоянном токе. Параметры атомарного пучка V ~ 3,5 км/с; p ~ $10^5 – 10^6$ ат/см·с при воздействии на мишень, расположенную на расстоянии 0,5 м от источника. В установке изучается воздействие пучка атомарного кислорода на углеродное покрытие.

Для изучения взаимодействия ионных пучков с материалами также разработан целый класс источников, которые могут создавать широкие пучки ионов высокой интенсивности в интервале энергий 50-100 эВ. При определенном искусстве удается понизить энергию ионов до 20 эВ с заметной потерей интенсивности [9-13].

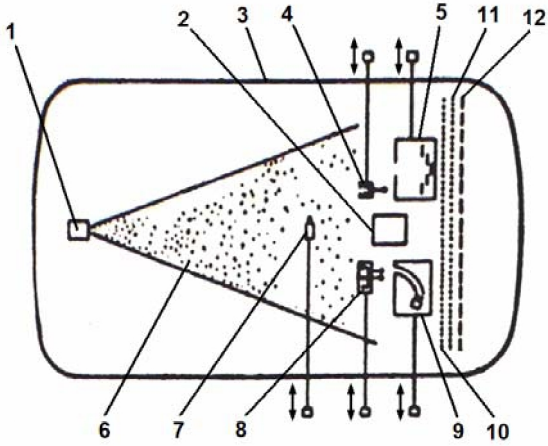


Рис. 9.1. Схема расположения измерительных приборов в плазменной аэродинамической трубе: 1 – источник плазмы; 2 – испытуемый объект; 3 – вакуумная камера; 4 – термозонд; 5 – анализатор расходимости пучка; 6 – пучок плазмы; 7– эмиссионный зонд; 8 – сеточный анализатор; 9 – электростатический анализатор энергии ионов; 10 – ограничивающая сетка, 11 – подавляющая сетка; 12 – кольцевой коллектор

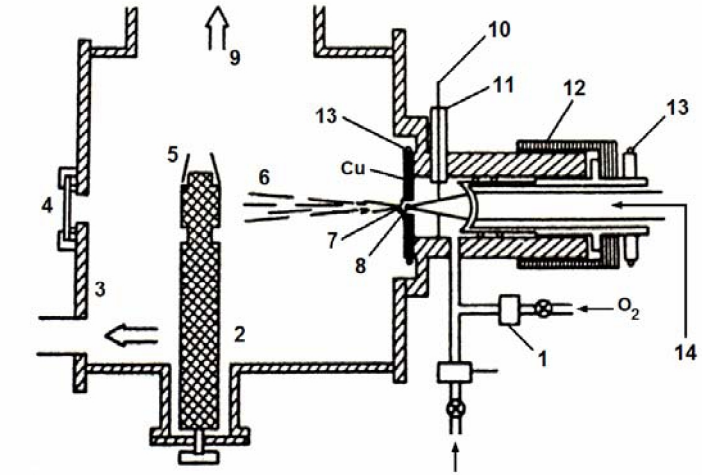


Рис. 9.2. Схема устройства для получения пучка быстрых атомов кислорода: 1 – датчики газового потока; 2 – приспособление для вращения образцов; 3 – откачка механическими насосами; 4 – окно; 5 – исследуемые образцы материалов; 6 – потоки атомов кислорода и аргона; 7 – сопло из платины, 125 мкм; 8 – плазма за счет непрерывного оптического разряда; 9 – откачка крионасосами со скоростью 1000 л/с; 10 – высоковольтный электрод; 11– изолятор; 12 – линза из ZnSe, укрепленная на медном вкладыше; 13 – водяное охлаждение; 14 – ввод лазерного пучка от CO_2-лазера

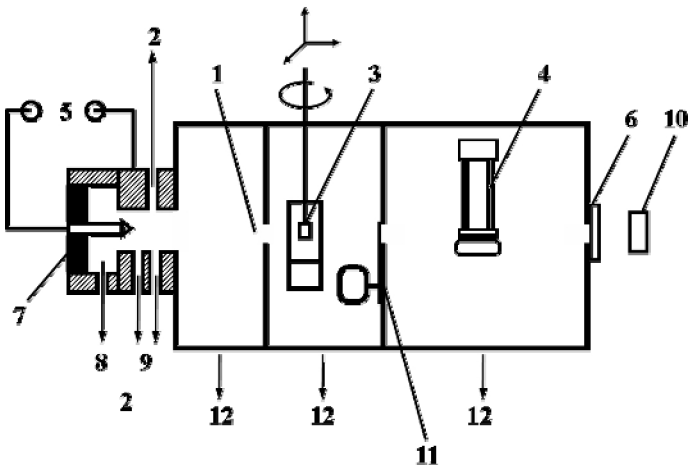


Рис. 9.3. Прибор для изучения реакции быстрых атомов кислорода с углеродной поверхностью: 1 – пучок атомарного кислорода; 2 – вытяжка; 3 – мишень; 4 – квадрупольный масс-спектрометр; 5 – источник постоянного тока 16 кВт; 6 – окно детектора; 7 – плазменный источник атомного пучка с использованием электрической дуги на постоянном токе; 8 – He; 9 – O_2; 10 – плазменная горелка; 11 – прерыватель; 12 – автономные насосы для создания глубокого вакуума

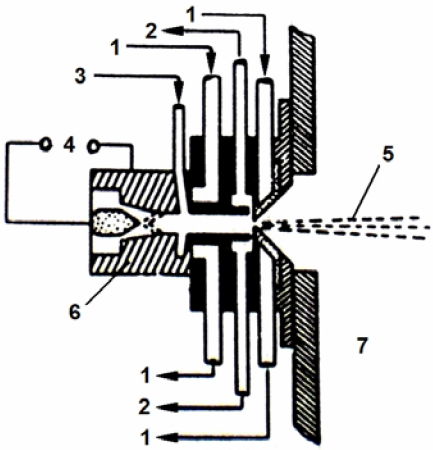


Рис. 9.4. Схематический вид дугового источника пучка атомарного кислорода на постоянном токе: 1 – H_2O; 2 – вытяжка; 3 – O_2; 4 – источник постоянного тока 16 кВт; 5 – пучок атомов; 6 – плазменная горелка; 7 – вакуум

На рис. 9.5 в качестве примера приведена схема одного из таких ионных источников, принцип работы которого основан на использовании ускорения заряженных частиц в скрещенных электрическом и магнитном полях (эффект Холла), что резко повышает эффективность ионизации газа электронами, двигающимися по сложной траектории [15, 17]. Магнитное поле создается между двумя полюсными наконечниками 1. Источником электронов является вольфрамовый нейтрализатор 6 (нагреваемая спираль). В этой конфигурации ионы образуются при низком давлении газа электронной бомбардировкой. Ускоряющая ионы разность потенциалов прикладывается между нейтрализатором 6 и разрядной областью (обычно анодом 4). Магнитное поле заставляет двигаться электроны по окружности, создавая холловский ток, встречный к потоку пучка. При наличии дополнительных источников электронов удается инжектировать ионный ток $j \sim 100$ мА/см^2.

На рис. 9.6 показана схема установки с источником ионов кислорода низкой энергии, применяемой для имитации воздействия потоков частиц ионосферной плазмы на материалы внешней поверхности КА. Ионы кислорода в источнике образуются за счет ионизации электронным ударом молекул кислорода, подаваемого в камеру. Электронный пучок в источнике 1 формируется или за счет эмиссии из термокатода, или в результате ионно-электронной эмиссии из холодных катодных пластин. Ионы инжектируются из источника 1 в камеру 3 за счет потенциала на вытягивающей сетке 2. Для нейтрализации кулоновского заряда в ионном пучке в камеру 3 инжектируются электроны из нагретого катода 4.

Анализ пучка осуществляется с помощью электростатического анализатора 7, использующего поперечное к потоку ионов электрическое поле. На такой установке удается получить ионный пучок кислорода с энергией 3-70 эВ при плотности потока до $5 \cdot 10^{10}$ ион/см·с. В ионном пучке содержится примерно 30-50% атомарных ионов, остальная часть – молекулярные ионы кислорода (рис. 9.7).

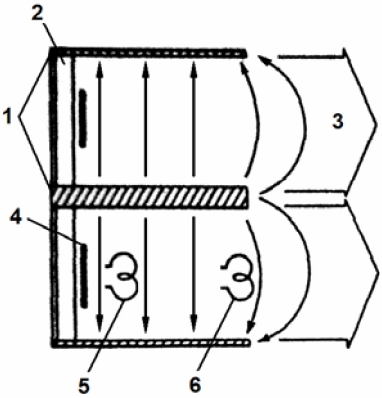


Рис. 9.5. Схема холловского ионного источника: 1 – полосные наконечники; 2 – магнит; 3 – ионный пучок; 4 – анод; 5 – катод; 6 – нейтрализатор (нагреваемая вольфрамовая спираль – для нейтрализации ионного потока)

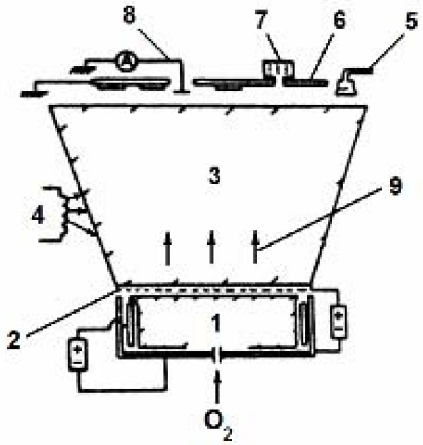


Рис. 9.6. Схема установки с источником ионов кислорода низкой энергии: 1 – ионный источник разряженной плазмы; 2 – вытягивающая сетка; 3 – кислородная камера (пространственный заряд нейтрализован); 4 – катод; 5 – микрокварцевые весы; 6 – держатель образца; 7 – электростатический анализатор; 8 – ленгмюровский зонд; 9 – инжектируемые ионы

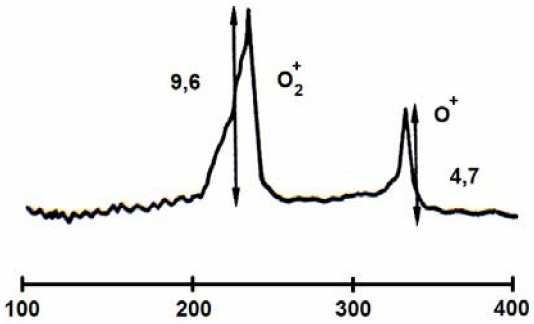


Рис. 9.7. Состав пучка ионов кислорода

9.2. Имитация ионосферной плазмы с помощью высокочастотного разряда

В НИИ МГУ разработана простая методика применения высокочастотного (ВЧ) разряда с внешними электродами, дающая приближенные (оценочные) результаты воздействия ионов низкой энергии на материалы внешней поверхности ИСЗ. Эта методика находит применение для имитации взаимодействия с материалами потока ионов кислорода, азота и т.п. с энергией 5-10 эВ и плазмы солнечного ветра с энергией ионов 1-2 кэВ.

Экспериментальная установка высокочастотного разряда (рис. 9.8) включает в себя газоразрядную трубку, систему, обеспечивающую получение вакуума (10^{-4} – 1 Па) и его измерение, систему напуска рабочих газов (кислорода, азота, водорода, гелия) и систему измерения параметров ВЧ разряда. ВЧ разряд низкого давления возникает при приложении между электродами 2 достаточной разности потенциалов высокочастотного электрического поля [14].

Важным требованием к вакуумной установке является отсутствие загрязнений на поверхности исследуемых материалов. Состояние чистоты поверхности контролируется с помощью описанного выше метода кварцевого резонатора. Давление в разрядной трубке (1-10 Па) при ВЧ разряде поддерживается равновесном натеканием рабочего газа при непрерывной работе сорбционных фильтров и насосов. ВЧ разряд с внешними электродами исключает загрязнение плазмы за счет распыления материала электродов. Для возбуждения ВЧ разряда используются генераторы с частотами 0,5 и 55 МГц [13].

Ввиду того, что в разряде подвижность электронов выше, чем ионов, внутренняя поверхность сосуда заряжается отрицательно относительно плазменного столба. Ионы попадавшие на внутреннюю поверхность, нейтрализуются, а близлежащие слои плазмы обедняются ионами. Все это вызывает возникновение градиентов потенциала и концентрации ионов. Наличие гради-

ентов концентрации ионов приводит к возникновению амбиполярной диффузии заряженных частиц к стенке сосуда. Таким образом, между внутренними стенками сосуда и плазмой образуется двойной (пограничный) слой, толщина которого меньше длины свободного пробега ионов и электронов.

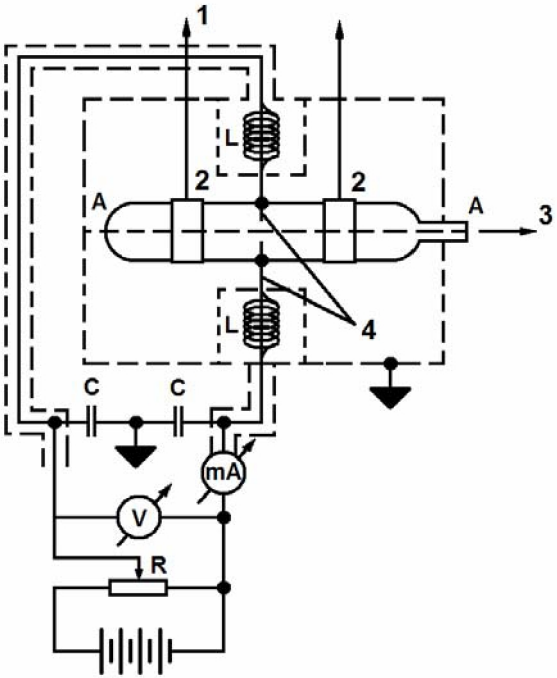


Рис. 9.8. Схема установки ВЧ разряда: 1 – к высокочастотному генератору; 2 – электроды; 3 – к вакуумной системе; 4 – зонды

Если область резкого падения потенциала (двойной слой *l)* значительно меньше длины свободного пробега λ, то можно считать, что ионы, падающие на стенку или на какой-либо диэлектрический материал, помещенный в плазму, приобретают в двойном слое энергию, определяемую потенциалом плавающего электрода относительно плазмы. Эти диффузионные ионные потоки и используются в ВЧ разряде для облучения образцов. Плотность ионного тока на образец определяется выражением:

$$j_i = -D \times grad(n_i),$$
$$grad(n_i) = n_i / l,$$

где n_i – концентрация ионов (электронов); l – толщина двойного слоя; D – коэффициент амбиполярной диффузии.

Для определения плотности тока используется метод зондовой характеристики. Двойной зонд, внося минимальные искажения в плазму разряда, позволяет наиболее корректно определять плотность ионного тока, падающего на стенку, но не дает возможности измерять впрямую энергию ионов E_i. Расчет энергии проводится по одной из формул диффузионной теории разряда:

$$E_i = \frac{kT_e}{2e}\left(\ln A + const\right),$$

где T – температура электронов; A – атомный номер иона; k – постоянная Больцмана; e – заряд электрона.

Величина E_i может быть определена независимым трехзондовым методом непосредственно из вольт-амперных характеристик зонда.

На рис. 9.9 представлена зависимость энергии ионов, бомбардирующих образец, от длины разрядного промежутка.

В ВЧ разряде наряду с ионизацией газа идет процесс диссоциации молекул. Поэтому размещаемые на внутренней стенке исследуемые образцы материалов взаимодействуют как с быстрыми ионами, так и с атомарными потоками тепловых скоростей. Концентрация атомарного кислорода в ВЧ разряде составляет около 10 %.

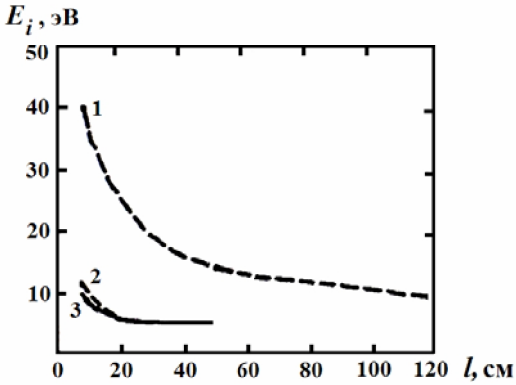


Рис. 9.9. Зависимость энергии ионов E_i, бомбардирующих образец, от длины разрядного промежутка: 1 – по трехзондовым характеристикам, f = 0,5 МГц; 2 – по трехзондовым характеристикам, f = 55 МГц; 3 – расчетная кривая, f = 55 МГц

Для получения количественных данных о воздействии ионосферной плазмы на материалы необходимо существенное увеличение вакуума в имитационной камере. С этой целью применяются направленные пучки частиц с энергиями 0,3-30 эВ.

В табл. 9.1 приведены параметры различных источников атомарных и ионных пучков, использующихся при имитационных испытаниях материалов космической техники.

9.3. Эксперименты на низкоорбитальных КА

Как уже отмечалось, при полете КА на низких орбитах наблюдаются сложные физико-химические взаимодействия между набегающим атомарным потоком и поверхностью аппарата. Исследования возникающих явлений могут проводиться непосредственно на КА. Такие эксперименты осуществлялись при полете советских КА «Салют», «Мир» и американских КЛАМИ.

Таблица 9.1

Параметры атомарных и ионных пучков, получаемых в различных источниках

Тип источника и способ возбуждения	Рабочий газ	Частицы в пучке	Плотность потока частиц, $см^{-2} \cdot с^{-1}$	Энергия частиц Е, эВ
Газодинамический	N_2	Молекулы	10^{17}	1
Газодинамический	H_2+O_2	Молекулы	10^{16}	1,4
Газодинамический с лазерным возб.	O_2	Атомы, молекулы	$5 \cdot 10^{16}$	2
Ионный, ВЧ-индукционный	H_2; O_2; N_2	Ионы, атомы, молекулы	10^{16} 10^{15}	100 1-100
Ионный, ВЧ-емкостной	H_2; O_2; N_2	Ионы, атомы, молекулы	$5 \cdot 10^{15}$	30-70
Ионный дуговой	$He+O_2$	Ионы, атомы, молекулы	$5 \cdot 10^{15}$	1,2
Ионный, СВЧ, магнетрон 500-300 Вт	O_2; Ne; Ar	Ионы, атомы, молекулы	10^{17}	8
Ионный типа Кауфмана с гор. катодом	H_2; He; N_2; Ar	Ионы, атомы, молекулы	$5 \cdot 10^{15}$ $5 \cdot 10^{17}$	5-100 0,01
Холловский ускоритель	Ar; He; N_2	Ионы, атомы	$5 \cdot 10^{17}$ 10^{15}	60-500
Плазмодинамический с ВЧ ионизацией	N_2	Ионы, атомы, молекулы	10^{16} $5 \cdot 10^{16}$	10-200 0,01-20
Дуоплазмотрон	H_2; He; N_2	Ионы, атомы	$10^{16} – 10^{17}$	20-60

«Спейс Шаттл» (см., например, рисунок 9.10 а, б). Было получено много полезной информации о стойкости различных материалов к плазмохимическому распылению. На основании полученных данных можно сформулировать следующие краткие выводы.

1. Материалы, содержащие углерод, водород, кислород и азот, имеют высокую скорость распыления, лежащую в интервале $(2,5\text{-}3) \cdot 10^{-24}$ $см^3$/ат.

2. Силиконовые полимеры примерно в 50 раз более устойчивы к воздействию атомарного потока.

3. Стабильность композиционных органических материалов с наполнителями определяется в первую очередь стойкостью к окислению и распы-

лению наполнителей. Наполнители из окислов металлов имеют более высокую стабильность, чем, например, наполнители из графита.

4. Такие металлы, как серебро, осмий, более подвержены окислению, чем, например, медь.

5. Скорость плазмохимического распыления материалов под действием набегающего потока практически не зависит от температуры в интервале 50-125° С и наличия сопутствующего электромагнитного излучения Солнца.

В табл. 9.2 приведены данные о скорости распыления различных полимерных материалов, полученные при полетах «Спейс Шаттл».

На рис. 9.11 приведены расчетные данные о потере массы материалов за счет распыления для различных высот с учетом солнечной активности, т.е. ожидаемое распыление материала; там же показана зависимость флюенса атомов кислорода на поверхность ИСЗ от высоты орбиты.

При выборе материалов, используемых для внешних элементов конструкции аппаратов (терморегулирующих покрытий, зеркал, солнечных батарей и др.), необходимо оценивать их стойкость к воздействию атомарных и ионных потоков частиц верхней атмосферы Земли и других планет для орбит, лежащих в интервале 200-600 км.

В натурных условиях исследовалось также свечение, возникающее при взаимодействии КА с ионосферной плазмой.

Во время полета американских космических летательных аппаратов многоразового использования (КЛАШ) «Спейс Шаттл» – (STS1 – 8), а также ИСЗ типа АЕ и ДЕ, исследующих атмосферу Земли и имеющих орбиты на высотах 200-600 км, наблюдалось свечение в приповерхностной области на фронтальной стороне аппаратов, в зоне взаимодействия набегающего потока частиц верхней атмосферы Земли. На теневой стороне аппарата относительно набегающего потока свечение отсутствовало.

Выявлена зависимость интенсивности свечения от высоты полета аппарата и угла атаки набегающего потока частиц: с ростом высоты интенсивность свечения падает, причем яркость свечения составляет ~ 300-600 килорелей. Механизм свечения имеет сложную природу и до конца не раскрыт [18].

Под воздействием набегающего потока атомов, ионов и молекул кислорода, азота и других составляющих верхней атмосферы Земли на материалы внешней оболочки КА протекают сложные физико-химические процессы. Рождающиеся за счет таких процессов частицы (молекулы, радикалы) могут быть возбуждены и создавать свечение как самой поверхности аппарата, так и примыкающей к ней области. Измеренная толщина светящегося слоя, создаваемого отлетающими частицами, составляет 5-20 см для видимой области. Спектральный состав свечения непрерывный с широким максимумом в области $\lambda \sim 0{,}6 - 0{,}8$ мкм.

Эти данные хорошо совпадают со спектральным составом хемилюминесцентного свечения возбужденных молекул двуокиси азота, возникающих при реакции на поверхности аппарата, которая протекает по схеме: $NO + O = NO_2^0 + \Delta E$.

Таблица 9.2

Скорость распыления некоторых материалов по данным полетов на «Спейс Шаттл»

Материал	Скорость распыления, $см^3$ /ат
Каптон	3.0
Майлар	3.4
Тедлар	3.2
Полиэтилен	3.7
Полиметилметакрилат	3.1
Полиамид	3.3
Полисульфон	2.4
Эпоксид I034C	2.1
Эпоксид 5208Д300	2.6
Тефлон, ТФЕ	0.05
Тефлон,	0.05

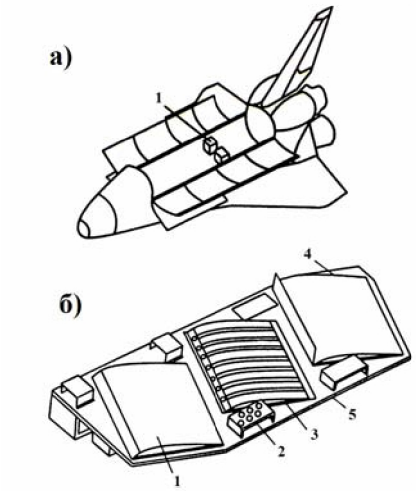


Рис. 9.10. Размещение испытательного оборудования на борту *КЛАМИ* «Спейс Шаттл» для испытания материалов в открытом космосе: а – общий вид оборудования 1 с открытым люком; б – состав оборудования 1, показанного на рис. 9.10 а: 1 – пластины образцов с тензометрическими датчиками; 2 – образцы в виде диска (от I до 4 шт.); 3 – изоляционный материал; 4 – термодатчик, помещенный на обратной стороне искривленной поверхности выставленных в открытый космос пластинок; 5 – опорная плата

Механизм свечения можно также связать с газоразрядными процессами, которые, возможно, протекают в приповерхностном слое около фронтальной части аппарата из-за турбуализации плазменного набегающего потока, способствующего ускорению электронов до энергий, превышающих порог возбуждения атомов и молекул.

Приповерхностное свечение может создавать помехи в широком спектральном диапазоне для оптического и оптоэлектронного оборудования КА, если угол визирования приборов пересекает область свечения [18].

Для имитации и изучения механизма приповерхностного свечения, возникающего при взаимодействии набегающего на материалы ИСЗ потока остаточной атмосферы и ионосферы Земли, может быть использована установка, схема которой приведена на рис 9.12.

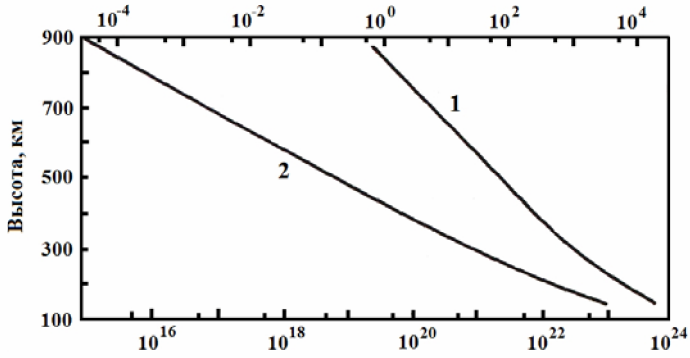


Рис. 9.11. Зависимость флюенса атомов кислорода на поверхность ИСЗ от высоты орбиты (1) и ожидаемое распыление материала (2)

Пучок нейтральных атомов кислорода и азота с энергией 1-15 эВ и плотностью потока $j_a \sim 5 \cdot I0^{14}$ см^2/с попадает через диафрагму 6 на мишень 8. Этот поток образуется при взаимодействии периферийной (холодной) плазмы с поверхностью лимитера 3, потенциал которого может меняться относительно плазмы в пределах 0-150 В, что дает возможность регулировать энергию взаимодействующих с ним ионов, а следовательно, и отраженных от его поверхности нейтральных частиц. Поверхность лимитера 3 покрыта золотом, коэффициент нейтрализации ионов плазмы при контакте с поверхностью составляет ~ 50%. Угловое распределение отраженных от поверхности частиц соответствует закону косинуса, а плотность потока – закону обратной пропорциональности квадрату расстояния мишени от лимитера.

На подвижную мишень 8 нанесено покрытие на основе окиси цинка. При взаимодействии пучка атомов с поверхностью мишени в приповерхностной зоне наблюдается свечение, интенсивность которого экспоненциально падает с удалением от мишени (см. рис . 9.13).

На рис. 9.14 приведен спектр приповерхностного свечения. Подобный же характер свечения поверхности выявлен при полёте КЛАМИ «Спейс Шаттл».

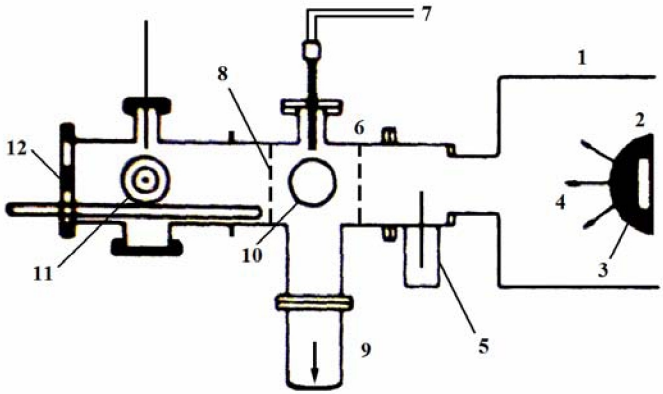


Рис. 9.12. Схематическое изображение установки для имитации и изучения приповерхностного свечения: 1 – вакуумная камера термоядерного реактора; 2 – плазма; 3 – лимитер; 4 – нейтральный пучок: 5 – стробирующая лампа; 6 – диафрагма; 7 – к газовым цилиндрам; 8– подвижная мишень; 9 – к лампе; 10 – электровакуумный фотоэлемент спектроскопа; 11 – открытый ионизационный монометр; 12 – пироэлектрический детектор.

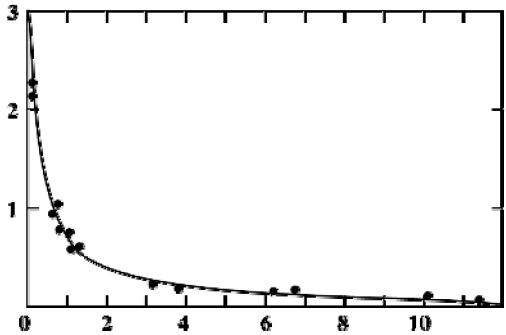


Рис. 9.13. Интенсивность свечения по мере удаления от мишени

Поэтому для регистрации заряженных частиц с энергией ниже 10-20 кэВ обычно применяется детекторы открытого типа, работа которых возможна только в вакууме, а принцип действия основан на возникновении электронной эмиссии из мишени, подвергающейся облучению регистрируемыми частицами. Такие детекторы, называемые вторично-электронными умножителями (ВЭУ) делятся на два класса: с дискретной динодной системой (подобной динодной системе ФЭУ) и с непрерывным динодом. Последние приборы называют также канальными или каналовыми электронными умножителями (КЭУ), т.к. их динод представляет собой свернутую в спираль или изогнутую стеклянную трубку диаметром – 1,5-3 мм и длиной – 50-60 мм с полупроводящим покрытием. Формирование электронной лавины происходит внутри трубки (в канале).

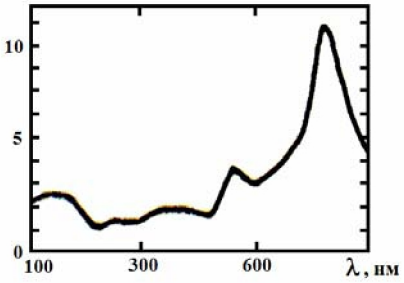


Рис. 9.14. Спектр приповерхностного свечения

В последние годы широкое распространение получили так называемые микроканальные (МКП), представляющие собой стеклянные диски диаметром 30-60 мм и толщиной 0,5-2 мм с многочисленными (до 10^6 на 1 $см^2$) каналами диаметром 10-40 мкм между торцовыми поверхностями пластины.

Отмеченные конструкционные различия детекторов отражаются прежде всего на таких эксплуатационных параметрах, как коэффициент усиления (достигает – 10^8 у КЭУ) и геометрический фактор. Наибольшим геометрическим фактором обладают МКП, кроме того, на их основе могут быть построены детекторы, чувствительные к месту попадания регистрируемых частиц при существенно меньших энергиях частиц по сравнению с аналогичными полупроводниковыми детекторами. Однако МКП имеют на 3-4 порядка меньший коэффициент усиления по сравнению с КЭУ. Для устранения этого недостатка применяются двухкаскадные детекторы, состоящие из двух последовательно установленных МКП.

Минимальная энергия регистрируемых электронов для ВЭУ всех типов составляет 10-50 эВ и определяется энергетическими характеристиками процесса вторичной электронной эмиссии.

Ионы регистрируются при энергиях выше 10^2-10^3 эВ. Эффективность регистрации сильно зависит от энергии и вида частиц. Максимальная скорость счета для КЭУ составляет $\approx 10^4$ част/с, для ВЭУ с дискретной динодной системой и МКП – она выше.

Все ВЭУ используются почти исключительно как счетчики частиц. Для спектрометрии потоков электронов и ионов низких энергий перед ВЭУ устанавливаются анализаторы энергии частиц, чаще всего – электростатические.

ГЛАВА 10

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЧАСТИЦ С МАТЕРИАЛАМИ, ОБОРУДОВАНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И НАТУРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

10.1. Методы ускорения твердых частиц

Высокоскоростные частицы даже в лабораторных условиях представляют собой сложный динамический объект исследования [1, 2]. В процессе их ускорения необходима информация об их параметрах (скорость, масса, агрегатное состояние). Для ускорения индивидуальных частиц с различными массами или потоков с целью решения ряда прикладных задач в области астрофизики, космофизики, физики высокоскоростного удара, требуется создание ускорительных устройств, удовлетворяющих следующим основным требованиям:

- Диапазон частиц по скоростям и массам соответственно 1 – 40 км/с и $1 - 10^{-16}$ г.
- Высокая повторяемость результатов.
- Контролируемость параметров ударяющей частицы.
- Простота эксплуатации, надежность, низкая стоимость.
- Обеспеченность надежной системой регистрации.
- Простота регулирования параметров ускоряемых частиц.

Тип и конструкция ускорителя определяется поставленной задачей и зависит от диапазона исследуемых масс и скоростей ускоряемых частиц.

Параметры высокоскоростных частиц, достигнутые к настоящему времени в экспериментах [3, 4, 5, 6, 7, 8] приведены в виде графика на рис. 10.1, из которого можно видеть распределение частиц по скоростям и массам, полученное с помощью ускорителей на основе газокумулятивных зарядов, легкогазовых пушек, рельсотронных, электроплазменных и электро-статических ускорителей.

Для моделирования микрометеоритной пыли и техногенных частиц успешно применяются электростатические и электроплазменные ускорители, с помощью которых возможно получить скорости 10 – 40 км/с для масс частиц $10^{-11} - 10^{-15}$г.

Для разгона ударников значительных масс до высоких скоростей чаще всего используются двухступенчатые легкогазовые пушки [3]. Схематическое устройство такого ускорителя показано на рис. 10.2. К настоящему времени теория легкогазовых пушек хорошо разработана и современные легкогазовые пушки позволяют получать следующие предельные величины разгоняемых масс и скоростей от 0.04 г и 11 км/с до 2.5 кг и 4.7 км/с. Несмотря на ограничения по скорости, размерам, весу, материалу и форме разгоняемых ударни-

ков, главное преимущество легкогазовых пушек состоит в том, что вес и размеры ударника можно точно определить, а скорость метания поддается точному прогнозу.

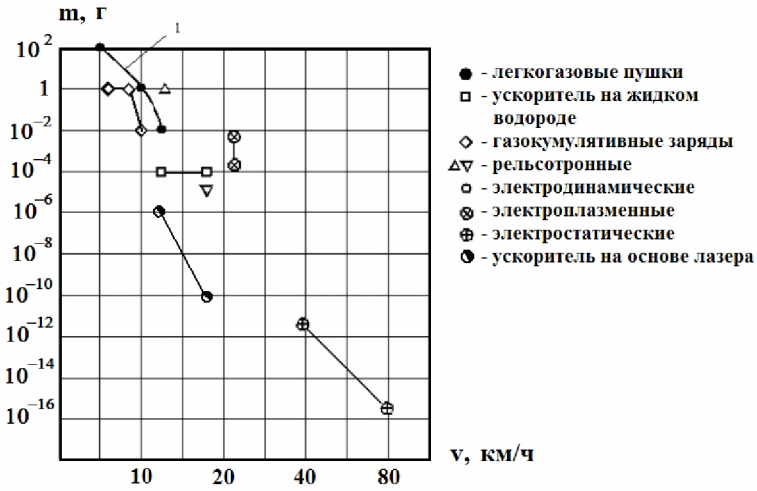


Рис. 10.1. Распределения частиц по скоростям и массам, полученные с помощью различных типов ускорителей

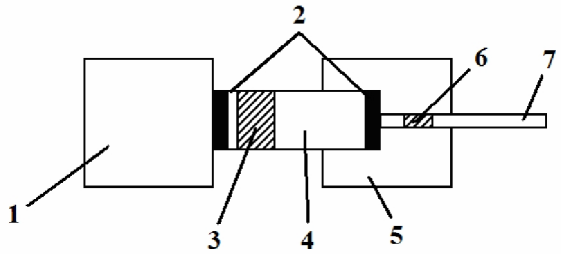


Рис. 10.2. Схема двухступенчатой легкогазовой пушки
1– пороховая камера, 2 – диафрагмы, 3 – поршень, 4 – нагнетательная труба, 5– секция высокого давления, 6 – ударник, 7 – труба разгона

Для ускорения макрочастиц широко используются электромагнитные ускорители различных типов. Электромагнитные пушки рельсового типа, в которых ускорение ударника осуществляется за счет взаимодействия индуцируемых в нем вихревых токов с движущимся магнитным потоком структурная схема приведена на рис. 10.3. При дополнительном использовании взрывного сжатия магнитного слоя для значительного повышения его напряженности появляется возможность довести скорость ударника массой 0,01 г до 10 км/с [9, 10]. Недостатки связаны с возникновением дугового

разряда на контактах, частым разрушением ускоряющих катушек и ударника в процессе ускорения.

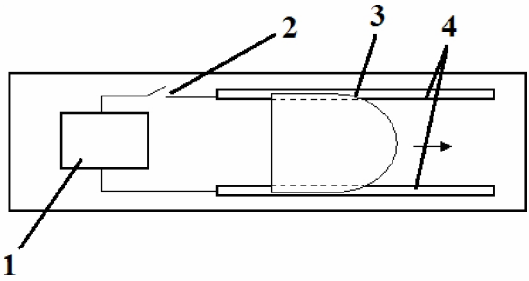


Рис. 10.1. Электрическая пушка постоянного тока с параллельными рельсами:
1 – источник энергии, 2 – выключатель, 3 – ударник, 4 – рельсы, 5 – вакуумная камера

В другом варианте ускорителя (рис. 10.4) текущий в короткозамкнутом витке ток создает магнитное поле, выталкивающее образовавшуюся при взрыве фольги плазму. Этим достигается разгон плазмы и ударника, представляющего собой осколок пластиковой диафрагмы. На этом ускорителе была зарегистрирована максимальная скорость 10.7 км/с для массы 0.8 мг. К недостаткам ускорителей подобного типа относятся трудности с определением массы и формы ударника, а также необходимость ограничиваться разгоном тонких дисков из пластика.

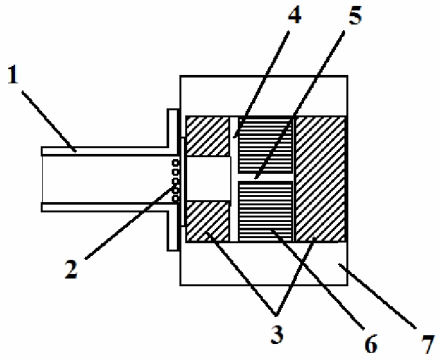


Рис. 10.2. Ускоритель с разгоном в плазменной струе
1 – труба разгона, 2 – пластиковая диафрагма с ударниками, 3 – электроды,
4 – пластиковая диафрагма, 5 – литиевая проволока, 6 – изоляция, 7 – корпус

Разгонять ударники до больших скоростей можно посредством их увлечения высокоскоростным потоком плазмы [11]. При разряде большой высоковольтной батареи конденсаторов через литиевую проволоку образуется высокоскоростная плазма, разрывающая диафрагму с расположенными на

ней моделями и ускоряющая их в трубе разгона до большой скорости. Одним выстрелом можно разогнать 10000 мелких (диаметром 50 мкм) стеклянных шариков. Экраны и электромагнитный затвор отсекают уклоняющиеся от осевого направления и более медленные частицы до того, как первые несколько шариков ударят по мишени. Максимальная скорость шариков массой 10^{-7}г составляла при разгоне 20 км/с. Недостатком электроплазменного ускорителя является, прежде всего, процесс абляции частиц в момент ускорения, когда они находятся в области высокотемпературной плазмы. Другим недостатком является наличие электромагнитных помех, затрудняющих изучение процессов высокоскоростного взаимодействия.

В электростатическом ускорителе (рис. 10.5), описанном в [12, 13, 14] электростатическим напряжением 200 кВ очень мелкие частицы диаметром 1-1.5 мкм алюминия разгоняются до скоростей порядка 2 – 10 км/с.

При более высоком ускоряющем напряжении 1 – 2 МэВ метод электростатического ускорения позволяет ускорять частицы размером 0,05-1мкм соответственно до скоростей 50 – 20 км/с. При электростатическом ускорении можно осуществить определение размера и скорости индивидуальной частицы. Таким образом, метод электростатического ускорения является лучшим, удобным в эксплуатации, наиболее эффективным для моделирования микрометеоритной пыли. Недостатками электростатического ускорителя Ван де Граафа являются, прежде всего, его сложность, наличие высоких напряжений.

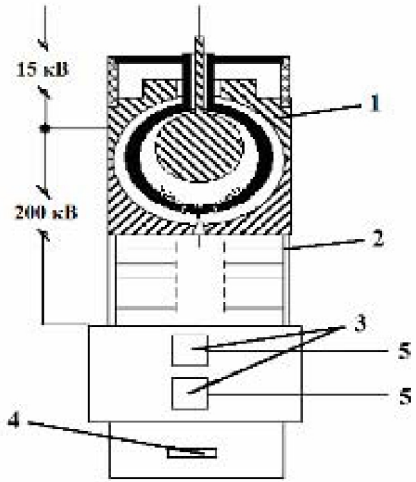


Рис. 10.3. Блок-схема ускорителя электростатического типа с системой измерения заряда и разрядки частиц в процессе ее движения по ускоряющему тракту: 1 – инжектор, 2 – ускоряющая трубка с системой электродов, 3 – детектор скорости и заряда, 4 – мишень, 5 – кольца Фарадея

В [15] был рассмотрен метод ускорения частиц посредством переключения нескольких трубок синхронно с параметрами движения частицы, ускоритель использующий данный метод представлен на рис. 10.6.

Напряжения на электродах составляли 100 кВ, так что при количестве трубок равном 100 можно получить в эквиваленте 10 мВ. При таких напряжениях частица массой 10^{-16}-10^{-17} г может быть ускорена до 100-120 км/с. Программируемая система селекции частиц выделяет их с нужным зарядом и скоростью, и генерирует последовательность импульсов, разряжающих ускоряющие электроды в тот момент, когда частица находится в его окрестности. Ускорение частицы является стабильным, когда сфазированы разрядка электродов и выход частиц из них.

Значительный интерес вызывает применение наносекундных и пикосекундных лазеров с большой плотностью энергии в качестве устройства ускорения твердых частиц микронных и субмикронных размеров. Например, в [11] с помощью плазмы, образованной в результате взаимодействия лазера с фольгой, 200 мкм частица приобретает скорость 1 км/с. При взрыве фольги с помощью лазера образуется плазма, которая с высокой скоростью ускоряет субмикронные твердые частицы. Здесь наблюдается некоторая аналогия с ускорителем на основе взрывающихся фольг.

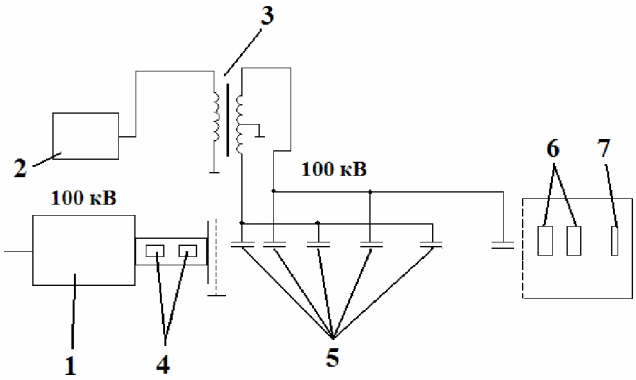


Рис. 10.4. Ускоритель с переключающимися электродами
1 – инжектор и линейный ускоритель, 2 – генератор ускоряющего напряжения,
3 – высоковольтный трансформатор, 4, 6 – детектор скорости и заряда,
5 – система ускоряющих электродов, 7 – мишень

Для решения задачи ускорения потоков частиц наиболее целесообразным, с точки зрения простоты, является использование таблеток с взрывчатым веществом (ВВ), в котором замешаны частицы. При взрыве продукты ВВ, как показывает практика, сгорают почти полностью, а частицы остаются целостными и имеют скорости 1-5 км/с [4, 16]. На рис. 10.7 изображена блок-схема взрывного ускорителя, содержащего таблетку ВВ 1, регистратор

частиц 2, исследуемую мишень 3, устройство поджига 7, осциллографы – 5, 6, фотоэлектронный умножитель для фиксации начала процесса 8. Ускорение происходит в вакууме. Ускоритель прост по своей сути. Процессы ускорения определяются характеристиками таблетки ВВ.

При выборе метода создания высокоскоростных частиц, основываясь на знании моделей распределения микрометеоритной пыли в различных районах космического пространства, можно утверждать, что в процессе эксплуатации космического аппарата основным воздействием на его поверхность является воздействие множества мелких частиц размерами 0.1-1 мкм в диапазоне скоростей 5-30 км/с.

Поэтому основным требованием при выборе типа ускорителя является требование получения потока твердых частиц массой 10^{-9}-10^{-15} г и скоростями 1-40 км/с. Рассматривая все вышеуказанные устройства для ускорения частиц, можно выделить три метода в сумме перекрывающие требуемые диапазоны по скоростям и массам. Это методы электромагнитного, электроплазменного, электростатического ускорения.

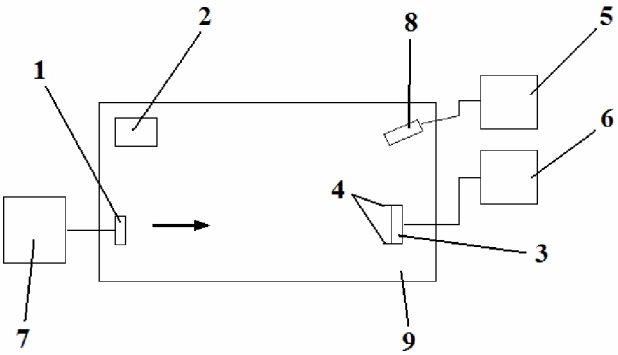


Рис. 10.5. Взрывной ускоритель
1 – таблетка ВВ, 2 – регистратор, 3 – мишень, 4 – датчик суммарного ионного тока,
5, 6 – осциллографы, 7 – устройство поджига, 8 – ФЭУ начала процесса, 9 – вакуумная камера

Для моделирования техногенных частиц с размерами более 10-15 мкм эффективно используется ускоритель электроплазменного типа. При этом скорости частиц лежат в диапазоне 2-20 км/с. Ускорение более крупных частиц с успехом достигается с помощью электромагнитного ускорителя. Однако детальное изучение явлений при высокоскоростных соударениях с помощью электроплазменного и электромагнитного ускорителей осложняется значительными электромагнитными помехами и влиянием плазмы на систему регистрации и исследуемые мишени (тем более, если мишени выполнены в виде различного рода датчиков). В этом случае меньшими недостатками обладает метод с использованием мощного импульсного лазера, как вариант

электроплазменного ускорителя, для создания облака ускоряющей высокоскоростной плазмы.

Для более глубокого изучения физических явлений, имеющих место при высокоскоростном соударении твердых тел, наилучшим инструментом является электростатический ускоритель. Контролируемость параметров ударника, чистота эксперимента, высокие скорости соударения (для малых размеров частиц) выгодно отличают электростатический ускоритель от других устройств разгона.

10.2. Инжекторы заряженных частиц

Проблема изучения высокоскоростного воздействия частиц на материалы космических аппаратов возникла более 50-ти лет назад, однако, вследствие появления новых материалов и все увеличивающейся концентрации техногенных высокоскоростных частиц на орбитах Земли остается актуальной и по сегодняшний день. Как показала практика, наиболее целесообразным является лабораторное моделирование столкновения ускоренных частиц с различными материалами, так как при нем возможны не только высокая повторяемость и контролируемость эксперимента, но и с достаточной достоверностью измерение параметров частиц. Так как на космические аппараты воздействуют частицы с достаточно широким диапазоном масс, то очевидно, что моделировать их с помощью одного устройства затруднительно.

Стоит отметить, что в последнее время в космической промышленности появляются и находят применение новые материалы, что обуславливает необходимость проведения ударных экспериментов. По проблеме защиты космических материалов от микрометеоритов регулярно проводятся конференции. Например, в 2006 году во Франции состоялся 10 международный симпозиум «Materials in a Space Environment» и 8-я международная конференция «Protection of Materials and Structures in a Space Environment»; в 2007 году IEEE провела 22-ю международную конференцию «Particle Accelerator Conference», в 2008 году аналогичная конференция проводилась в Канаде: The Ninth International Space Conference Protection of Materials and Structures from the LEO Space Environment, Toronto Canada, 19 – 23 May, 2008.

Техника высокоскоростного метания представляет собой интерес не только с точки зрения моделирования факторов космической среды на материалы конструкций КА, но и с точки зрения подпитки термоядерных реакторов топливом [17]. Таким образом, очевидной необходимостью является построение различных ускорителей, которые охватывают весь диапазон масс требуемых частиц.

Для имитации воздействия микрометеоритов и техногенных частиц на материалы конструкций КА, а также для создания и калибровки новых микрометеоритных датчиков, существуют различные способы ускорения пылевых частиц в лабораторных условиях. Тип и конструкция ускорителя опреде-

ляется поставленной задачей и зависит от диапазона исследуемых масс и скоростей ускоряемых частиц. Достаточно полные обзоры взрывных ускорителей, легко-газовых пушек и рельсотронных ускорителей приведены в [18, 19, 20].

Настоящий раздел является обзором устройств ускорения заряженных частиц посредством электрического поля, построенных за последнее время. Рассматривается эволюция и перспективы развития ускорителей, как средства ускорения микронных частиц для моделирования микрометеоритов в лабораторных условиях.

Неотъемлемой частью любого ускорителя микронных частиц, использующего в качестве ускоряющей силы – силу электрического поля, является инжектор частиц. Чем больший заряд получит частица в инжекторе, тем большую скорость она будет иметь на выходе ускорителя. Все существующие инжекторы частиц можно разделить на два вида: с контактным и бесконтактным способом зарядки частиц. Первые в качестве зарядного электрода используют либо острую иглу, либо метелку тонких нитей. Во втором виде инжекторов заряд частице сообщается путем воздействия на нее различных видов ионизирующего излучения. По типу заряжаемых частиц все инжекторы можно разделить на инжекторы твердых и жидких частиц.

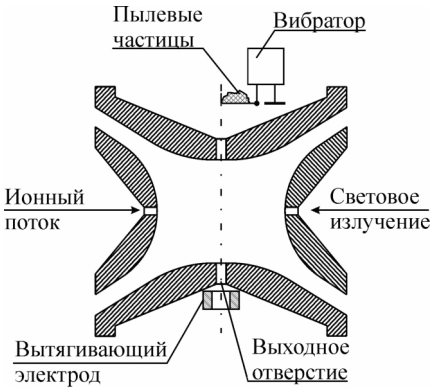


Рис. 10.8. Конструкция инжектора бесконтактного типа

Очевидно, что максимальный заряд частицы может соответствовать максимальной напряженности электрического поля у поверхности частицы (для положительно заряженных частиц максимальная поверхностная напряженность поля составляет 10^{10} В/м, для отрицательно заряженных частиц 10^{9} В/м). Дальнейшее увеличение заряда невозможно вследствие автоионной или автоэлектронной эмиссии.

Рассмотрим различные конструкции инжекторов подробнее.

Одним из первых в литературе был описан инжектор частиц бесконтактного типа [21, 22]. Его конструкция приведена на рис. 10.8.

Как видно из рис. 10.8, под действием вибраций пылевые частицы покидают бункерную камеру и под действием силы тяжести поступают в зарядную камеру. Вследствие действия ионизирующего излучения, они приобретают некоторый заряд. После чего через выходное отверстие частицы поступают в ускорительный тракт. Специальные электроды обеспечивают удержание частиц гиперболическим полем в точке действия ионизирующих излучений. За выходным отверстием устанавливается вытягивающий электрод, который создает электрическое поле, способное вытянуть из инжектора заряженную частицу. Как отмечают авторы, получение частицей максимального заряда занимает 1 час. В процессе зарядки автоионная эмиссия сглаживает все неровности частицы, что позволяет сообщить ей максимально возможный заряд. Вследствие достаточно продолжительного времени заряда бесконтактные инжекторы не получили широкого распространения.

Существует множество инжекторов контактного вида [22, 23, 24, 25, 26, 27, 28]. Все они в своей конструкции содержат один (или несколько) зарядных электродов, выполненных в виде иглы, а также бункерную камеру, в которую помещаются частицы. Конструкция инжектора, описанного в [21], приведена на рис. 10.9.

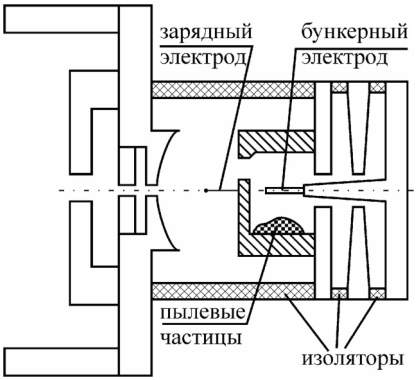


Рис. 10.9. Конструкция инжектора контактного типа

В данном инжекторе частицы предварительно помещаются в бункерную камеру и вытягиваются из нее посредствам электрического поля, создаваемого импульсным напряжением на бункерном электроде. Частицы покидают инжектор, как только коснуться острия зарядного электрода. Как отмечают авторы, при диаметре острия 4 мкм и потенциале 8 кВ частицы диаметром 0,1 – 10 мкм получают заряд соответствующий поверхностной напряженности электрического поля $6{,}5\times10^{9}$ – 10^{9} В/м. Данный тип инжектора спо-

собен генерировать поток заряженных частиц с широким статистическим распределением масс и скоростей.

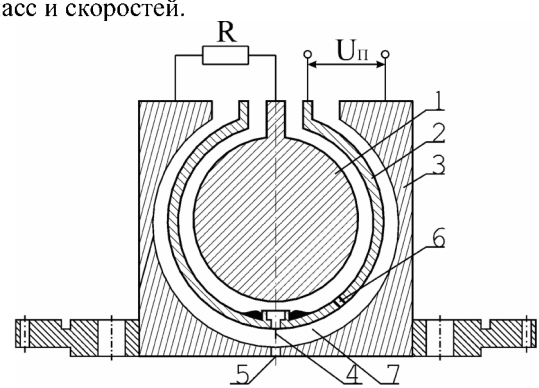


Рис. 10.10. Конструкция инжектора заряженных частиц с постоянным напряжением на бункерном электроде

Дальнейшее развитее инжекторов контактного типа позволило отказаться от импульсного напряжения на бункерном электроде. Например, на рис. 10.10 показана конструкция инжектора заряженных частиц, разработанная в НИИЯФ МГУ [22]. Данный тип инжектора также уменьшает вероятность загрязнения вакуумной камеры пылевыми частицами.

На рис. 10.10 приняты следующие обозначения: 1 – бункерный электрод, 2 – зарядный электрод, 3 – корпус, 4 – игла, 5 – выходное отверстие, 6 – отверстие между бункерной и зарядной камерами, 7 – зарядная камера.

Инжектор работает следующим образом. На зарядный электрод подается напряжение, а бункерный электрод через высокоомный резистор соединяется с корпусом (заземленным контактом). Так как бункерный и зарядный электрод образуют собой сферический конденсатор, то на бункерном электроде будет некоторый потенциал, под действием которого находящаяся в бункерной камере пыль начнет «подниматься». По мере заполнения полости бункерной камеры частицами электрическая проводимость зазора между бункерным и зарядным электродами начнет увеличиваться, а сопротивление падать, и за счет резистора, потенциал бункерного электрода уменьшится, что в свою очередь уменьшит поток частиц, покидающих бункерную камеру. Меняя сопротивление можно устанавливать требуемый поток частиц в широких приделах.

В [22] авторы отмечают, что при напряжении на зарядном электроде 10-15 кВ скорости металлических частиц диаметром 0,1 – 5 мкм на выходе инжектора составляли от 0,5 до 5 км/с. Как указывается в [22] зависимость скорости частиц от потенциала имеет два характерных участка: на первом скорость пропорциональна напряжению зарядного электрода, а на втором

скорость пропорциональна квадратному корню из напряжения зарядного электрода.

Данный инжектор, взятый в качестве прототипа, был усовершенствован [23]. Размеры зарядной камеры были увеличены, для возможности поднятия потенциала на зарядном электроде до 25кВ, а количество бункерных камер было увеличено до двух, чтобы обеспечить возможность работы с двумя материалами без развакуумирования инжектора. Конструкция инжектора приведена на рис. 10.11.

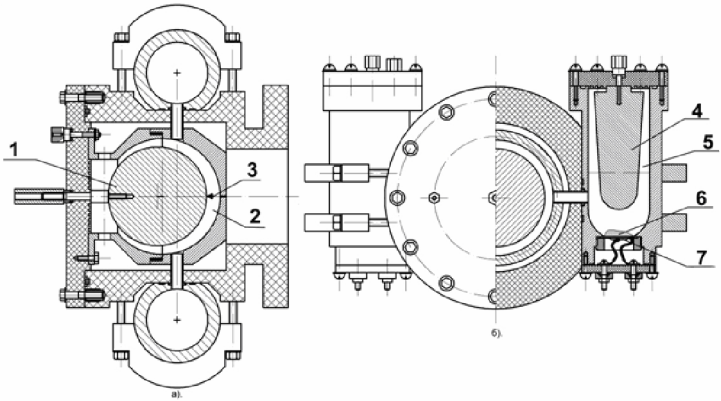


Рис. 10.11. Конструкция инжектора с двумя бункерными электродами

На рис. 10.11 приняты следующие обозначения: 1 – зарядный электрод, 2 – зарядная камера, 3 – игла или метелка, 4 – бункерный электрод, 5 – бункерная камера, 6 – микропорошок, 7 – пьезоизлучатель.

Инжектор функционирует следующим образом. При подаче высокого напряжения на бункерный электрод частицы микропорошка приходят в движение под действием электрического поля. В результате хаотического движения частиц в бункерной камере через соединительную втулку происходит выброс частиц в полость зарядной камеры, образованной левой, правой полусферами и зарядным электродом. В зарядной камере частицы микропорошка продолжают свое хаотическое движение пока не коснуться острия иглы. При соприкосновении частицы с иглой ей сообщается заряд, и под действием электрического поля частица покидает зарядную камеру через выходное отверстие. Использование двух бункерных камер делает возможным использования двух различных микропорошков без развакуумирования инжектора.

Величина напряжения на бункерном электроде зависит от характеристик микропорошка и величины требуемого потока частиц на выходе инжектора. Если микропорошок имеет высокую насыпную плотность, то сложно «вытянуть» отдельные частицы из общей массы под действием только электрического поля. В этом случае вместо увеличения напряжения на бункерном

электроде наиболее целесообразным является придание частицам механического импульса, для чего в дно бункерной камеры вмонтирован пьезоизлучатель, который питается переменным напряжением резонансной частоты (эта частота меняется в зависимости от количества микропорошка в бункере и составляет от 2 до 15 кГц).

Величина напряжения на зарядном электроде зависит от потока частиц, поступающего через соединительную втулку в полость зарядной камеры и геометрии зарядной камеры. Она устанавливается максимально возможной в пределах 20-25кВ.

Частицы алюминиевой пудры «ПАП-1» с помощью данного инжектора приобретали скорость от 200 до 1550 м/с (соответственно для диапазона масс 9×10^{-10} – $1{,}1\times10^{-8}$ г. или диапазона диаметров 1-3 мкм). Заряд частиц соответствовал диапазону поверхностной напряженности электрического поля частицы 10^{9} – $7{,}5\times10^{9}$В/м. Наиболее вероятная поверхностная напряженность электрического поля частицы составила 2×10^{9} В/м.

Еще одним путем уменьшения вероятности загрязнения камеры ускорителя пылевыми частицами была конструкция инжектора (рис. 10.12), описанная в [24].

В данной конструкции бункерная камера конструктивно выполнена в нижней части зарядной, что делает возможным проникновение в область зарядной камеры числа частиц, пропорционального импульсу напряжения на бункерном электроде. Как отмечается в [24], частицы диаметром 1-10 мкм на выходе инжектора имеют скорость до 3 км/с.

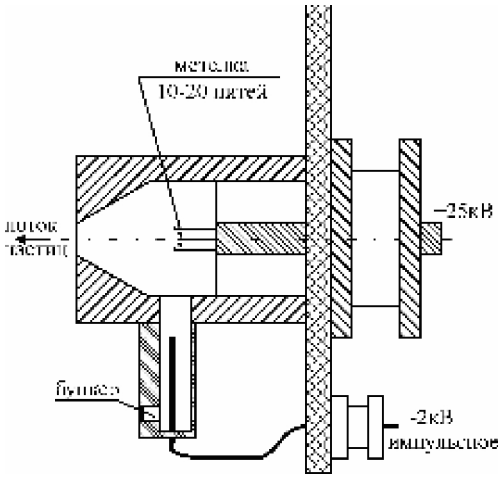


Рис. 10.12. Конструкция инжектора контактного типа.

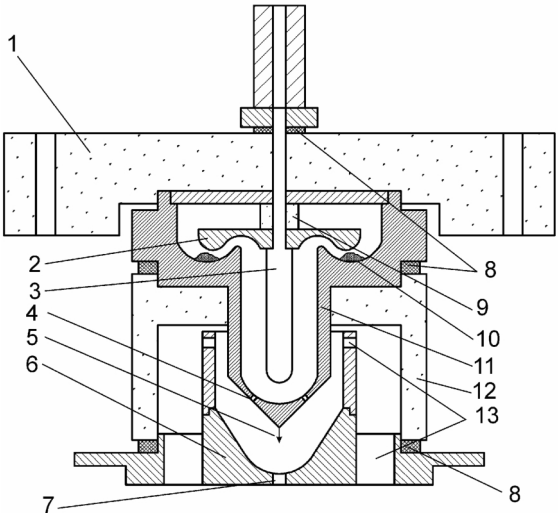


Рис. 10.13. Инжектор заряженных частиц.

С проблемой загрязнения вакуумной камеры нейтральными и плохо заряженными частицами столкнулись и авторы [25]. Для решения этой задачи ими была предложена следующая конструкция инжектора (рис. 10.13). На рис. 10.13 приняты следующие обозначения: 1 – крышка из оргстекла, 2 – диск-отражатель из дюралюминия, 3 – внутренний электрод из отражающей стали, 4 – отверстие для прохода частиц и вакуумной откачки, 5 – заряжающая игла из вольфрама, 6 – катод-основание из дюралюминия, 7 – выходной коллиматор, 8 – витоновые вакуумные уплотнители, 9 – втулка-изолятор из оргстекла, 10 – рабочий порошок, 11 – анод из дюралюминия, 12 – корпус из оргстекла, 13 – отверстия для откачки.

В данной конструкции инжектора применен тот же способ сообщения электрического заряда частицам микропорошка – путем контакта их с сильнозаряженным острием (иглой). Однако микропорошок помещается в специальном бункере вне полости, где происходит зарядка частиц и откуда они попадают в ускорительную трубку. В результате доступ незаряженных частиц в область выходного отверстия-коллиматора оказывается сильно затруднен. Сравнительно большой объем бункера позволяет одновременно загружать в инжектор значительно большую, чем раньше, порцию порошка (до 1 $см^3$), что, вместе с практическим отсутствием «высыпания» незаряженных частиц, существенно увеличивает время рабочего цикла между двумя загрузками (до нескольких десятков – сотен часов в зависимости от требуемой интенсивности потока).

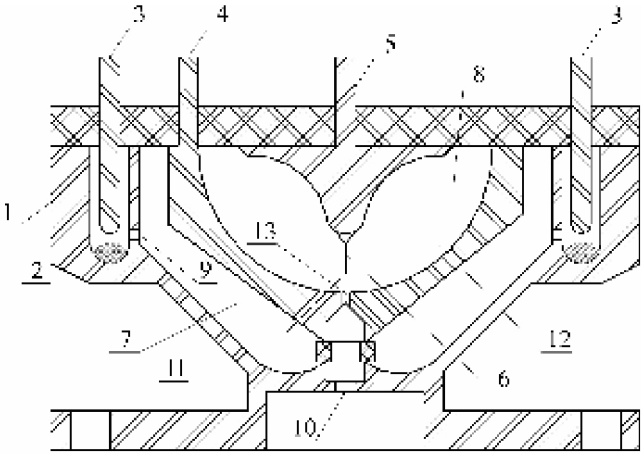


Рис. 10.14. Конструкция инжектора с промежуточной камерой.

Как отмечают авторы, такая модель инжектора заряженных частиц позволяет увеличить их поток до 10^3 c^{-1} на выходе ускорительной трубки без увеличения опасности загрязнения ее «пылью» из нейтральных и слабозаряженных частиц. Система автофокусировки ускоряемых частиц практически устраняет их рассеяние на электроды и изоляторы ускорительной трубки.

Дальнейшим развитием конструкций инжекторов можно считать конструкцию инжектора с добавленной промежуточной камерой (рис. 10.14) [26].

Данный инжектор содержит корпус 1, в котором по окружности выполнены бункерные камеры 2, с расположенными в них бункерными электродами 3, в полости корпуса 1 установлен промежуточный электрод 4 со сферической внутренней поверхностью, в крышке корпуса 1 установлен зарядный электрод 5 с размещенной на нем иглой 6. Промежуточная камера 7 образована корпусом 1 и внешней поверхностью промежуточного электрода 4, зарядная камера 8 образована внутренней поверхностью промежуточного электрода 4 и зарядным электродом 5, в корпусе 1 выполнены отверстия 9, соединяющие полости бункерных камер 2 с промежуточной камерой 7 и отверстие 10, выполненное в корпусе 1 соосно с иглой 6. В промежуточном электроде 4 выполнены отверстия 11 и отверстия 12, соединяющие полость промежуточной камеры 7 с полостью зарядной камеры 8, и отверстие 13 выполненное в промежуточном электроде по оси зарядного электрода. Геометрия промежуточной камеры 7 выбрана таким образом, чтобы силовая линия с наименьшей напряженностью в этой камере находится напротив отверстий 12 и проходит через отверстия 11 в направлении иглы 6.

Устройство работает следующим образом: пылевые частицы находятся в бункерной камере 2, которая соединена через отверстие 9 с объемом про-

межуточной камеры 7, образованной корпусом 1 и промежуточным электродом 4. В общем случае таких бункерных камер 2 в источнике заряженных пылевых частиц может быть несколько, каждый для своего сорта пылевых частиц. При подаче напряжения на бункерный электрод 3, пылевые частицы начинают через отверстия 9 поступать в промежуточную камеру 7, где, двигаясь по силовым линям электрического поля, через отверстия 11 попадают в область иглы 6. Если пылевая частица, после зарядки не попала в выходное отверстие 13, или если не коснулась иглы 6, то она смещается в зону слабого поля в районе отверстий 12, через которые она попадает обратно в промежуточную камеру 7.

Таким образом, для создания потока заряженных частиц, равного потоку прототипа необходимо приблизительно в 100 раз меньшее количество пылевых частиц, кроме того, попадание в объем ускорителя недостаточно заряженных частиц практически исключается. Эта конструкция позволяет создать поток частиц со значительно большей средней скоростью, чем у описанных ранее.

Возможно также комбинирование удачных решений. Например, в бункерные камеры инжектора, представленного на рис. 10.13, были добавлены пьезоизлучатели [27].

Таким образом, можно сделать вывод, что дальнейшее развитее конструкций инжекторов заряженных частиц будет идти по пути усложнения форм электродов, с целью придания частицам максимального заряда и уменьшения вероятности проникновения плохо заряженных частиц в ускорительный тракт.

Отдельным классом инжекторов заряженных частиц можно считать инжекторы жидких заряженных частиц. Одна из возможных конструкций такого инжектора приведена в [28, 29].

Капельки, произведенные, с использованием пьезоэлектрического вибратора через отверстия поступают в зарядную камеру. Частота следования капелек составляет 52 кГц. Капельки полученные, при использовании отверстия диаметром 15 мкм имеют диаметр 28 мкм. Полученные капельки заряжаются с помощью заряжающей пластины. Из-за механических ограничений, отверстие должно быть увеличено на внешней стороне металлической пластины, таким образом, область электрического поля в отверстии является очень маленькой. Однако реактивная струя жидкости остается неповрежденной на расстоянии до нескольких миллиметров. Заряжающая пластина должна быть помещена после точки, в которой реактивная струя жидкости разбивается на капельки так, чтобы формирование капельки имело место в пределах области высокого электрического поля. Отверстие бункерной камеры имеет два главных преимущества для того, чтобы произвести высоко заряженные водные/ледяные капельки в вакууме. Прежде всего, жидкость остается в относительно большом объеме, и находится в контакте с металлом вплоть до точки, в которой она входит в вакуум, позволяя лучший тепловой

контакт с жидкостью по сравнению с капилляром с жидкостью в теплоизолированом наконечнике, а следовательно, жидкость с меньшей вероятностью замерзнет перед входом в отверстие. Второе преимущество состоит в том, что жидкость подвергается острому градиенту давления в отверстии, таким образом, кипя, а гидростатическое давление понижается постепенно около конца, а пузыри быстро разрушаются. Недостатком такого инжектора является диапазон размеров возможных частиц. Размеры капельки составляют около 25 мкм.

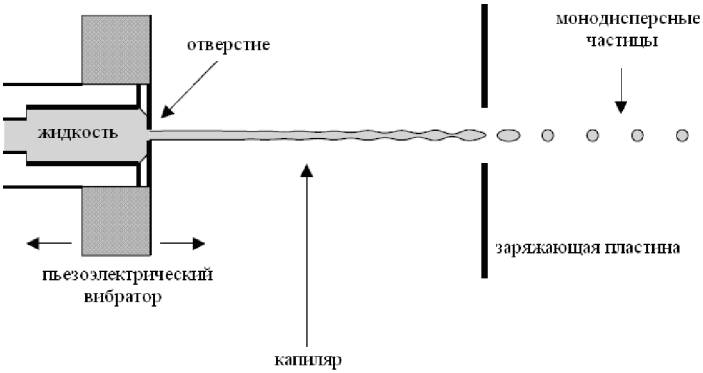


Рис. 10.15. Конструкция инжектора жидких частиц.

Еще один инжектор жидких частиц описан в [30]. Его конструкция приведена на рис. 10.16.

Инжектор работает следующим образом: жидкость через игольчатый натекатель 1 малыми дозами подается в камеру подготовки жидкости 2 в резервуар 3 с крышкой 4. При этом жидкость начинает бурно кипеть, давление резко увеличивается, но, так как объем поступившей жидкости мал, она быстро обезгаживается, и вакуум восстанавливается. Затем жидкость поступает в капилляр 5, в котором находится игольчатый электрод 6, на который подается высокий потенциал через междукамерную крышку 7. В камере диспергирования 8 на конце капилляра 5 мениск жидкости принимает форму сфероида и при появлении достаточного заряда на поверхности жидкости под действием электрических сил начинает вытягиваться и принимает форму тонкой струи. Тонкая струя под действием поверхностных сил дробится на маленькие частицы, диаметр которых тем меньше, чем меньше диаметр мениска. Данный инжектор высокоскоростных заряженных жидких частиц позволяет получать потоки частиц с частотой следования 5-500 Гц, при диаметре частиц от 0,05 до 10 мкм и со скоростями от 0,1 до 2 км/с.

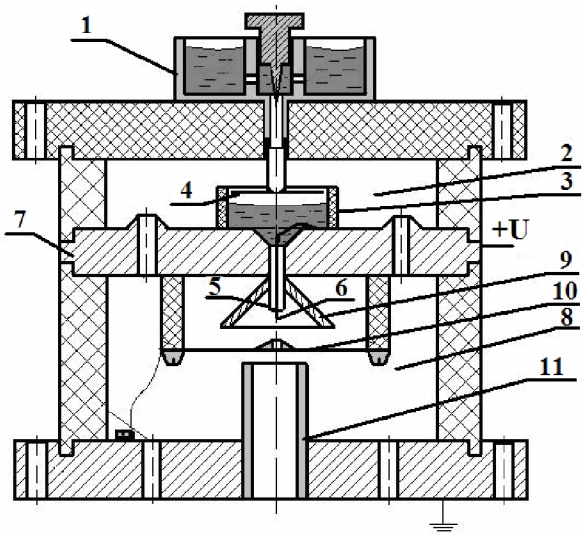


Рис. 10.16. Инжектор жидких пылевых частиц

Исходя из рассмотренных выше типов инжекторов можно сделать следующие выводы:

– наиболее распространенным и перспективным на данный момент является контактный способ зарядки частиц;

– для достижения наиболее эффективной зарядки частиц увеличивается длина траектории частицы от бункера до выходного отверстия, что позволяет избежать попадание в тракт плохо заряженных частиц.

Можно сделать вывод, что дальнейшее развитее инжекторов пойдет по пути изменения конфигурации электродов, без изменения способа зарядки частиц.

10.3. Ускорители заряженных пылевых частиц

Исторически первые электростатические ускорители использовали в качестве источника напряжения генератор Ван-де-Граафа [31, 32]. Напряжение с генератора Ван-де-Граафа подается на любую ускорительную трубку. Приращение скорости в таком ускорителе описывается выражением:

$$V_K = \sqrt{V_И^2 + 2 \times \frac{Q}{m} \times T_0 \times U_0} ,$$

где V_K – конечная скорость частиц; $V_И$ – скорость инжекции частиц; Q – заряд частиц; m – масса частиц; T_0 – коэффициент полезного действия ускоряющей системы; U_0 – выходное напряжение генератора.

Основным недостатком такого метода ускорения является громоздкость конструкций электростатических генераторов (шары могут достигать в диаметре нескольких метров). К тому же при больших напряжениях шары этих генераторов помещают в камеры с инертным газом, что во много раз усложняет конструкцию. К достоинствам этого типа ускорителей следует отнести возможность ускорения ими всего диапазона частиц. В более поздних модификациях генератор Ван-де-Граафа был заменен каскадным умножителем напряжения, что упростило конструкцию в целом и позволило использовать ускоритель на небольшие напряжения порядка сотен киловольт в прикладных целях. Однако такие ускорители находят применения в лабораторном моделировании микрометеоритов до сих пор как в России (НИИЯФ МГУ, Москва, Россия) так и за рубежом (факультет ускорителей ядерного института имени Макса Планка, Хайдельберг, Германия).

Как видно из вышесказанного, основной проблемой является построение высоковольтных источников. Поэтому развитие получили ускоряющие системы, в которых частица ускоряется, проходя много относительно низковольтных промежутков, так называемые линейные электродинамические ускорители. Так в [33, 34, 35] авторы предлагают такой ускоритель, структурная схема которого приведена на рис. 10.17.

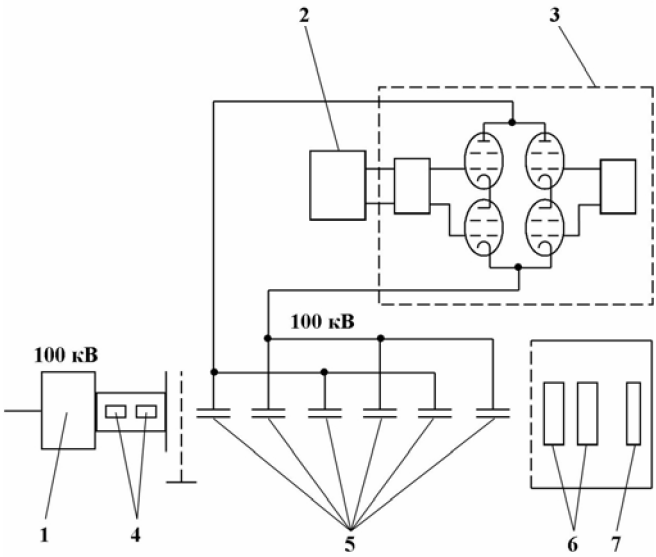


Рис. 10.17. Ускоритель с переключающимися электродами.

На рис. 10.17 приняты следующие обозначения: 1 – инжектор и линейный ускоритель, 2 – генератор ускоряющего напряжения, 3 – высоковольтный генератор пачки импульсов, 4, 6 – детектор скорости и заряда, 5 – система ускоряющих электродов, 7 – мишень.

После вылета из инжектора частица ускоряется в ускорительной трубке и влетает в первую трубку дрейфа. Полярность напряжения на трубках дрейфа меняется с частотой генератора синусоидального напряжения (в данном случае 36 кГц). Если частица пролетает через все трубки дрейфа синфазно с изменением полярности напряжения, то она получает приращение скорости. Длины ускорительных секций (расстояние между центрами соседних трубок дрейфа) выбраны таким образом, что ускоряющаяся частица проводит в каждой ускорительной секции одинаковое время. Ускорение частиц производится на спаде синусоидального напряжения, что обеспечивает дополнительную фокусировку. Проходя каждую ускорительную секцию, частица получает приращение скорости:

$$V_{ВЫХ} = \sqrt{V_{ВХ}^2 + 2 \times \frac{Q}{m} \times T \times U} ,$$

где $V_{ВЫХ}$ – скорость частицы на выходе ускорительной секции; $V_{ВХ}$ – скорость частицы на входе ускорительной секции; Q – заряд частиц; m – масса частиц; T – коэффициент полезного действия ускоряющей секции; U – разность потенциалов соседних трубок дрейфа.

Длина трубок дрейфа определяется соотношением:

$$L_n = L_0 \sqrt{\frac{n + n_0}{n_0}} ,$$

где L_0 – длина нулевой ускорительной секции; n – номер ускорительной секции; n_0 – отношение напряжения предускорителя к размаху импульсов на трубках дрейфа.

С помощью этого ускорителя авторы [33, 34, 35] разгоняют частицы до скоростей от 11 до 47км/с.

Достоинством этого ускорителя является получение большого эффективного ускоряющего напряжения без применения громоздких высоковольтных генераторов.

К недостаткам следует отнести необходимость использования высоковольтных предварительных ускорителей (в данном случае ускоритель Ванде-Граафа), так как данная ускорительная система может работать только на линейном участке характеристики приращения. К тому же для этого ускорителя большие требования предъявляются к инжектору частиц, то есть инжектируемые частицы должны иметь малый разброс масс и зарядов (в данном случае использовались частицы с удельным зарядом 30 Кл/кг). Также подстройка частоты не управляема от удельного заряда частиц, а выставляется вручную, что приводит к малому коэффициенту полезного действия этого ускорителя.

Данный ускоритель был модернизирован [36]. Была введена автоматическая настройка частоты, как функция от скорости влета частиц в тракт ускорителя. Схема этого ускорителя приведена ниже на рис. 10.18.

На рис. 10.18 приняты следующие обозначения: 1 – ускоритель с генератором Ван-де-Граафа, 2 – усилитель сигнала, 3 – индукционный датчик, 4 – трубки дрейфа, 5 – селектор скоростей, 6 – система генерирования частоты, 7 – пульт управления, 8 – источник питания +25кВ, 9 – источник питания +70кВ, 10 – источник питания -70кВ, 11 – батарея конденсаторов, 12 – схемы формирования импульсов, 13 – усилители, 14 – возбудители, 15 – высоковольтные переключатели.

Ускоритель работает следующим образом. После прохождения ускорителя Ван-де-Граафа, частицы инжектируются в тракт ускорителя. Напряжение на трубках дрейфа имеет прямоугольную форму и меняет полярность в момент нахождения частицы в середине каждой трубки дрейфа. Частота прямоугольных импульсов является функцией от скорости инжекции частиц, а также от геометрии ускорительного тракта.

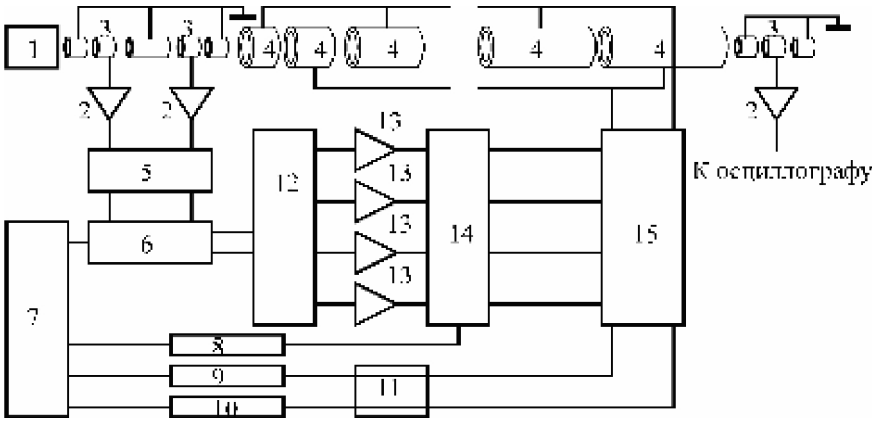


Рис. 10.18. Структурная схема модифицированного ускорителя

Для определения скорости частиц после ускорителя с генератором Ван-де-Граафа установлена пара индукционных датчиков. Так как скорость частицы с прохождением ускоряющих секций растёт, то для сохранения синфазности движения частицы с напряжением на трубках дрейфа, каждая последующая ускорительная секция должна иметь больший по сравнению с предыдущей продольный размер.

Для настройки ускорителя на оптимальный выход и наиболее эффективную работу сигналы от детектора частиц на выходе ускорителя наблюдают на осциллографе, развертка которого запускается последним высоковольтным переключающим импульсом. Если частица находится в фазе с при-

ложенным напряжением, то в момент поступления этого импульса она проходит через центр последней дрейфовой трубки. Поскольку расстояние между последней дрейфовой трубкой и детектором известно, этим методом можно точно измерить фазу частицы и подобрать начальные условия (фаза на входе, отношение напряжений при инжекции, спад) таким образом, чтобы получить правильную фазу на выходе. Когда начальные условия изменяют так, чтобы увеличить запаздывание фазы частиц на выходе, наступает такая ситуация, когда частицы попадают на выход слишком поздно и, очевидно, ускоряются не полностью. Выпадая из синхронизма с приложенным напряжением, эти частицы, наоборот, замедляются. И тем не менее они проходят, поскольку, проходя промежуток во время спада напряжения, они подвергаются сильной фокусировке. Если теперь начальные условия менять в обратную сторону, добиваясь опережения по фазе на выходе, наступает момент, когда пропускание резко уменьшается. Диапазон начальных условий, при которых система работает надлежащим образом, хорошо согласуется с расчетами. На выходе легко выделить любую частицу со скоростью до 30 km/s при частоте следования две частицы в минуту. Однако, скорость частиц является функцией не только скорости влета в ускорительный тракт, но и функцией удельного заряда частиц. Таким образом, проблема широкого диапазона ускоряемых частиц сохранилась и в данной конструкции.

Интерес представляет ускоритель [22], схема которого приведена ниже на рис. 10.19.

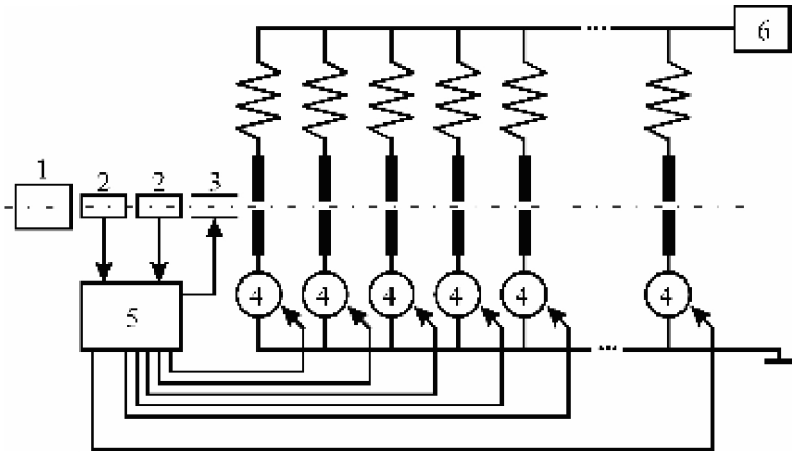


Рис. 10.19. Схема ускорителя с разрядниками:
1 – инжектор частиц, 2 – индукционные датчики, 3 – отклоняющая система,
4 – разрядники, 5 – схема управления, 6 – источник высокого напряжения.

Ускоритель работает следующим образом. В первоначальный момент времени все электроды заряжаются от источника высокого напряжения до некоторого потенциала. Инжектируемая инжектором частица, проходит последовательно два индукционных датчика. Время пролета между датчиками прямо пропорционально скорости частицы. По этому времени схема управления формирует на своих выходах импульсы, которыми соответствующие разрядники последовательно заземляют соответствующие электроды. Таким образом, синфазно движению частицы создаётся ускоряющее электрическое поле. Если скорость частицы не попадает в заданный рабочий диапазон скоростей, то такая частица откланяется отклоняющей системой, что позволяет не засорять ускорительный тракт невостребованными частицами.

К достоинствам этого ускорителя можно отнести то, что авторы отказались от ранее используемых конфигураций трубок дрейфа, так называемой ускоряющей системы Слоуна-Лоуренса. Применение одинаковых по длине ускоряющих секций позволяет сократить продольные размеры ускорителя, а, следовательно, такой ускоритель можно широко использовать для решения прикладных задач.

К недостаткам следует отнести нерешенную, по сравнению с предыдущем ускорителем, проблему узкого диапазона ускоряемых частиц, а также конструктивную сложность исполнения. Современные разрядники имеют малую долговечность (порядка 1000 – 10000 разрядов), а, следовательно, такая система нуждается в частом профилактическом ремонте.

Для решения этой проблемы была предложена следующая конструкция ускорителя [37, 38, 39], структурная схема которого представлена на рис. 10.20.

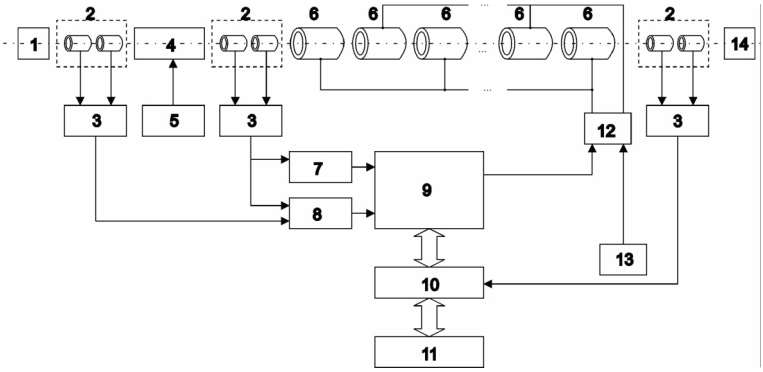


Рис. 10.20. Схема ускорителя пылевых частиц: 1 – инжектор, 2 – индукционные датчики, 3 – усилители, 4 – линейный ускоритель, 5 – источник фиксированного высокого напряжения, 6 – дрейфовые трубки, 7 – селектор скоростей, 8 – селектор удельных зарядов, 9 – генератор изменяемых во времени частоты и длительности импульсов в пачке, 10 – блок сопряжения, 11 – электронно-вычислительную машину, 12 – усилитель пачки импульсов переменной длительности, 13 – каскадный генератор, 14 – мишень.

Устройство работает следующим образом.

Инжектор генерирует заряженные частицы в заданном диапазоне масс с частотой порядка 1 Гц. Заряженная частица последовательно проходит первый индукционный датчик, линейный ускоритель, второй индукционный датчик, цилиндрические электроды, третий индукционный датчик и попадает на мишень.

Первая пара индукционных датчиков и линейный ускоритель предназначены для определения параметров частицы (удельного заряда Q/m и начальной скорости V_0). Пролетая внутри индукционного датчика, частица наводит на него потенциал, обратный по знаку ее заряду. Так как датчик изготовлен из металла, то его поверхность эквипотенциальна, а значит, не имеет значения с какой части снимать напряжение.

По сигналам, поступающим с индукционных датчиков, селектор скоростей и селектор удельных зарядов формируют на своих выходах цифровой код начальной скорости частицы и код её удельного заряда.

В селекторе скоростей измеряются временные интервалы пролёта частицей центров датчиков для первого и второго индукционных датчиков. Измеренные временные интервалы прямо пропорциональны скорости движения частицы. Пройдя через линейный ускоритель, частица получает приращение скорости.

Аналогично первому датчику работает второй.

По поданным в генератор изменяемых во времени частоты и длительности импульсов в пачке кодам начальной скорости и удельного заряда на его выходе формируется пачка импульсов, которая создаёт ускоряющее поле между каждой парой электродов. Данное поле меняется во времени соответственно положению частицы в ускоряющем тракте.

Параметры пачки выбираются из ряда данных для формирования импульсов, заранее заложенных в генератор изменяемых во времени частоты и длительности импульсов в пачке с ЭВМ.

Усилитель пачки импульсов переменной длительности усиливает сформированные генератором изменяемых во времени частоты и длительности импульсов в пачке импульсы. Усиленные импульсы поступают на цилиндрические электроды.

Третий индукционный датчик подключён к блоку сопряжения и служит для получения выходных данных.

Затем, уже ускоренная частица, попадает на мишень и весь процесс повторяется. ЭВМ производит статистику эксперимента и динамическое управление ускорителем.

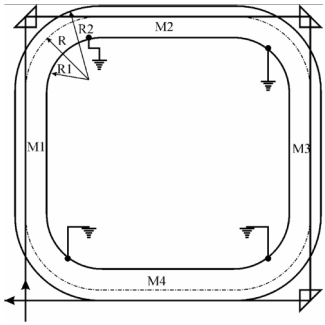


Рис. 10.21. Конструкция циклического ускорителя частиц

Интерес представляет также конструкция циклического ускорителя пылевых частиц, описанная в [40]. Хотя ускорение частиц в ней и происходит под действием лазерного пучка, но управление траекторией частицей – электродинамическое, поэтому мы считаем логичным привести ее в данном обзоре (рис. 10.21).

Этот ускоритель состоит из четырех трубок (М1, М2, М3 и М4), а также четырех дефлекторов, выполненных в виде загнутых плоских конденсаторов. Частица ускоряется в этих трубках под действием лазера, а в дефлекторах под действием электрического поля искривляет свою траекторию. Напряжение на дефлекторах является функцией номера витка частицы. В [40] приводятся расчетные данные, что частица диаметром 1 мкм из карбоната кремния (SiC) и зарядом $3{,}15\times10^{-13}$ Кл (удельный заряд 187,6 Кл/кг) по прохождении 4650 витков будет иметь скорость 106 км/с.

Однако как следует из вышесказанного, получить на выходе инжектора поток одинаковых частиц практически невозможно. Поэтому перспективы построения такого ускорителя без внесения каких-либо изменений в управляющей системе выглядят неубедительными. Для устранения вышеобозначенной проблемы был предложен ускоритель [41], конструкция которого показана на рис. 10.22.

Устройство содержит тороидальные дефлекторы 1, расположенные по углам квадрата и подключенные к выходу высоковольтного усилителя 2, входы которого подключены к выходам высоковольтного источника питания 3 и генератора измеряемых во времени частоты и длительности импульсов в пачке 4, электродинамические ускоряющие секции состоящие из цилиндрических электродов 5, расположенных в ребрах квадрата, соединенных так, что электроды с нечетными номерами подключены к одному, а с четными номерами к другому выходу высоковольтного усилителя 2, индукционные датчики 6, расположенные вначале и в конце ускоряющих секций, подключенные ко входам усилителей 7, выходы которых подключены ко входам сумматора 8, выход которого подключен ко входу блока сопряжения 9, ЭВМ 10, входы которого подключены к выходам блока сопряжения 9, а выходы к его входам.

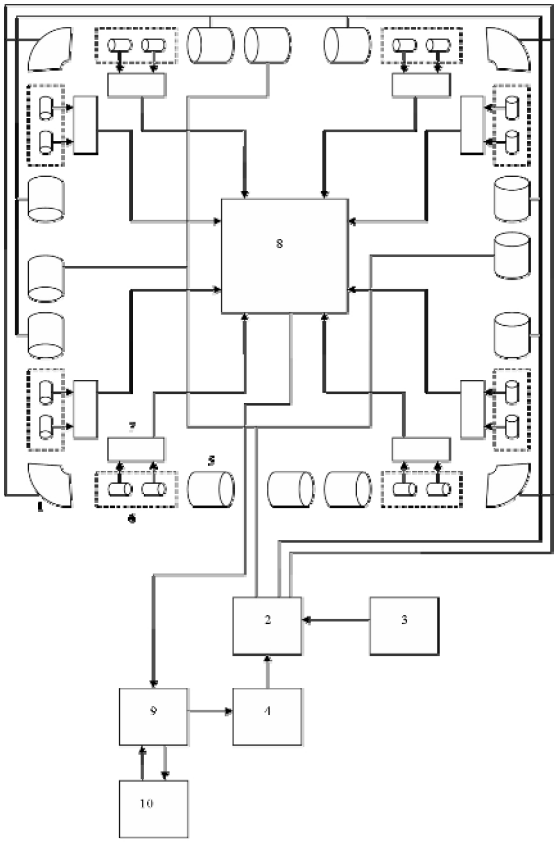


Рис. 10.22. Конструкция циклического электродинамического ускорителя.

Устройство работает следующим образом. Частица с известными удельным зарядом попадает в электродинамический ускоритель через отверстие в первом тороидальном дефлекторе 1. Затем частица проходит через индукционные датчики 6. В ЭВМ 10 происходит вычисление ее скорости. На основе известной скорости и удельного заряда ЭВМ через блок сопряжения 9 подает управляющий сигнал на генератор изменяемых во времени частоты и длительности импульсов в пачке 4, который через высоковольтный усилитель 2 подключен к попарно соединенным цилиндрическим электродам 5. Когда частица проходит промежуток между электродами к нему под действием управляющего сигнала прикладывается ускоряющий потенциал. Покинув ускоряющий тракт, частица проходит индукционные датчики для измерения ее скорости. В зависимости от измеренной скорости на внешнюю пластину тороидального дефлектора 1 через высоковольтный усилитель с генератора 4 подается сигнал определенной амплитуды и длительности, внутрен-

няя пластина дефлектора заземлена. Под действием поля в дефлекторе происходит поворот частицы на 90° и она попадает в следующую секцию ускорителя. Затем вышеописанный цикл ускорения повторяется до достижения необходимого ускорения. По окончанию ускорения напряжение с тороидальных дефлекторов снимается и частица выводится из ускоряющего тракта через отверстие в тороидальном дефлекторе. Результирующее ускорение является функцией ускоряющего напряжения электродинамичеких трубок.

Из вышесказанного можно сделать вывод, что дальнейшее развитие ускорителей пойдет по пути усложнения системы управления ускорителем, как пример, системы формирования напряжений на трубках дрейфа. Данному обстоятельству способствует стремительное развитие цифровой техники, благодаря которому становится возможным построение быстродействующих систем управления высокой степени сложности.

10.4. Моделирование взаимодействия частиц с элементами конструкций космических аппаратов

10.4.1. Взаимодействие частиц с терморегулирующими покрытиями

Состояние поверхности терморегулирующих покрытий ответственно за оптические характеристики. В реальных условиях эксплуатации терморегулирующие покрытия (ТРП) подвержены воздействию газовых и полевых частиц, в результате чего на поверхности ТРП образуются пленки и множество пылинок. Кроме того, происходит облучение ТРП высокоскоростными частицами и ультрафиолетом. Некоторые факторы космической среды моделируются в лаборатории. Например, используя технологическую вакуумную установку для напыления и устанавливая инжектор высокоскоростных частиц, а также источники ультрафиолета, протонов и электронов совместно с системой регистрации, можно моделировать основные факторы космической среды.

В процессе функционирования космического аппарата (КА) в условиях взаимодействия факторов космической среды наблюдаются изменения характеристик его элементов конструкций. Одним из важных факторов воздействия на КА является антропогенное загрязнение космического пространства, значительно превышающее потоки микрометероидов. Вместе с тем систематические исследования в области оценки возможных последствий воздействия частиц на свойства внешних элементов КА к настоящему времени практически отсутствуют.

В настоящей работе приведены некоторые результаты, полученные в ходе исследований по лабораторному моделированию влияния потоков мелкодисперсных частиц на деградацию оптических характеристик (коэффициента поглощения солнечного излучения As и коэффициента излучения) терморегулирующих покрытий (ТРП) радиационных поверхностей систем тер-

морегулирования КА. Диапазон скоростей соударения КА с техногенными частицами составляет от 0 до 16 км·с$^{-1}$, а потоки частиц к настоящему времени значительно превышает потоки метеороидных частиц. Использование в лабораторных экспериментах электростатических ускорителей и генераторов взрывного типа для создания потоков частиц на основе конденсированных взрывчатых веществ позволило исследовать эффекты взаимодействия частиц с терморегулирующими покрытиями (ТРП) различного типа в диапазоне скоростей соударения 0,5÷10 км·с$^{-1}$. В качестве частиц использовались порошки различных металлов и их соединений с размерами от 1 до 50 мкм. Исследования проводились в вакуумных камерах при остаточных давлениях 10^{-2}÷10^{-4} мм.рт.ст. и 10^{-5} мм.рт.ст. (в случае электростатического ускорения).

Диагностика модельных потоков частиц и измерение их скоростей проводились с помощью люминесцентного, пьезо– и электронных датчиков, динамических импакторов и лазерных средств, реализующих пролетную методику, а также конденсаторных пленочных структур.

В качестве ТПР использовались образцы, применяемые в настоящее время на КА. Исследовались образцы ТПР, относящихся к четырем классам: солнечны отражатели (As≈0, ε=1), солнечные поглотители (As»1, ε«0), истинные отражатели (As»0, ε«0) и истинные источники (As»1, ε«1). Покрытия наносились на алюминиевые пластины.

В качестве количественных характеристик воздействия потока частиц на ТРП использована удельная кинетическая энергия:

$$E_{уд} = \rho_F V_{ср}^2 / 2, \qquad (10.1)$$

где $V_{ср}^2$ – средняя скорость соударения потока частиц с преградой и коэффициент повреждения поверхности – отношение суммы площади дефектов к площади образца S^0, т.е. $K_S = \Sigma S_д / S^0$.

Измерение оптических характеристик образцов ТРП осуществлялось до и после ударных экспериментов. Для определения интегральных значений As использовались фотометры, для ε – терморадиометры с диапазонами спектральной чувствительности от 0,3 до 2,4 мкм и от 4 до 40 мкм соответственно. Основными задачами экспериментов являлось определение характера взаимодействия частиц с ТРП и оценка изменений As и ε в зависимости от параметров потока частиц и их материалов, а также параметров деградации.

Так, с помощью ускорителя взрывного типа можно получить на поверхности ТРП пленочное покрытие островковой структуры. Воздействия низкоскоростных и высокоскоростных частиц, внедряющихся в материал покрытия, а также пылинки, оседающие на поверхность ТРП после окончания взрывных процессов, приводит к изменению их оптических характеристик. Ниже рассматриваются эксперименты по облучению частицами ТРП с помощью ускорителя взрывного типа. С помощью взрывного ускорителя частицы имеют скорости 0,1... 7 км·с$^{-1}$ и массы 10^{-8} ÷ 10^{-12} г.

Блок-схема экспериментальной установки взрывного типа изображена на рис. 10.23. Она содержит вакуумную камеру, в которой устанавливается источник частиц 1, датчик для регистрации и измерения параметров потока пылевых частиц 2; на фиксированном расстоянии от источника 1 установлены исследуемые покрытия 3 и 3^1 (покрытие 3^1 находится под углом 80° к потоку частиц с целью изучения «косого удара»). В непосредственной близости от поверхности исследуемого покрытия установлены два электрода ионизационного датчика 4 в виде плоских пластин параллельно друг другу, на которые подано постоянное напряжение 200 В. Пластины соединены с интегратором 4', выход которого соединен с запоминающим осциллографом 5 типа С8-17 и шлейфовым осциллографом 6.

Поджиг источника частиц осуществляется от устройства 7, генерирующего импульс напряжения. Источник частиц 1 представляет собой взрывчатое вещество (ВВ) – гексоген, тетрил, октоген в котором замешаны исследуемые частицы определенного материала (Al, W, Al_2O_3, C, Ti и т.д.), причем соотношение массы взрывчатого вещества и массы частиц составляет 5:1. Размеры частиц составляли 1-30 мкм. Результаты экспериментов помещены в табл. 10.1 и Таблица 10.2. Масса таблетки из гексогена составляла 9 граммов. Количество частиц на 1 $см^2$ лежало в приделах $10^2 \div 5 \cdot 10^3$, в зависимости от их размеров. Количество частиц определялось с помощью алюминиевой фольги толщиной 20 – 30 мкм, установленной на одной линии с исследуемыми покрытиями, в непосредственной близости от них. Количество частиц на 1 $см^2$ (с учетом, их распределения по скоростям) пересчитывалось на поток $n \cdot \vec{V}$. Начало процесса (взрыв источника частиц 1) фиксируется с помощью фотодиода 8, соединенным со входом запуска осциллографа 5.

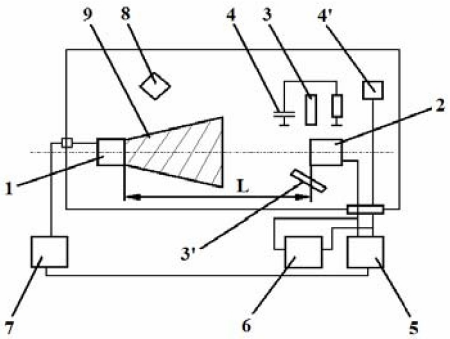


Рис. 10.23. Ускоритель взрывного типа
1 – таблетка; 2 – регистратор частиц; 3 – мишень; 4 – ионизационный датчик 5,
6 – осциллограф; 7 -устройство поджига; 8 – ФЭУ, 9 – зона разлета частиц.

Получение потока частиц с помощью взрывного метода ускорения довольно прост, хотя требует специальной вакуумной камеры и осторожности

при работе с взрывчатыми веществами. Недостаток: возможность осаждения тончайшей пленки материала взрывчатого вещества. Чистый ударный эксперимент можно реализовать с помощью тонкой алюминиевой фольги, загораживающей исследуемые покрытия. При этом скорость частиц при пробое ими фольги практически не уменьшается, если их размеры больше в 2-3 раза толщины фольги.

Заряд: 9гр. тетрил + 0,5 гр. вольфрамовых частиц, вакуум: $1{,}2 \cdot 10^{-2}$ мм рт.ст., скорость начала фронта частиц: 1,2 км/с, база: 1,8 м, плотность потока частиц: $0{,}7 \cdot 10^{6}$ част/см^2·с.

Заряд: 9 гр. тетрил + 0,5 гр. вольфрамовых частиц, вакуум: $5 \cdot 10^{-3}$ мм рт.ст.; экран: 5 мкм; скорость начала фронта частиц: 2,2 км/с; база: 1м; плотность потока частиц: $1{,}3 \cdot 10^{6}$ част/см^2·с.

Таблица 10.1

Матрица мишени – ТРП (Al_2O_3), (ZrO_2)

№ п/п	Ориентация образца	Расстояние до образца	Вакуум (мм.рт.ст)	Материал частиц	Скорость частиц у образца (км/с)	As		ε		
						до облучения	после облучения	до облучения	после облучения	после облучения, в зависимости от места измерения
1	⊥	104	$2{,}6 \cdot 10^{-3}$	Сажа	8,1	0,15	0,61	0,9	0,92	0,88 0,90 0,91
2	⊥	107	$3{,}2 \cdot 10^{-3}$	Графит	3,4... 4,4	0,15	0,43	0,9	0,91	0,89 0,91 0,92
3	<~80°	107	$3{,}2 \cdot 10^{-3}$	Графит	3,4... 4,4	0,15	0,28	0,9	0,92	0,89 0,91 0,89
4	⊥	103	$1{,}4 \cdot 10^{-3}$	Al (<100мкм)	4,8... 6,2	0,15	0,53	0,9	0,93	0,91 0,92 0,92
5	⊥	100	$4{,}2 \cdot 10^{-3}$	W (8... 15мкм)	2,4... 3,2	0,15	0,48	0,9	0,90	0,88 0,92 0,92
6	⊥	103	$2{,}8 \cdot 10^{-3}$	Fe (8... 15мкм)	3,2... 4,0	0,15	0,55	0,9	0,92	0,88 0,92 0,88
7	⊥	103	$2{,}6 \cdot 10^{-3}$	Пудра ПАП-2	3,0... 3,2	0,15	0,67	0,9	0,93	0,91 0,92 0,92
8	⊥	103	$2{,}8 \cdot 10^{-3}$	Al_2O_3 (50мкм)	3,5... 4,0	0,15	0,67	0,9	0,90	0,91 0,92 0,89
9	⊥	103	$3{,}2 \cdot 10^{-3}$	Al (4... 5мкм)	≤2	0,15	0,32	0,9	0,93	0,91 0,93 0,91
10	⊥	101	$3{,}0 \cdot 10^{-3}$	TiC (3... 5мкм)	1,5... 1,7	0,15	0,49	0,9	0,90	0,90 0,93 0,92

Исследование терморегулирующих покрытий после облучения частицами проводилось с помощью оптического микроскопа МИМ-8А, а также электронного микроскопа типа РЭМ-100У.

С помощью электронного и оптического микроскопов исследовались анодноокисные покрытия, покрытия типа МСН-7. Покрытия черные, анодноокисные, ЭМ-40 не удалось исследовать с помощью оптического микроскопа, так как покрытие марки ЭМ-40 имеет большую шероховатость, и глубины резкости при большом увеличении оказывается недостаточной. На черной анодноокисной поверхности не просматриваются кратеры, частички грязи ни в косых, ни в поляризованных лучах из-за высоких значений коэффициента черноты.

Покрытия типа ЭМ-40, МСН-7 обладают высоким поверхностным сопротивлением, поэтому для анализа на них напылялись пленки серебра толщиной 0,5-1 мкм. Приведены исследования с помощью микроскопа РЭМ-100У, позволяющего просматривать элементы поверхности покрытия.

Таблица 10.2

Оптические характеристики ТРП

образец	Анодноокисное покрытие				чёрное		ЭМ - 40		МСН - 7	
ε_0 / ε_1	0,86 / 0,877	0,84 / 0,862	0,85 / 0,843	0,85 / 0,84	0,94 / 0,94	0,94 / 0,94	0,92	0,90	0,87	0,85
AS_0 / AS_1	0,2 / 0,717	0,19 / 0,73	0,19 / 0,717	0,19 / 0,73	0,038	0,038	0,15 / 0,43	0,15 / 0,43	0,65	0,69
Sb %	0,8	0,2	0,26	0,28	0,26	-	0,33	0,45	0,7	0,4
$S_н$ %	0,13	0,4	0,26	0,26	0,22	-	0,17	0,16	1,9	1,1
Sn %	9	7	9	9	9	-	9	9	9	9
S_c %	1	1	1	1	1	-	1	1	1	1

Проведенные оптические исследования позволили оценить площадь кратеров от высокоскоростных и низкоскоростных частиц. Увеличение для анодноокисных покрытий и МСН-7 составляло 320.

Производилось фотографирование 6-10 произвольно выбранных участков поверхности ТРП с общей площадью $(7\text{-}9)\cdot10^{-3}$ см^2, затем подсчитывалось общая площадь низкоскоростных и высокоскоростных кратеров раздельно. Все кратеры, размеры которых меньше минимального размера частицы, являются продуктом сгорания взрывчатого вещества, то есть кратерами от частиц сажи. При исследовании покрытия ЭМ-40 увеличение устанавливалось равным 60, и по всей площади образца вычислялась площадь кратеров.

С помощью электронного микроскопа оценивалась площадь, занимаемая пылью. Для этого проводилось фотографирование 5-8 участков поверхности образца с увеличением 500-550 и находилось отношение площади, закрытой пылью, к общей площади образца.

Обозначения в таблице следующие: ε – исходный коэффициент черноты; ε_1 – коэффициент черноты после воздействия на образец частицами; A_{S0} – исходный коэффициент поглощения; A_{S1} – коэффициент поглощения после воздействия; S_B (%) – площадь кратеров от высокоскоростных частиц; S_H (%) – площадь кратеров от низкоскоростных частиц; Sn (%) – площадь, занятая пылью по отношению к площади образца; S_C (%) – площадь кратеров от сажи.

Как видно из таблицы на светлых покрытиях после их облучения заданным потоком частиц коэффициент черноты возрастает.

У черных покрытий коэффициент черноты практически не меняется независимо от потока частиц.

Для анодноокисных покрытий коэффициент поглощения при общей площади кратеров, составляющей 0,2 % от общей площади образца, а площади пыли 2%, увеличивается с 0,2 до 0,6… 0,7.

Черные покрытия практически не меняют своих начальных значений коэффициентов ε и A_S после воздействия потока частиц. Для МСН-7 наблюдается уменьшение коэффициента черноты с увеличением общей площади кратеров.

Площадь кратеров у толстых покрытий значительно больше, чем у тонких, за счет скола кромки кратера.

Для покрытий ЭМ-40 и МСН-7 площадь кратеров возрастает на порядок при увеличении скорости фронта частиц примерно в два раза. Но при этом возрастает и количество крупных частиц, вызывающих увеличение кратеров. На рис. 10.24 и рис. 10.25 показаны кратеры, образованные соударением вольфрамовых частиц размером 5 мкм и скоростью 2,2 км·с$^{-1}$ (×1500, покрытие МСН-7 и черное).

Таким образом, если иметь в виду эксперимент с источником взрывного типа, то можно говорить о воздействии очень мелких высокоскоростных и низкоскоростных частиц как основного объекта воздействия и пыли, оседающей на образцы покрытий после взрыва. Другими словами воздействие на исследуемые образцы покрытий в случае взрывного источника является сложным, так что выделение из общего потока только нужных нам частиц является сложной задачей. Необходимо отметить, что исследование характеристик A_S и ε образцов покрытий как функций трех составляющих является само по себе интересной с практической точки зрения задачей. Получение «чистого» потока частиц (без сопутствующих загрязняющих веществ) требует другого ускорителя, на что и направлены в настоящее время основные усилия.

Рис. 10.24. Кратер от соударения вольфрамовой частицы размером 5 мкм и скоростью 2,2 км·с$^{-1}$ (×1500, покрытие МСН-7)

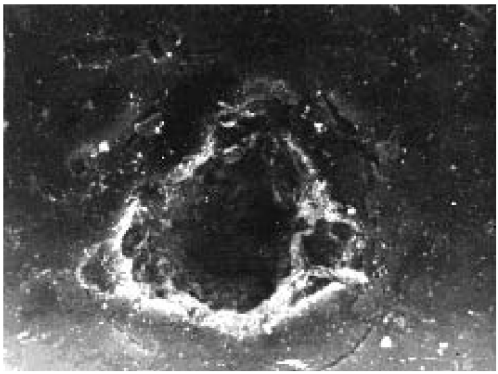


Рис. 10.25. Кратер от соударения вольфрамовой частицы размером 5 мкм и скоростью 2,2 км·с$^{-1}$ (×1500, покрытие черное)

Другим источником пылевых частиц является электростатический ускоритель, который совместно с инжектором успешно используется в экспериментах по моделированию микрометеоритной пыли. Такой ускоритель является сложным устройством. Однако такой ускоритель является самым «чистым» из всех существующих типов и самым удобным инструментом. Контроль параметров частиц может осуществляться индивидуально, при высокой степени разрежения.

Эксперименты с ТРП выполнены с помощью каскадного ускорителя с ускоряющим напряжением 200 кВ и ускорителя Ван де Граафа с ускоряющим напряжением 1,5 МВ. При этом частицы с массами 10^{-13}–10^{-11} грамма ускорялись до скоростей 10÷12 км·с$^{-1}$ [45, 46]. Материал частиц – Fe, Al, Al_2O_3 и SiO_2.

Результаты экспериментов приведены в табл. 10.3. Общее количество частиц, взаимодействующее с ТРП, составило ~ $10^4 \div 5 \cdot 10^4$.

Таблица 10.1

Результаты экспериментов с электростатическим ускорителем частиц

Ориентация образца		Расстояние до образца	Вакуум, мм.рт.ст.	Материал частиц	Скорость частицы, км/ч	As		ε		
						до облучения	после облучения	до облучения	после облучения	после облучения, в зависимости от места измерения
1	⊥	6	10^{-5}	Fe (0,1 мкм)	~5...6	0,15	0,37	0,9	0,91	0,90 0,89 0,90
2	⊥	7	10^{-5}	Al (0,5...1 мкм)	~3...4	0,15	0,31	0,9	0,9	0,89 0,89 0,91

Материал покрытия ТРП – ZrO_2. Эксперименты показали, что коэффициент поглощения возрастает с 0,15 до 0,37÷0,41, а коэффициент черноты ε изменяется незначительно.

Недостатком электростатического ускорителя при проведении экспериментов с ТРП является невозможность экспонирования одновременно нескольких образцов в связи с тем, что максимальная облучаемая площадь мишени не превышает 10 см^2. Достоинством взрывного ускорителя является возможность облучения частицами большой площади образцов (≥1 м^2), а также высокая эффективность проведения экспериментов. Результаты таких экспериментов позволяют прогнозировать состояние ТРП, облучаемых в течение длительного времени в космических условиях. При этом необходимо использовать экспериментальные данные о параметрах кратеров при высокоскоростном взаимодействии (зависимости размеров от скорости и массы частицы) и распределении величин потоков микрометеороидных и техногенных частиц в околоземном космическом пространстве. Таким образом, можно получить приближенную картину эволюции коэффициентов As и ε ТРП в условиях эксплуатации КА.

Большинство типов ТРП представляют собой многослойные структуры. Характер взаимодействия высокоскоростных частиц с такими материалами отличается от изученных механизмов соударения твердых тел с тонкими однослойными или полубесконечными преградами. Характер и параметры образующихся в результате соударения дефектов в значительной мере зависят от соотношения размеров частиц и толщины, количества и последовательности слоев ТРП, а также от его физико-механических параметров. Экспериментально установлено, что для исследованных типов ТРП наиболее

типичны два механизма взаимодействия с частицами – гидродинамический и откольный.

Первый механизм наблюдался в экспериментах с ТРП из пластичных материалов – металлов. В этих случаях образуются кратеры классической формы и оказываются справедливы соотношения, описывающие взаимодействия высокоскоростных частиц с полубесконечной преградой. Диаметр кратера при этом в 1,5÷2 раза превышает размер частицы. Увеличение скорости частицы в диапазоне от 1 до 10 км·с$^{-1}$ приводит к увеличению глубины и диаметра дефекта.

В результате экспериментов установлено, что величина уноса массы при пробивании частицами образцов ТРП в виде тонких металлических фольг и полимерных пленок со слоями металлов при толщине образца до нескольких десятков микрон составляет несколько процентов. Образовавшиеся в материале сквозные отверстия наблюдаются при помощи микроскопа, а на стороне, противоположной подвергавшейся воздействию частиц, имеется характерный рваный венчик, более ярко выраженный у металлических фольг и менее заметный у полимеров.

Наиболее чувствительными к механическому воздействию частиц является ТРП с хрупкими поверхностными слоями. Наиболее типичным дефектом является скол слоя краски в месте удара частицы. Скол имеет форму круга с центром в точке удара и незначительное повреждение материала подложки, причем диметр откола в несколько раз превышал диаметр частицы уже при скоростях 3÷5 км·с$^{-1}$.

Еще большие разрушения возникают при воздействии частиц на образцы ТРП из хрупких материалов (стекла). Область разрушения составляет порядка 10 диаметров частицы, от которой во все стороны расходится множество трещин. Таким образом, изменение оптических характеристик ТРП обусловлено следующими физическими процессами: изменение шероховатости поверхности ТРП вследствие образования на ней кратеров от высокоскоростных частиц; обнажение поверхности подложки ТРП в результате откола этого покрытия в месте удара.

Степень изменения параметров ТРП может считаться прямо пропорциональной доле площади поверхности, занятой дефектами, образованными в результате воздействия на нее потока частиц. В соответствии с этим изменение оптических свойств поверхности происходит нелинейно, наиболее заметно при малых уровнях повреждения поверхности и носит характер процесса с насыщением. Таким образом, при разреженных потоках частиц, попадающих на поверхность элемента системы терморегулирования КА при длительном его функционировании на орбите в условиях загрязнения околоземного космического пространства деградация оптических свойств в первом приближении может описываться соотношением вида:

$$K_p = 1 - (1 - K^o)\exp(-(1 - K^o)K_S), \qquad (10.2)$$

где K_p – коэффициент изменения параметра, равный отношению измеренного после эксперимента значения исследуемого параметра P (As или ε) к исходному P^0 – $K_p = P/P^0$; K^∞ – предельное значение этого коэффициента.

Обобщение экспериментальных данных позволяет сделать вывод о том, что терморегулирующие покрытия классов солнечных и истинных отражателей и солнечных поглотителей стремятся в результате взаимодействия приобрести свойства истинных поглотителей. Общий характер изменения оптических характеристик исследованных классов ТРП при воздействии на них потоков частиц в указанном диапазоне скоростей показан на рис. 10.26. Для истинных поглотителей характерно выполнение соотношения $\Delta As > \Delta\varepsilon$. У солнечных поглотителей исходные значения As реальных образцов отличается от единицы и составляют ~0,65÷0,8. Выявленные направления изменения оптических характеристик, обусловленные физикой процессов взаимодействия частиц с ТРП различных типов, позволяет обоснованно задавать исходные данные по деградации As и ε при исследовании последствий воздействия мелкодисперсных частиц на тепловой режим КА и исключить из рассмотрения заведомо невозможные их флуктуации.

Необходимо отметить, что под предельным в данном случае понимается такое значение оптических параметров ТРП, которое соответствует 100% повреждению поверхности частицами. Эксперименты показали, что предельные значения As и ε большинства типов ТРП оказались равными $A_s^\infty = 0{,}8 \div 0{,}95$; $\varepsilon^\infty = 0{,}65 \div 0{,}9$ и что наибольшей устойчивостью к воздействию такого рода обладают ТРП класса истинных поглотителей типа анодно-оксидированного алюминиевого сплава АМг-6. Для этого типа материалов предельные значения оптических параметров оказались практически равными исходным – $A_s^\infty = A_s^\infty$; $\varepsilon^\infty = \varepsilon^0$. Для истинных поглотителей, изготовленных путем нанесения на металлическую подложку эмалей и красок, наблюдалось уменьшение ε, обусловленное сколами красочного покрытия и обнажением поверхности подложки со своими (близкими к истинным отражателям) оптическими характеристиками. При проведении экспериментов практически ни у одного типа ТРП (всех четырех классов) не обнаружено снижения As при воздействии на образцы высокоскоростных частиц.

Анализ полученных экспериментальных данных показал, что характер зависимости изменений оптических параметров различных классов ТРП от суммарной кинетической энергии воздействующих частиц адекватно описывается выражениями типа (10.1). Зависимость интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения от $E_{уд}$ у солнечных и истинных отражателей наилучшим образом описывается уравнением:

$$A_S = A_S^0 + \left(A_S^\infty + A_S^0\right) \times \left(1 - \exp\left(-KE_{уд}\right)\right), \qquad (10.3)$$

при этом экспериментально определенные значения параметра модели (4.3) составляли $K=(5\text{-}6)\times10^{-5}$ м^2/Дж для солнечных отражателей и $K=(3\text{-}5)\times10^{-5}$ м^2/Дж для истинных отражателей. Установлено, что для ТРП

классов истинных и солнечных поглотителей выполняется условие $A_s \approx A_s^{0} \approx A_s^{00}$.

Изменение интегрального коэффициента излучения под действием потока высокоскоростных частиц у истинных отражателей и солнечных поглотителей описывается уравнением:

$$\varepsilon = \varepsilon^{0} + \left(\varepsilon^{\infty} - \varepsilon^{0}\right) \times \left(1 - \exp\left(-KE_{уд}\right)\right) \%, \qquad (10.4)$$

а коэффициент K имеет значение порядка 3×10^{-5} м^2/Дж. У истинных поглотителей и солнечных отражателей изменение ε либо не происходит, либо оно обусловлено сколом верхнего слоя покрытия. Изменение ε для них в первом случае описывается соотношением $\varepsilon^{0} \approx \varepsilon^{\infty}$, во втором:

$$\varepsilon = \varepsilon^{\infty} + \left(\varepsilon^{0} - \varepsilon^{\infty}\right) \times \left(1 - \exp\left(-1/BE_{уд}\right)\right) \%, \qquad (10.5)$$

и коэффициент B имеет величину порядка 1×10^{-5} м^2/Дж.

Характер зависимостей изменения оптических параметров от $E_{уд}$ потока высокоскоростных частиц у всех четырех классов ТРП в обобщенном виде представлен на рис. 10.26. На этом рисунке сплошными линиями показаны экспериментальные кривые, а пунктирными – характер изменений, ожидаемый на основании анализа физической сущности протекающих процессов. Относительно входящих в выражения (10.4) и (10.5) параметров К и В можно заметить, что, помимо типа ТРП их значение определяется также физическими свойствами и геометрическими параметрами частиц. Определение конкретного вида таких зависимостей требует самостоятельного исследования.

Приведенные на рис. 10.27 кривые демонстрируют зависимость коэффициентов деградации оптических параметров ТРП от степени повреждения поверхности, полученные по формуле (10.2) с использованием полученных по экспериментальным данным оценок параметров взаимодействия и деградации.

Результаты проведенных экспериментальных исследовании по моделированию деградации оптических свойств различных типов ТРП под воздействием высокоскоростных мелкодисперсных компонентов А3 ОКП показали, что эти параметры для большинства из числа испытанных типов ТРП чувствительны к такого рода воздействию. Направление изменения этих свойств при такого рода воздействии в основном определяется параметрами материала ТРП и скоростью удара частицы. Изменение оптических свойств поверхностей носит нелинейный характер, при малых величинах потоков его можно считать пропорциональным доле площади поверхности образца, поврежденной в результате взаимодействия с частицами. Определено, что наиболее устойчивыми являются ТРП на основе пластичных материалов – металлические и металл-полимерные, наименее устойчивыми – покрытия на стеклянной основе и со слоями красок. Показано, что механическое разрушение материала в последнем случае происходит в основном по поверхности адгезии и значительно возрастает при наличии скрытых локальных нарушений адгезионного слоя.

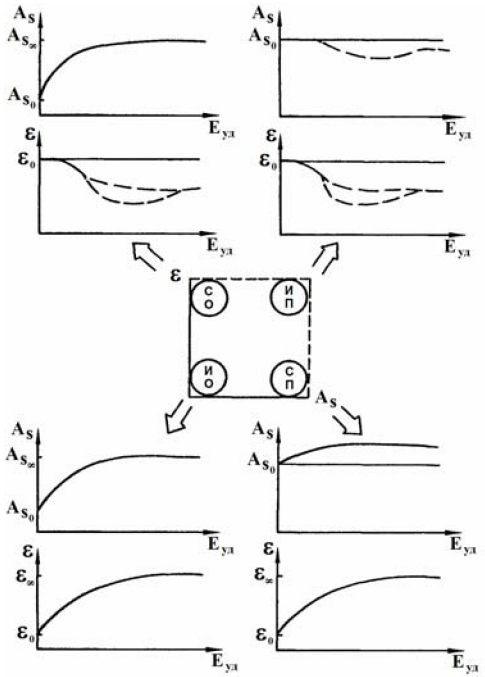


Рис. 10.26. Зависимость оптических параметров ТРП от удельной анергии потока частиц

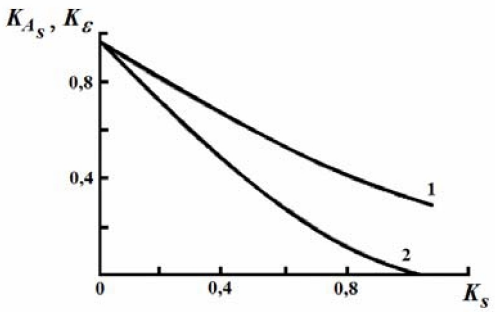


Рис. 10.27. Зависимость коэффициентов изменения оптических параметров ТРП (эмаль на Амг-6) от степени дефектности поверхности: I – K_{As} белой эмали, 2 – K_ε черной эмали

Следует отметить, что при увеличении уровня загрязнения ОКП мелкодисперсными частицами деградация оптических характеристик ТРП под их воздействием может превысить уровни деградации, обусловленные естественными факторами. Это говорит о необходимости учета влияния АЗ на внешние элементы систем при разработке перспективных КА, особенно с

длительным временем активного функционирования. Для этого требуются результаты не только лабораторных, но и натурных экспериментов, а также модель динамики АЗ ОКП и эволюции его компонентов. Наличие таких моделей в совокупности с результатами исследований по взаимодействию компонентов АЗ с конструкционными материалами КА позволит прогнозировать поведение элементов и систем КА при длительном функционировании в условиях роста уровня загрязнения и вести поиск средств и методов снижения темпов деградации функциональных параметров элементов систем. Рассмотренные и измеренные потоки частиц естественного (микрометеороидов) и искусственного происхождения (техногенных частиц), а также экспериментальные данные показывают увеличение коэффициента поглощения As приблизительно в 2 раза (при величине измеренного потока микрометеороидов, приведенного в [47]), то есть при $F = 0{,}25 \cdot 10^6$ м$^{-2}\cdot$с$^{-1}$ для частиц $\sim\varnothing 1 \div 3$ мкм. Согласно данным [48] за один год функционирования КА на 1м^2 его внешней поверхности может воздействовать поток частиц $\sim(0{,}05 \div 0{,}25)10^6$ м$^{-2}\cdot$с$^{-1}$ в зависимости от параметров орбиты, времени года и т.д., при котором As увеличивается $\sim$ в $1{,}5 \div 2$ раза (рис. 10.27). Полученные в результате проведенных исследований результаты могут быть использованы при математическом моделировании процесса функционирования систем терморегулирования для решения задач анализа влияния микрометеороидных и техногенных частиц околоземного космического пространства на нарушение теплового режима КА.

10.4.2. Взаимодействие частиц с высокотемпературными тепловыми трубами

В процессе длительной эксплуатации космических аппаратов (КА) его элементы конструкции подвергаются воздействию факторов космического пространства.

Для высокотемпературных тепловых труб (ТТ), как важных элементов конструкции КА или какой-либо энергетической установки, наибольшую опасность представляют пылевые частицы (техногенные частицы, микрометеориты), мелкая фракция которых вызывает изменение оптических характеристик, а более крупная фракция – разгерметизацию ТТ с последующим выходом теплоносителя в открытое пространство. Такие случаи представляются наиболее опасными в связи с загрязнением окружающей среды, например литием или натрием.

В работе рассмотрены вопросы диагностики характеристик ТТ (контроль эксплуатационной герметичности и излучаемой мощности), а также модели взаимодействия высокоскоростной частицы с МДМП – структурой, являющейся частью стенки ТТ (рис. 10.28). Проведены эксперименты по моделированию высокоскоростного взаимодействия частиц с ТТ с помощью различных типов ускорителей.

При высокоскоростном взаимодействии частицы со стенкой ТТ может произойти пробой МДМП – структуры в результате которого ток утечки увеличивается на время закорачивания. Напряжение, подаваемое на структуру, восстанавливает ее, при этом устанавливается факт регистрации частицы. Если в результате повреждающего воздействия частицы на стенку ТТ произойдет ее разгерметизация, то это вызовет отклонение температуры стенки, а значит и температуры диэлектрика.

С учетом зависимости тока утечки для конкретного диэлектрика (например, Al_2O_3) от температуры, а также его временной зависимости можно производить диагностику характера повреждающего взаимодействия, а также иметь информацию о параметрах частицы. в соответствии с эквивалентной электрической схемой ТТ (рис. 10.29) получено выражение для сопротивления канала пробоя МДМ-структуры в виде:

$$R_x = \frac{1}{2}\left[\frac{3U^a_{пр}R_{огр}R_д}{UR_д - (R_д - R_{огр})U^a_{пр}} - \frac{U^б_{пр}R_{огр}R_д}{UR_д - (R_д - R_{огр})U^б_{пр}} - R_{чп}\right],$$

где U – опорное напряжение, $R_д$ – сопротивление диэлектрика, R – ограничивающее сопротивление, $R_{чп}$ – сопротивление чернотного покрытия – априори известные величины, $U^a_{пр}$, $U^б_{пр}$ –напряжения, определяемые во время пробоя с двух точек измерения а и б (рис. 10.28).

При остывании ТТ в результате ее разгерметизации и выхода теплоносителя в окружающее пространство по изменению сопротивления резистивного слоя чернотного покрытия можно определить усредненную по поверхности ТТ изучаемую мощность. Расчет мощности излучения производится по формуле Стефана-Больцмана.

Зависимости мощности излучения от величины тока для двух материалов приведены в табл. 10.4.

Таблица 10.4

Зависимость мощности излучения от силы тока

T, °K	Q, Вт	Хромид лантана (предел измерения 1000 Ом)	Манганат лантана (предел измерения 20 Ом)
		I, мкА	I, мкА
700	468	63,7	48
800	798	50,6	51
900	1278	42,9	54
1000	1949	38,0	60
1100	2854	34,7	68
1200	3602	30,6	76

Рассмотрим модели взаимодействия высокоскоростной частицы с МДМ-структурой, являющейся частью стенки ТТ:

1. Образование кратера на внешней поверхности стенки ТТ (чернотного покрытия) без повреждения диэлектрика и внутренней металлической стенки.
2. Образование кратера в чернотном покрытии и диэлектрике без замыкания МДМ-структуры.
3. Образование кратера в МДМ-структуре с ее механическим замыканием без разгерметизации ТТ.
4. Сквозной пробой стенки ТТ с образованием отверстия.

Первые три вида воздействия не приводят к нарушению режима работы ТТ.

Первые два случая менее важны с точки зрения эксплуатации трубы в натурных условиях, чем случай механического пробоя стенки ТТ.

Через образовавшееся отверстие происходит истечение теплоносителя, находящегося в жидком и газообразном виде. Предположим, что после пробивания стенки ТТ через время τ (время прохождения частицы через стенку ТТ) замкнутая МДП-структура восстановится.

Из-за разности давлений теплоноситель в виде пара натрия (или жидкости) устремляется в образовавшееся отверстие. При этом необходимы следующие предположения:

1. Истечение пара происходит без конденсации его на стенках канала, так что МДМ-структура не закорачивается.
2. Истечение пара происходит до полного израсходования массы теплоносителя.
3. Тепловая труба остывает после истечения теплоносителя вследствие уменьшения теплоотдачи от источника тепла.

В соответствии с принятой моделью можно получить уравнение, связывающее время $\tau_и$ истечения теплоносителя и плотности отверстия $S_{отв}$ сечения отверстия:

$$t_И = \frac{M}{j \times S_{отв}}, \tag{10.6}$$

где M – масса теплоносителя, j – плотность потока пара. Если сечение отверстия принять равным $S_{отв}=10^{-2}$ см^2, то $t_u \geq 2$ часа.

Оценим время остывания ТТ после истечения теплоносителя, считая поток от источника теплоты q=0. Тогда уравнение, описывающее остывание ТТ будет иметь вид:

$$\frac{dcmT}{dt} = -\delta T^4 S, \tag{10.7}$$

где C – средняя теплоемкость стенки ТТ из ниобия, m – масса ниобия, S – площадь боковой поверхности. Начальное условие для уравнения (10.7)

имеет вид: при t=0, T=1150 К. Интегрированием (10.7), получим зависимость температуры остывания стенки ТТ:

$$T(t) = \frac{T_0}{\sqrt[3]{1+\frac{3t}{t_0}}}, \qquad (10.8)$$

где $t_0 = \frac{cmT_0}{\delta T_0^4 S}$ – характерное время остывания.

При остывании ТТ (рис. 10.30, рис. 10.31) сопротивления $R_{чп}$ чернотного покрытия и $R_д$ диэлектрика (рис. 10.30) увеличиваются. На рис. 10.32 представлены экспериментальные зависимости токов проводимости $I_{чп}$ и $I_д$ диэлектрического и чернотного покрытия модели тепловой трубы как функции температуры.

Так как динамика изменения температуры во время истечения пара(T=T_0=*const*) и после истечения различны и $t_и$>>t_0, то по скорости изменения тока проводимости (утечки) МДМ-структуры от времени $\frac{dI_д}{dt}$, можно зафиксировать момент израсходования массы теплоносителя.

Начало процесса истечения определяется по факту замыкания-восстановления МДМ-структуры, а величина $S_{отв}$ оценивается по формуле (10.6).

Зная размер отверстия и используя модели сквозного пробивания тонких преград в виде МДМ-структуры, с учетом системы обработки определяются параметры высокоскоростной частицы.

Если истечение пара будет происходить с конденсацией на стенках канала отверстия, то этот процесс можно контролировать с помощью выжигания проводящей перемычки. Момент полного израсходования массы теплоносителя определяется по моменту исчезновения перемычки в отверстии стенки ТТ.

В этой модели также остается вероятность неполного истечения массы теплоносителя.

Третья модель предполагает затекание жидкого натрия из фитиля ТТ в образовавшееся отверстие. В этом случае возможна ситуация, при которой потребуются несколько большие пробивные напряжения для восстановления МДМ-структуры. Зная величину пробивного напряжения, с учетом соответствующей модели образования проводящей перемычки, можно идентифицировать нарушение герметичности ТТ вследствие ее пробоя, а также восстановить информацию о размере отверстия.

Рассчитаем сопротивление диэлектрика МДМ-структуры в рабочем режиме функционирования ТТ (T=*900 °C*). исходя из зависимости температуры ТТ по длине Z трубы T=$T(Z)$, удельной проводимости от температуры δ=$\delta(T)$, суммарную проводимость всей ТТ определим из соотношения:

$$G = \frac{2\pi r}{h}\int_0^h \delta(Z)dZ\,, \qquad (10.9)$$

где r – радиус трубы, h – толщина диэлектрика ($h<<T$). С учетом выше указанных зависимостей соотношение (10.8) преобразуется к виду:

$$G = \frac{2\pi r}{h}\int_{T_0}^{T} \frac{\delta(Z)dZ}{dT}dT\,.$$

Если $\delta=const=\delta_0$ то:

$$G = \frac{2\pi r l \delta_0}{h}$$

или

$$R = \frac{1}{G}.$$

Оценим мощность электрической энергии, необходимой для выжигания закорачивающей перемычки:

$$P = \left(\frac{E}{R_{K.З.} + R_H}\right)^2 R_{K.З.},$$

где R_H – сопротивление нагрузки, $R_{K.З.}$ – сопротивление короткозамкнутой перемычки.

Для испарения массы m теплоносителя необходима энергия:

$$Eucn=cm(Tucn-T)+qm,$$

где C – массовая теплоемкость, q – теплота парообразования.

Эксперименты по пробиванию стенки ТТ в виде МДМ-структуры проводились с помощью электромагнитного ускорителя частицами в форме проводников ∅0,2 мм и l=3мм. Для тепловой трубы, имеющей стенку из ниобия толщиной 0,3 мм и слой диэлектрика из окиси алюминия толщиной 0.1 мм с нанесенным на него чернотным покрытием h=0,1 мм из шпинели определена для частицы указанных размеров пробиваемая скорость, составляющая ~5,3 км/с. На рис. 10.33 показаны случаи образования кратера (слева) и сквозного пробивания (справа). Наблюдается откол чернотного покрытия на значительной площади при выходе волны разгрузки на поверхность ТТ. Для стенки ТТ, нагретой до $T=900$ °C предельное значение пробиваемой скорости частицы уменьшается до 4,8 км·с$^{-1}$.

Влияние потоков мелкодисперсных частиц на оптические характеристики ТТ экспериментально изучено с помощью ускорителя взрывного типа [46], а также электростатического ускорителя в диапазоне масс $5\cdot10^{-9}\div10^{-13}$ грамм [45]. Материал частиц: графит, сажа, Al_2O_3, Al, TiC, Fe, W. Диапазон частиц по скоростям – 1,5÷8 км·с$^{-1}$. Величина плотности потока частиц в экспериментах с взрывным ускорителем находилась в пределах 0,1÷0,65 г·м$^{-2}$. В экспериментах с электростатическим ускорителем суммарная величина плотности потока частиц имела такую же величину. Результаты экспериментов показывают, что коэффициент поглощения As значительно увеличивается с

0,15 до 0,43÷0,6, а коэффициент черноты Е изменяется незначительно с 0,9 до 0,92. В экспериментах в качестве чернотных покрытий на ТТ использовались манганит лантана, хромид лантана и шпинель.

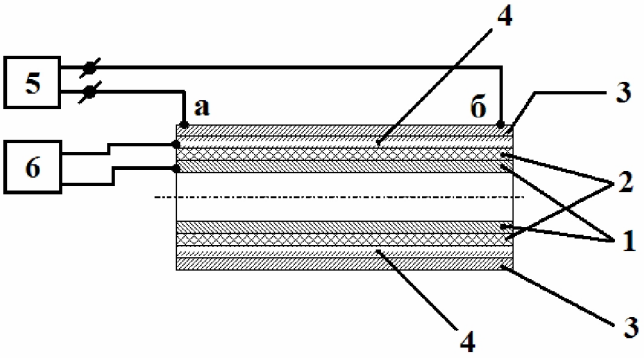


Рис. 10.28. Схематическое изображение тепловой трубы (ТТ)
1 – стенка ТТ (толщина 0,3÷0,5мм, Nb), 2 – диэлектрик(Al_2O_3)-толщина 0,1мм, 3 – чернотное покрытие(манганит лантана), толщина 0,1мм, 4 – металлическая пленка (обкладка структуры металл-диэлектрик-металл, толщина 0,05мм), 5 – измеритель мощности излучения, 6 – устройство контроля эксплуатационной герметичности, 1 – 4 – в общем случае МДМП– структура.

Теоретическое и экспериментальное исследования характеристик тепловой трубы в условиях воздействия высокоскоростных частиц позволяет сделать следующие выводы:

1. Коэффициент поглощения As значительно увеличивается с 0,15 до 0,6 при воздействии потока частиц 0,1÷0,65 $г \cdot м^{-2}$, эквивалентного воздействию частиц с массами $10^{-12} \div 10^{-9}$ грамм и скоростями 1÷30 $км \cdot с^{-1}$ в космических условиях в течении времени, приблизительно равного 3÷3,5 года. Расчеты проведены в соответствии с [45].
2. Проведенные исследования показывают возможность контроля герметичности и излучаемой мощности ТТ в представлении ее как распределенной RC-структуры путем измерения токов проводимости чернотного покрытия и МДМ-структуры и указывают на перспективы практического использования рассматриваемых методов контроля в натурных условиях.
3. Разработаны измерители излучаемой мощности и эксплуатационной герметичности ТТ.

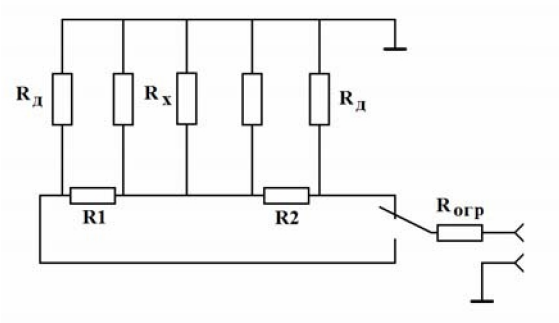


Рис. 10.29. Электрическая модель пробоя МДМ-структуры

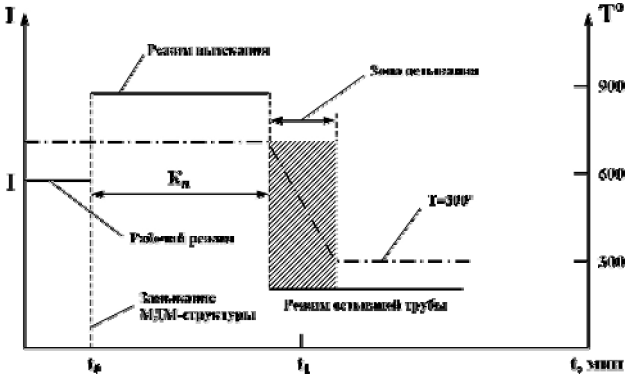


Рис. 10.30. Модель остывания ТТ с замкнутой МДМ-структурой

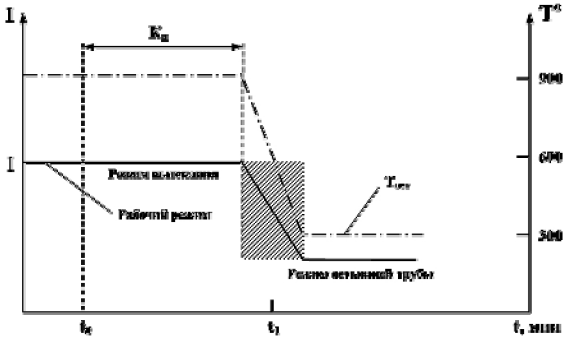


Рис. 10.31. Модель остывания ТТ с разомкнутой МДМ-структурой

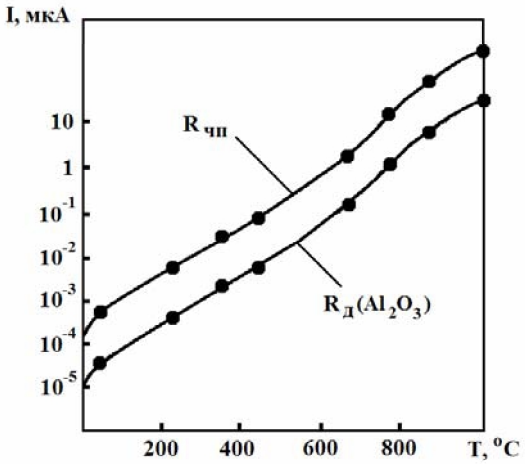


Рис. 10.32. Зависимости тока проводимости чернотного и диэлектрического покрытия

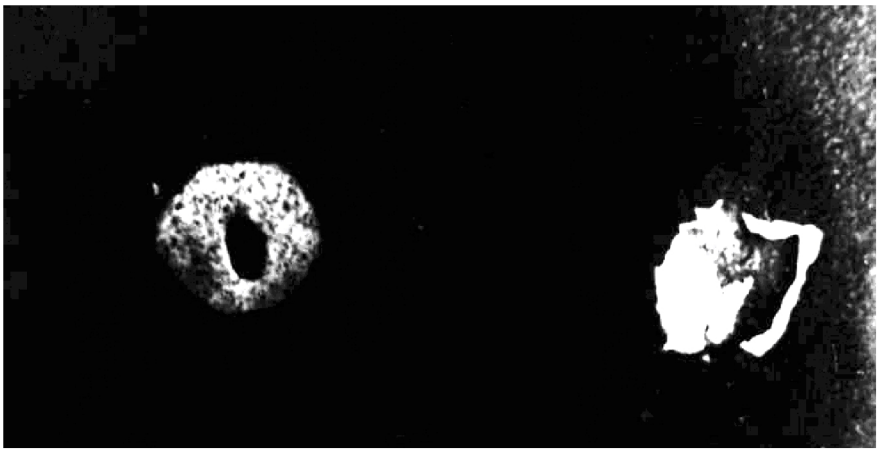


Рис. 10.33. Случаи образования кратера (слева) и сквозного пробивания (справа)

10.4.3. Взаимодействие частиц с оптическими элементами

Вопросы оценки последствий воздействия на оптические элементы систем космических аппаратов возможных загрязнений на орбите имеют важное значение при длительных полетах.

Известны методы оценки воздействия высокоскоростных потоков частиц на оптические системы (ОС) и методы экспериментальных исследований [49].

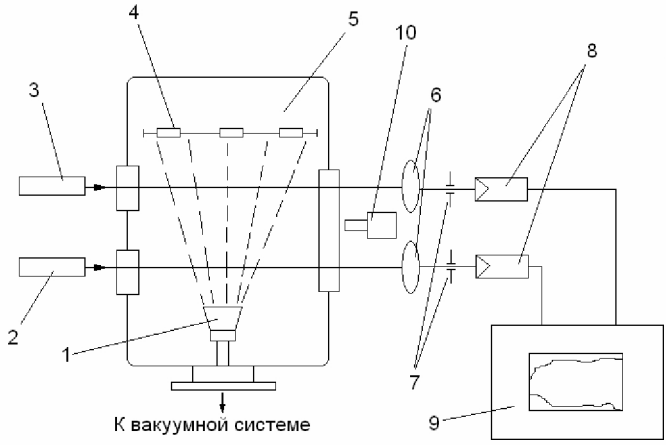


Рис. 10.34. Схема установки
1 – генератор; 2, 3 – лазер ЛГ-79-2; 4 – блок мишеней; 5 – барокамера; 6 – фокусирующая система; 7 – диафрагма; 8 – ФЭУ-71; 9 – осциллограф G8-I7; 10 – скоростная кинокамера СКС-I-М

Кроме микрометеороидных и техногенных частиц на оптические элементы воздействуют пылевые и газовые частицы – продукты сгорания ракетных топлив [49].

На рис. 10.34 приведена схема установки для моделирования продуктов сгорания ракетных топлив. Установка включает в себя рабочую камеру объемом 3 м^3 с остаточным давлением 10^{-2} – 10^{-3} мм.рт.ст. и измерительную аппаратуру. Сжигание топлив производилось в генераторе, работающем на принципе реактивного двигателя и позволяющего в широком диапазоне варьировать скорость истечения продуктов сгорания. В качестве добавок использовались порошки алюминия, никеля, титана и кремния. Авторами [49] были использованы следующие материалы: кварцевое стекло видимого (КВ) и инфракрасного (ИК) диапазонов длин волн, используемое в качестве защитных окон, призм и других оптических деталей, работающих на длинах волн
0,25-4 мкм и требующих низкого коэффициента линейного расширения, высокой термостойкости.

Измерение спектрального пропускания оптических элементов (ОЭ) в видимой области проводилось с помощью спектрофотометра (модель 225). Пропускание определялось для каждого оптического элемента до и после воздействия на него потока частиц и вычислялось по формуле:

$$T_\lambda = \frac{I_0}{I_1} \times 100\%,$$

где I_0 – интенсивность пропускаемого чистым ОЭ излучения данной длины волны, I_1 – интенсивность излучения, прошедшего через ОЭ после экспонирования.

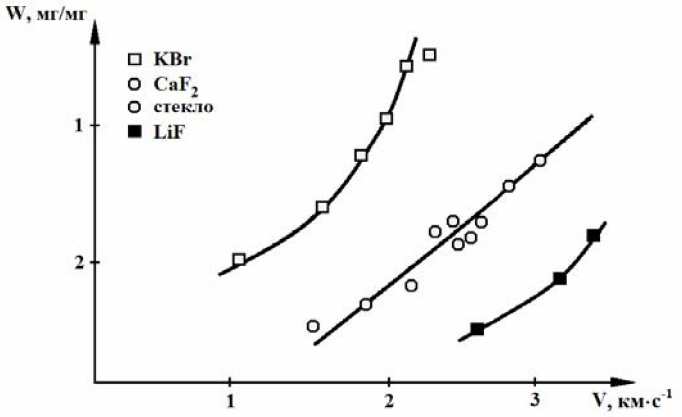


Рис. 10.35. Влияние скорости потока частиц на эрозию оптических материалов

В представлении результатов также использовалась величина:

$$K_{осл} = (1 - T_{\lambda}) = \frac{I_0 - I_1}{I_1} \times 100\%,$$

определяющая потери излучения данной длины волны, обусловленные эрозионно-адгезионным взаимодействием частиц с поверхностью частиц с поверхностью ОЭ. При взаимодействии с ОЭ частицы могут прилипать к поверхности (при V < 1 км/с) за счет сил адгезии. При высоких скоростях соударения (V > 2-3 км/с) происходит эрозия как одна из форм разрушения материалов. Наиболее важными параметрами, определяющими эрозию, являются: скорость, размер и форма частиц. Эффективность эрозионного воздействия на ОЭ заключается в ослаблении светового потока за счет диффузионного рассеяния на трещинах, кратерах и т.д. На рис. 10.35 приведена экспериментальная зависимость эрозии ОЭ от скорости частицы.

Величина эрозии выражена как:

$$W = \frac{m_y}{m_в} [мг/мг],$$

где m_y и $m_в$ – масса вещества, унесенного с поверхности образца и масса воздействующего вещества.

Экспериментальные данные на рис. 10.35 аппроксимировались зависимостью:

$$W = K_0 \times V^3,$$

где K_0 – коэффициент, зависящий от механических свойств материала, размера частиц и т.д. Как видно из рис. 10.35 материал KBr наименее стоек к эрозии, чем CaF_2 или стекло КВ, а LiF является наиболее эрозионностойким.

На рис. 10.36 показана зависимость коэффициента ослабления $K_{осл}$ от скорости потока частиц. Зависимость имеет минимум в области скоростей ~ 1 км/с, что обуславливает переход от адгезионного к эрозионному воздействию. Авторами использованы продукты сгорания алюминизированного топлива.

Одним из важных параметров частиц, влияющих на характеристики ОЭ является плотность потока, его масса, отнесенная к единице площади поверхности образца. Чем больше число частиц взаимодействует с поверхностью, тем больше на ней образуется дефектов, изменяющих спектральное пропускание ОЭ.

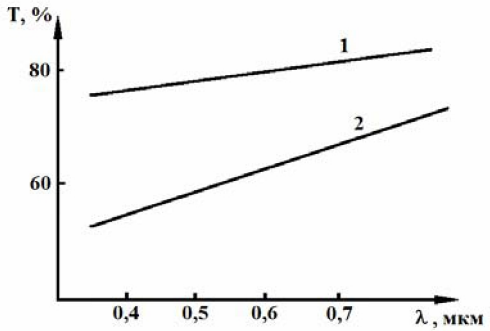


Рис. 10.36. Влияние скорости частил на изменение пропускания 03 в ИК-области

На рис. 10.37 приведены кривые спектрального пропускания образцов ОЭ в видимой области длин волн при двух разных плотностях потока. Пропускание увеличивается при увеличении длины потока. Пропускание увеличивается при увеличении длины волны проходящего излучения. Рост пропускания образца с ростом длины волны обусловлен спецификой поглощения и рассеивания излучения частицами и дифракции излучения на их краях. Чем выше длина волны излучения, тем меньше влияние частиц и дефектов на изменение спектрального пропускания ОЭ. На рис. 10.37 наблюдается различие в наклоне кривых, обусловленное вышеприведенными факторами.

Исследование стекол типа КУ, КВ проводилось с помощью ускорителя взрывного типа, схема которого представлена на рис. 10.38. В экспериментах использовались частицы из вольфрама, алюминия и карбида титана. Размеры и скорости частиц составляли 5 мкм и 1 – 6 км/с соответственно.

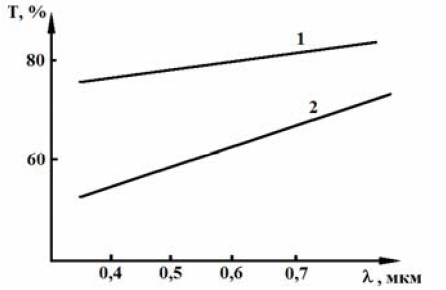


Рис. 10.37. Спектральное пропускание образцов кварца:
1, 2 – соответственно m_{SB}~0,2 и ~0,3 мг/см^2

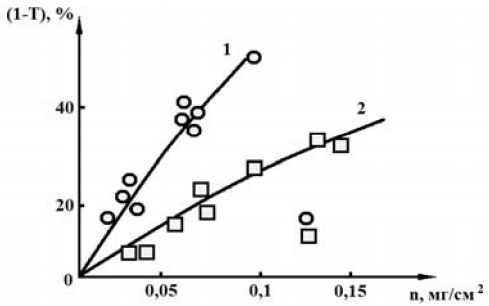


Рис. 10.38. Зависимость изменения пропускания ОЭ от плотности воздействующего потока в видимой (λ=0,4 мкм) и ближней ИК-области (λ=3 мкм): 1, 2 – соответственно λ= 0,4 и 3 мкм

С помощью взрывного ускорителя исследовались стекла типа КУ, КВ. Материл облучаемых частиц – вольфрам (W), алюминий (Al) и TiC. Размеры частиц – 5 мкм. Величина плотности потока составляла от 0,1 до 0,65 г/м^2. На рис. 10.39, рис. 10.40, рис. 10.41, изображены зависимости коэффициента ослабления от плотности потока для случаев воздействия на образец частиц W, Al и TiC. Наиболее высокие значения коэффициента ослабления $K_{осл}$ в случае воздействия частицами из алюминия. Зависимости, представленные на рис. 10.39 имеют более слабый характер.

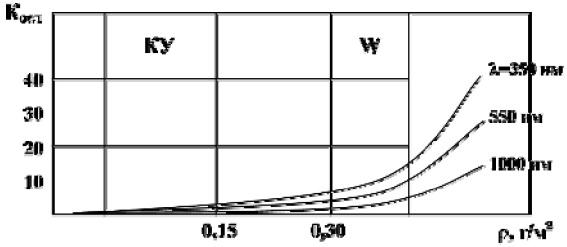


Рис. 10.39. Зависимость коэффициента ослабления от плотности потока частиц

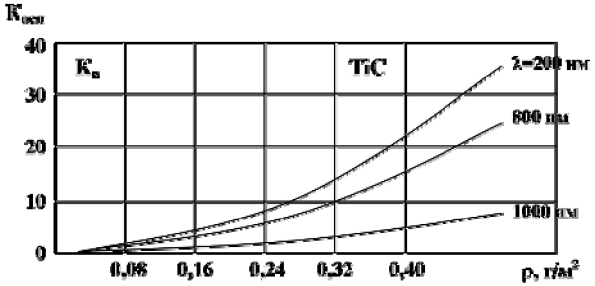


Рис. 10.40. Зависимость коэффициента ослабления от плотности потока частиц

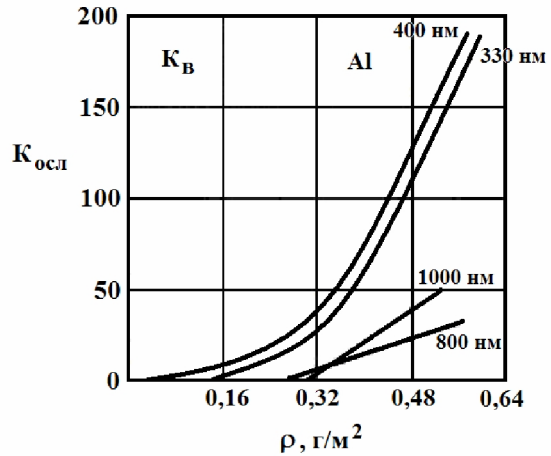


Рис. 10.41. Зависимость коэффициента ослабления от плотности потока частиц

10.4.4. Взаимодействие частиц с фотоэлектрическими преобразователями

Одним из факторов, оказывающих влияние на ресурс солнечных батарей (СБ) космических аппаратов (КА) является воздействие микрометеороидных и техногенных частиц. Современная точка зрения взаимодействия твердых частиц основана на модели механического разрушения (или эрозии) защитных стекол, нанесенных на поверхности солнечных элементов (СЭ). При этом принимается, что потери мощности обусловлены ослаблением светового потока и увеличением площади пораженной поверхности. Однако в [49] была высказана гипотеза о возможности аномально высокой деградации СБ, при которой потери мощности могут на несколько порядков величины превышать площадь поражения. Причиной потерь является не ослабление

светового потока, а шунтирование солнечного элемента в месте удара частицы. Согласно [49] шунтирование возникает в результате необратимых структурных изменений, происходящих при плавлении-рекристаллизации области полупроводника в мощной ударной волне, распространяющейся от эпицентра удара. В [49] приводятся результаты экспериментов, которые показывают эффект шунтирования (скачкообразное изменение сопротивления СЭ), приводящий к аномально высоким потерям мощности СБ.

Анализ результатов экспериментов позволяет выделить следующие основные механизмы, определяющие деградацию ОЭ:

1. Ухудшение оптических характеристик, в частности коэффициента пропускания солнечного излучения ($\tau_{зп}$) защитных покрытий ОЭ под действием потока частиц. Снижение $\tau_{зп}$ приводит к уменьшению количества генерируемых носителей заряда и соответственно к уменьшению тока короткого замыкания $J_{кз}$.

2. Образование различных дефектов в полупроводниковой структуре ОЭ под действием потока частиц, приводящих к нарушению структуры p-n перехода, что ведет к уменьшению длины свободного пробега неосновных носителей заряда. В целом это приводит к деградации вольт-амперной характеристики ОЭ.

3. Образование механических повреждений в контактных элементах ОЭ, приводящих к увеличению последовательного сопротивления ОЭ.

4. Осаждение проводящих частиц на поверхности ОЭ, приводящие к изменению шунтирующего сопротивления.

Анализ поверхностей показал, что в случае применения порошков из твердого материала, например W, наблюдается сквозной пролет частиц через просветляющие покрытия и закорачивание проводящими частицами p-n перехода элемента СБ.

Электронно-оптические и микрозондовые воздействия показывают, что при воздействии на образцы потока частиц W 80-90% поверхности ОЭ полностью деформировано с размером кратеров около 10 мкм. В эксперименте измерялись вольт-амперные и спектральные характеристики, проводился анализ поверхностей ОЭ. Результаты исследований представлены в виде графиков (рис. 10.42, рис. 10.43, рис. 10.44, рис. 10.45).

В [49] представлены результаты экспериментальных исследований взаимодействия потоков продуктов сгорания металлизированных ракетных топлив на элементы СБ. Высокоскоростной поток частиц создавался с помощью генератора, работающего на принципе реактивного двигателя. Разгон продуктов сгорания осуществлялся в сверхзвуковом сопле. Данный способ генерации позволяет при введении в топливо порошков различных химических элементов получать потоки частиц разной плотности, концентрации.

Диапазон изменения скоростей частиц может составлять от 100 м/с до 3,5 км/с. В исследуемых составах в качестве добавок использовались порош-

ки алюминия, никеля, титана и кремния. Рабочие составы и их основные характеристики приведены в Таблица 10.5.

В экспериментах использовались однотипные сдвоенные ячейки солнечных батарей (СБ) с площадью 9,5 см^2. За основной функциональный параметр принималась полная интегральная мощность СБ, определяемая по вольт-амперной характеристике.

Для каждого из составов была экспериментально установлена зависимость изменения мощности от поверхностной плотности потока частиц продуктов сгорания. Как видно из полученных данных, частицы разной природы имеют различную повреждающую способность. Она максимальна для легких частиц ЭС-5 с добавкой кремния и минимальна для твёрдых частиц никеля (состава ЭС2).

Таблица 10.5

Рабочие составы и их основные характеристики

Материал	ЭС1	ЭС2	ЭС3	ЭС4	ЭС5
Добавки	Al	Ni	Ti	Ti	Si
Состав частиц	Al_2O_3	Ni	Ti_2O_3	Ti_2O_3 TiC	SiO_2 SiC
Средняя плотность частиц, г/см^3	3,7	8,9	4,6	4,8	2,7
Температура горения, К	2766	1767	2966	2889	2300

Общая картина повреждений складывается из совокупности следующих дефектов: отпечаток от внедрения частицы (соответствующей формы и размера), радиальные и концентрические трещины, образующие зону, в десятки раз превышающую по площади отпечаток, зоны механического разрушения, обрамляющий его в 4-5 раз больший по размеру, но подобный ему по форме отпечаток; отслоение желатиново-клеевой оболочки, образуемое от границы концентрических трещин и имеющее форму кольцевой «кляксы»; оголения желатиново-клеевой подложки за счёт уноса измельчённого, разрушенного покрытия. Каждый из этих эффектов оказывает различное влияние на изменение функциональных параметров СБ в большей или меньшей степени. Так, отпечаток или сама частица, экранирует поверхность, почти полностью поглощая приходящее излучение. Зона механического разрушения, состоящая из неправильной формы осколков покрытия, частично поглощает и отражает. Отслоение же подложки от желатинового подслоя и трещины эффектов поглощения или отражения (при нормальном падении излучения) практически не создают.

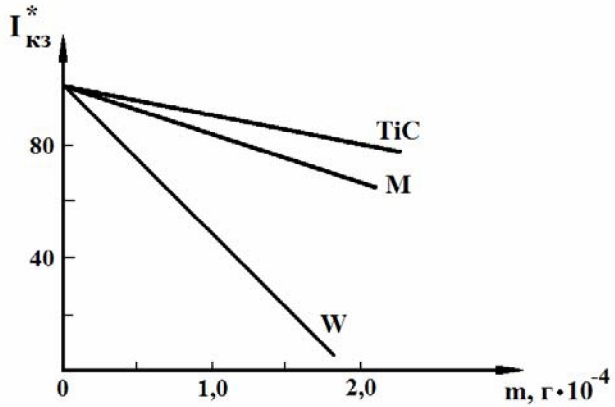


Рис. 10.42. Зависимость тока короткого замыкания элемента СБ от величины потока МДЧ

Аппроксимация проводилась с использованием зависимости:

$$KI_{КЗ} = 1 - e^{-Am_{нп}},$$

$$KI_{КЗ} = \frac{I_{кз0} - I_{кзВ}}{I_{кз0}},$$

где $I_{кзВ}$ – ток короткого замыкания обработанного образца; $I_{кз0}$ – ток короткого замыкания исходного образца; $m_{нп}$ – приведённая масса напылёного покрытия; А – коэффициент аппроксимации, определяемый методом наименьших квадратов.

Наиболее опасными значениями параметров потоков являются частицы от 2 до 50 мкм, частицы с низкой плотностью, частицы, движущиеся с высокой скоростью. При этом поток таких частиц с приведённой плотностью 0,04 мг/см^2 при скорости встречи с СБ, равной 2-3 км·с$^{-1}$ уменьшает её мощность на 50%, а поток с плотностью 0,1 мг/см^2, при той же скорости уменьшает мощность на 80%.

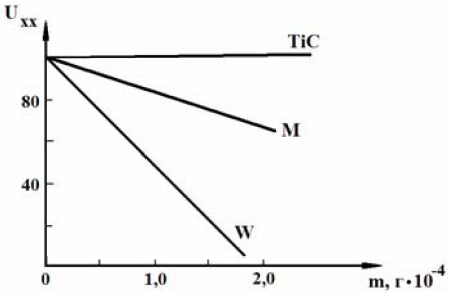


Рис. 10.43. Зависимость напряжения холостого хода элемента СБ от потока МДЧ

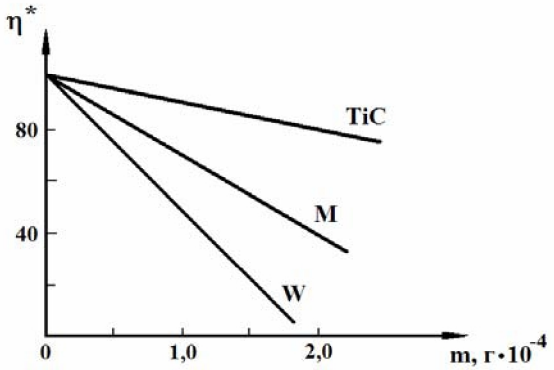


Рис. 10.44. Зависимость относительного коэффициента полезного действия солнечного элемента от потока МДЧ

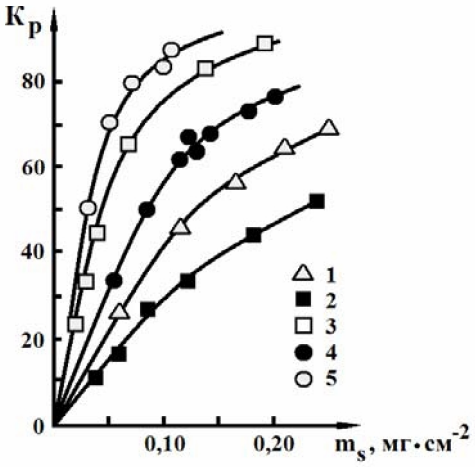


Рис. 10.45. Зависимость изменения мощности СБ от приведенной плотности взаимодействующего потока
1 – ЭС-1 (Al), 2 – ЭС-2 (Ni), 3 – ЭС-3 (Ti), 4 – ЭС-4 (Ti), 5 – ЭС-5 (Si)

10.4.5. Взаимодействие частиц с многослойными пленочными структурами

Многослойные структуры (защитные экраны, электровакуумные теплоизоляция) нашли практическое применение в различных прикладных задачах, в том числе как элементы защиты аппаратуры, расположенной на по-

верхности КА, от воздействия частиц космической среды и микрометеоритов [50]. В связи с длительной эксплуатацией международной космической станции проблема её защиты становится более отстрой. В настоящее время в печати появилось много теоретических и экспериментальных работ по исследованию защитных экранов [51].

Как правило, большую часть поверхностных модулей КА покрывают электровакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ), представляющей собой многослойную плёночную структуру из металлических (AL) и диэлектрических плёнок толщиной 20-30 мкм. Однако, их набор может содержать 50-70 слоёв. При взаимодействии высокоскоростной частицы с такими плёночными преградами, прилегающими к сплошной стенке КА, наблюдается сложная динамическая картина распространения удара (падающих и отражённых волн), расчёты глубины и диаметра отверстия (кратера) не дают надёжных результатов. В табл. 10.6 и 10.7 приведены зависимости числа пробиваемых слоев ЭВТИ от параметров частиц.

Таблица 10.6

Зависимости числа пробиваемых слоев ЭВТИ от параметров частиц

Схема эксперимента	Размер частиц	Число пробиваемых слоев
4	200	50
4	150	35
4	100	20
6	200	30+Al
6	150	30+Al
6	100	20

Таблица 10.7

Зависимости числа пробиваемых слоев ЭВТИ от параметров частиц

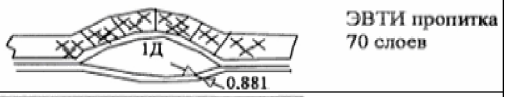
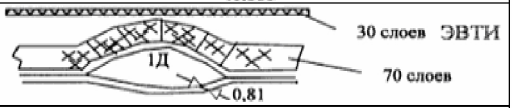
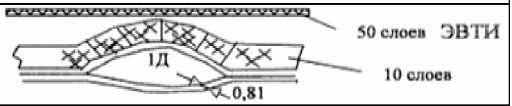
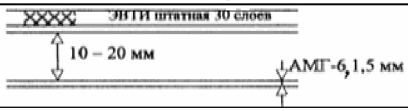
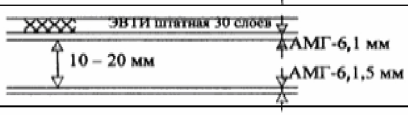
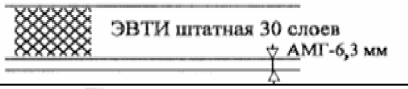
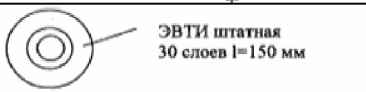
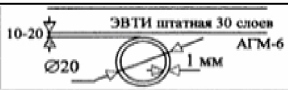
Ускоритель взрывного типа			
Схема эксперимента	**Размер частиц**	**Число пробиваемых слоев**	**Скорость частиц**
6	50	7	2,5
6	25	5	2,5
6	5	не пробивается	2,5
6	50	12	4,5
6	25	7	4,5
6	5	не пробивается	4,5

В [52, 53] приведены эксперименты с многослойными структурами (МДМ–МДМП). В табл. 10.8 представлены эскизы образцов ЭВТИ.

Из экспериментов следует, что уде при скорости 4,5 км·с$^{-1}$ частицы диаметром 200 мкм пробивает 55 слоёв ЭВТИ или 20 слоёв и часть алюминиевого сплошного экрана. Частицы диаметром 5 мкм не пробивают ни одного слоя ЭВТИ.

Таблица 10.8

Схема эксперимента

N констр.	Число эксперим.	Эскиз образца.
1		
2		
3		
4	3	
5		
6	3	
7		
8		

10.5. Натурные испытания

10.5.1. Эксперименты по регистрации характеристик микрометеороидных и техногенных частиц

Эксперименты LDEF по сбору космической пыли на больших площадях чувствительной поверхности проводятся на космических аппаратах с середины 80-х годов. В результате получены важные сведения о физико-химических характеристиках мелких частиц (<3 мкм), их пространственно-временном распределении, а также изучались различные компоненты окружающей среды (зодиакальное облако, бета-метеороиды, метеорные потоки,

межзвездная пыль и орбитальные осколки). В экспериментах использовались 6 детекторных панелей, расположенных по всем направлениям в пространстве. Приблизительно 60% детекторов имели высокую чувствительность к размеру частиц (толщина диэлектрика датчика составляла приблизительно 4 мкм). Остальные датчики имели более низкую чувствительность.

Данные экспериментов записывались на магнитную ленту и передавались на Землю по истечении 9-10 месяцев экспонирования.

Одной из наиболее важных задач было исследование пространственно-временных характеристик метеорных потоков. В связи с этим проводилось исследование ударных кратеров (их размеров и элементного состава материала внутри кратера). В одном из случаев анализа количества соударений зафиксирован 131 удар частиц в течение 2-х минут, что на 3 порядка превышает величины среднего значения потока, полученные в других экспериментах. Анализ химического состава остатков материала частицы в кратере сопряжен с проблемой загрязнения датчиков IDF. Решение этой проблемы позволяет проводить более достоверную идентификацию прохождения частицы (метеороиды и орбитальные осколки).

С этой целью использовались электронный микроскоп (SEM/EDS) и масс-спектрометр (SIMS), при этом в качестве мишени применялись ВЧ германиевые пластины. Проводилась идентификация больших кратеров (60, 71 и 180 мкм) на германиевых поверхностях.

Испытания в рамках LDEF показали, что поверхность образцов загрязнена щелочными разновидностями селикогенов. Поверхности датчиков состояли из золота (0,999%) и были гладкими. Проведенные эксперименты включают следующие исследования: стереоптический анализ, электронный и гамма-спектрометрический анализ внутренней полости кратера и окружающей области.

Датчики TDE используемые в экспериментах, выполнены в виде структуры металл-диэлектрик-полупроводник. Толщина диэлектрика (SiO_2) – 0,4-1 мкм, а оксида силикона 250 мкм.

Датчик включен в электрическую цепь. При пробое частицы возникает разряд, который регистрируется. Необходимо отметить, что возможно самопроизвольное закорачивание таких тонких структур, которое ошибочно может восприниматься как ударное воздействие. Некоторые результаты элементного анализа высокоскоростных частиц SIMS и SEM/EDS методами приведены в табл. 10.9. На рис. 10.46 показаны фотографии кратеров, полученных в результате воздействия частиц IDE детектором.

После 1-го года интенсивных исследований Исследовательская Группа по Космическим Частицам и Детектированию Микрометеороидного Воздействия (JSASS) предложила послеполётный анализ (ППА) космического летательного аппарата (КЛА) Институту по Изучению Экспериментального Беспилотного Летающего Объекта (ИЭБЛО).

КЛА представляет собой трёхосную устойчивую беспилотную платформу, направленную на Солнце. Она была выведена на орбиту 18 марта 1995 года третьим рейсом H-II и возвращена на Землю в декабре 1995 года Шатлом STS-72. Платформа двигалась по круговой орбите на высоте от 300-5000 км, под углом наклона в 28,5° и стала первым космическим объектом, который возвратился на Землю в Японии.

Таблица 10.9

Результаты элементного анализа высокоскоростных частиц SIMS и SEM/EDS

Взаимодействие	Диаметр кратера, мкм	Метод анализа	Относительный избыток элементов обнаруженных в кратере или зоне воронки	Примечания
Ge2A/6	7	SIMS	Al, K>Na, Mg, Si, Ca, Fe, Zn>Ti	
7	8	SIMS	C, Na, K, Ca>Mg, Al, Ni, Fe, Cu	
12	6	SIMS	Na, Mg, Si, K>Ca	(Na, K, Ca, Ti, Zn, Cu) ниже места удара
13	8	SIMS	Si>Na, Mg, Al, K, Fe	(C, Na, Al, Si, K, Ca>Fe) вблизи кратера
15	8	SIMS	Na, Mg, Fe	
17	71	EDS	Al, Si	Только в центре разрушенной зоны. Не замечено в SIMS
17	71	SIMS	Ca, Fe (только в зоне воронки)	(Na, Mg, Al, Si, K, Ca, Fe) вокруг места удара
18	17	SIMS	Si, Fe>Mg	(C, Na, Mg, Al, Si, K, Ca>Ti, Cr) в непосредственной близости
Ge2B/2	14	SIMS	Si>Na	(Na, Fe, Cu) около кратера. В EDS не наблюдалось
	6	SIMS	Na, Mg, Si>K, Al	В EDS не наблюдалось
	17	SIMS	Mg>Na	(Na, Mg, Fe>Si, K, Ca) вне области удара ½ области. В EDS не наблюдалось
	15	SIMS	Mg, Si>Na, K	Далеко от места удара
	60	EDS	Al, Si>Cu>Zn>S	Не анализировалась в SIMS
	15	SIMS	Na, Mg, Si, Ca, Fe>K	(Al, Si>Na, Mg, K, Ca, Fe, Zn>Ti, Cr) в области кратера. Не обнаружено в EDS
	22	SIMS	Na, Mg, Si>K	(Mg, Al, Si, K, Ca, Fe) вокруг места удара

Общая площадь внешней поверхности КЛА примерно около 150кв.м, а 4 основных больших поверхности цели ППА:

1. Устройство Многослойной Изоляции (МСИ), представляющее собой восьмиугольную конструкцию диаметром 4,46 м и высотой 1,46 м.
2. Открытый Летающий Объект (ОЛО), представляющий собой параллелепипедальную структуру, у которой на верхнюю часть размером 1,48 м на 1,48 м нанесен тефлон, покрытый серебром для лучшего излучения, а 4 боковых поверхности высотой 1,05 м покрыты алюминизированным каптоном МСИ.
3. Солнечная Многовибраторная Антенна-Лопасть длиной 24,4 м и шириной 2,36 м.
4. Двухмерная Развертываемая Высоковольтная Солнечная Антенна, представляющая собой треугольную конструкцию высотой 3,84 м и с основанием 3,62 м в развернутом состоянии.

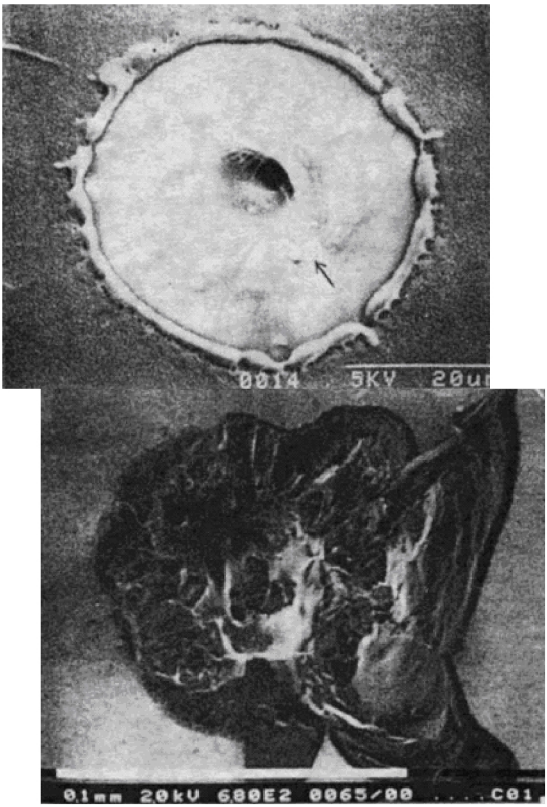


Рис. 10.46. Кратеры, полученные в результате воздействия частиц IDE детектором

Космический ЛА был возвращен на Землю 13 января 1996 года. STS-72 по истечении срока в 10 месяцев, когда он был выведен на орбиту H-II 18 марта 1995 года. Данный КЛА является первой беспилотной японской платформой многоразового использования для космических исследований и технологических экспериментов. К сожалению, солнечные антенны были отброшены, потому что не запирались. Корпус космического корабля представлял собой восьмиугольную конструкцию диаметром 4,46 м и высотой 30 м с общей площадью поверхности примерно 146 м^2.

Первый месяц миссии был посвящен инфракрасным астрономическим наблюдениям, поэтому корабль был инерционно ориентирован на Солнце для баланса миссии. Поверхностями для исследований являются алюминизированный МСИ, серебряные тефлоновые решетки и радиатор, покрытые алюминием поверхности, такие как зачищенные пластинки и внешние панели, примерно 25 м^2.

Первоначальное исследование 18 м^2 показало наличие 337 участков воздействия размером более 200 мкм, 3 самых больших кратера: кратер в 2,5 мм с размежеванием тефлона до 13,4 мм на тефлоновом покрытии алюминия телескопа; пробоина на границе МСИ вокруг защитного стекла телескопа с отверстием диаметром в 4,5 мм и царапинами на расстоянии более 20 мм, а также кратер на серебряном тефлоновом радиаторе.

Предварительные результаты хорошо согласуются с LDEF, EuReCa и Hubble существуют уникальные комбинации материалов, которые прежде не исследовались.

Регистрация космических частиц проводилась с помощью КА «ИКАС». «ИКАС» – инфракрасный астрономический спутник. Он работал в течение 10 месяцев в 1983 году на высоте 900 км и не поднимался выше этой отметки, работая в диапазоне от 8 до 120 мкм. Несколько проведенных исследований действительно доказали, что космические частицы можно обнаружить с помощью «ИКАС». «ИКАС» исследовал до 95% неба на четырех широких полосах частот, расположенных на 12, 25, 60 и 100 мкм, в течение 10-месячного периода 1993 года. «ИКАС» находился на солнечно-синхронной орбите, и прецессия с частотой примерно в 1 за день поддерживала его орбиту перпендикулярно вектору Земля-Солнце. Система контроля за высотой космического корабля позволяла оборудованию сканировать эклиптические широты маленькими кольцами с постоянной продолжительностью между 80 и 120. Тем не менее, большинство обзорных снимков были сделаны в пределах 6 на квадратуру. Также были сделаны 2 детектирующие антенны для каждой спектральной полосы частот. Таким образом, вторая антенна сканировала тот же самый участок неба, что и первая за 5-10 секунд до этого.

В феврале 1999 года была выведена на высоту 830 км космическая обсерватория ARGOS, на которой был установлен детектор космических частиц директор SPADUS, времяпролётного типа [54]. Он содержит две разне-

сённые в пространстве секции из матрицы поливиниловых пленок толщиной 6 мкм. Размеры каждой секции 6×6 см^2, а их количество равно 60. При пробое каких либо двух пленок частицей определялось ее время пролета, а, следовательно, скорость. Получены значения потоков частиц в зависимости от их размеров, а также распределение потоков частиц во времени (днях). На рис. 10.47 показан общий вид детектора. Данный детектор используется в настоящее время на КА Stardust в экспериментах по изучению кометы «Вилда-2».

Описываемый конденсаторный преобразователь использовался для измерения распределения частиц с размерами 1-100 мкм по скоростям на геостационарной орбите. Структурная схема прибора приведена на рис. 10.48. Измерения проводились на геостационарной орбите на двух российских спутниках связи «Горизонт – 41» в период с декабря 1993 по октябрь 1994 и «Горизонт – 43» в мае 1996 г. Преобразователь был включен в общую систему питания и хранения данных в составе аппаратуры «APIPE» и ориентировался вдоль вектора скорости спутника.

Преобразователь представлял собой два пленочных конденсаторных датчика на основе МДМ-структуры, расположенные на расстоянии 10 см друг от друга. Площадь окна детектора 230 см^2. Толщина МДМ-структуры была равна 20 мкм, что позволило регистрировать техногенные частицы и микрометеороиды размером более 3…5 мкм с диапазоном скоростей 0.2…70 км /с.

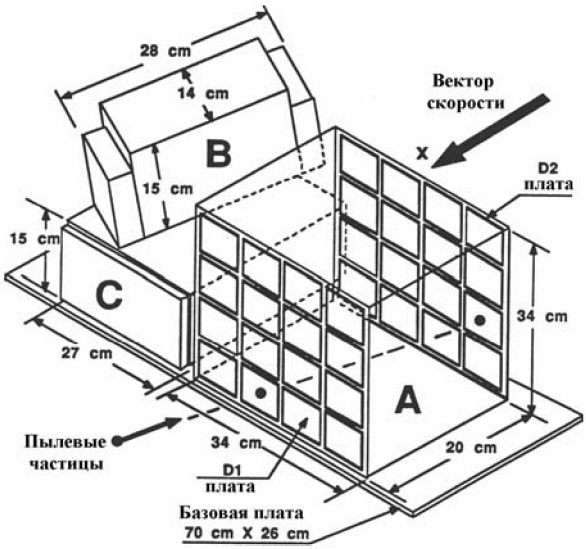


Рис. 10.47. Детектор космических частиц SPADUS

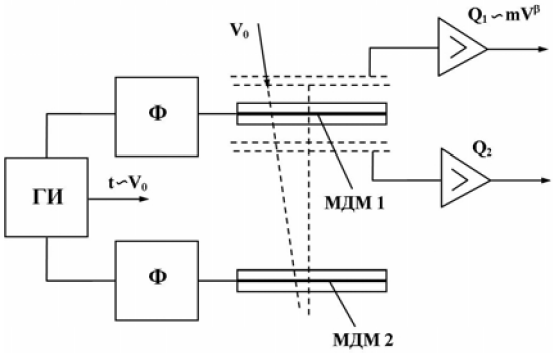


Рис. 10.48. Структурная схема ионизационно-конденсаторного преобразователя (ионизационные датчики установлены только в последнем варианте)

В связи с установкой прибора в состав уже отработанного модуля были введены ограничения на объем и вид информации с преобразователя, в результате чего использовалась упрощенная схема регистрации, фиксирующая только факт пробоя или ударного сжатия МДМ-структуры, без измерения параметров сигнала датчика. Поэтому при интерпретации результатов измерений рассматривались следующие варианты взаимодействия пылевой частицы с преобразователем:

1. Ударное сжатие в диэлектрике верхнего конденсаторного датчика при скоростях W<1.6 км/с.
2. Ударное сжатие в диэлектрике верхнего конденсаторного датчика частицы с размерами d<3-4 мкм и скоростями W>12км/с.
3. Пробивание двух конденсаторных датчиков в диапазонах скоростей 2км/с<V< 12км/с и V>12 км/с.

Результаты измерений приведены на рис. 10.49. На графике наблюдаются два максимума в распределении частиц в диапазоне скоростей V=1…6 км/с, которые интерпретируются как техногенные частицы космического мусора и микрометеороидные частицы – со скоростями V=20…25 км/с. В результате измерений получены следующие плотности потоков для микрометеороидных частиц $F_{\mu 1}=5.9\cdot10^{-5}$ 1/м^2·с, $F_{\mu 2}=1.2\cdot10^{-4}$ 1/м^2·с и общий поток $F_{totl}=1.2\cdot10^{-4}$ 1/м^2·с, $F_{tot2}=1.1\cdot10^{-3}$ 1/м^2·с, т.е. при вторых измерениях зарегистрировано повышение концентрации пылевых частиц приблизительно на порядок. К сожалению можно отметить малый временной промежуток измерений, выполненных вторым прибором и как следствие слабую статистику наблюдений. Полученные результаты были доложены на международных конференциях [55, 56].

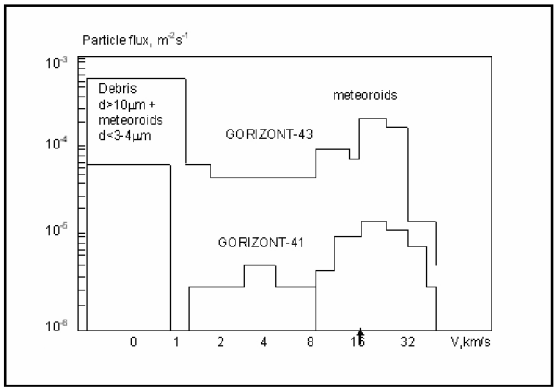


Рис. 10.49. Результаты экспериментальных исследований на геостационарной орбите

На основании этих двух конденсаторных датчиков разработан ионизационно-конденсаторный преобразователь, имеющий большую площадь регистрации и дополненный двумя ионизационными датчиками, расположенными симметрично относительно верхнего конденсаторного датчика. Верхний ионизационный преобразователь позволяет получить информацию о параметрах высокоскоростных частиц размером d<5мкм и измерить состояние низкоскоростной заряженной пылевой СВА КА, особенно в начальный момент пребывания на орбите, второй нижний преобразователь служит для более достоверной фиксации пробиваемости пленки.

Результаты экспериментальных исследований на геостационарной орбите получены с помощью ионизационно-конденсаторного преобразователя, представленного на рис. 10.50, другой ионизационно-конденсаторный преобразователь представлен на рис. 10.51.

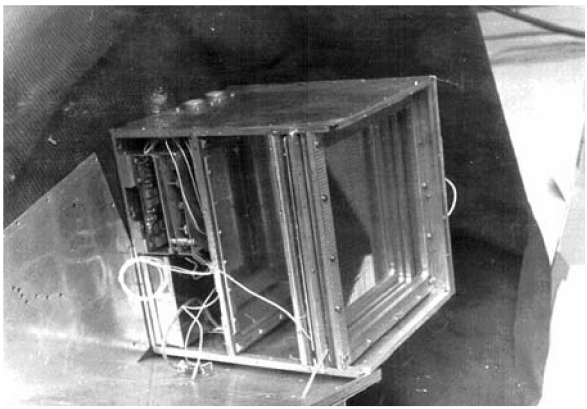


Рис. 10.50. Внешний вид ионизационно-конденсаторного преобразователя

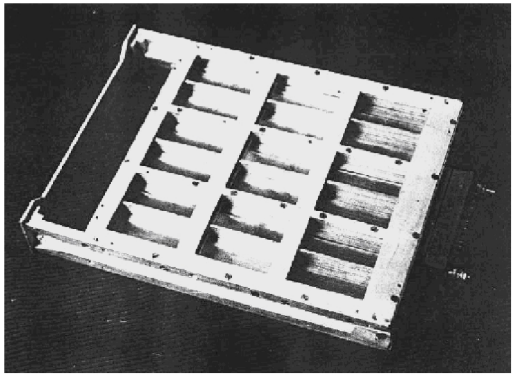


Рис. 10.51. Внешний вид другого ионизационно-конденсаторного преобразователя

Давление потоков микрометеороидных частиц проводилось в СССР в 1975÷1978гг с помощью люминесцентно-конденсаторных датчиков совместно со специалистами Чехословакии и Венгрии [57]. Технологию нанесения тонких конденсаторов (~1 мкм) на защитную пленку люминофора и способ оценки параметров частиц разработали сотрудники Куйбышевского Авиационного Института [58]. Диэлектрическая пленка наносилась из органических материалов (метилметакрилат) методом полимеризации в тлеющем разряде. Площади чувствительных поверхностей конденсаторов составляли $1.2 \cdot 10^{-2}$ м^2 и 10^{-3} м^2. Импульсы с конденсаторного и люминесцентного датчиков совмещались, тем самым повышалась достоверность информации.

Космический аппарат «Интеркосмос – 14» функционировал на орбите с параметрами: перигей 345 км, апогей 1707 км, $i=74^0$, T=104 мин с 11.XII 1975 по 14.VI 1976 г. Полученные данные имели хорошее совпадение с результатами, полученными на ИСЗ «Просперо» и «Геос – 2».

Рис. 10.52. Люминисцентно-конденсаторный датчик

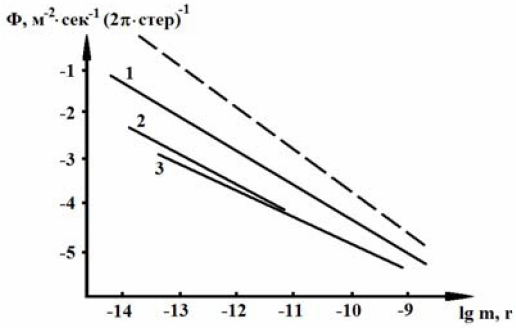


Рис. 10.53. Распределение метеорных частиц по массам в окрестности Земли и межпланетном пространстве: 1 – Интеркосмос – 14; 2 – Межпланетное пространство; 3 – Межпланетное пространство; 4 – Окрестность Земли 200÷250 км; 5 – Окрестность Земли выше 300 км

Рассчитанная по результатам эксперимента усредненная по времени плотность потока метеорных частиц составила $4.8 \cdot 10^{-3}$ частиц·м$^{-2}$с$^{-1}$ $(2\pi \cdot ср)^{-1}$ для частиц с массой $m_{эф} \geq 6 \cdot 10^{-14}$ грамм.

Зависимость потока частиц от массы показана на рис. 10.53.

Ионизационные преобразователи плоского типа, в кассетном исполнении были изготовлены для экспериментов в составе научного комплекса «Кварц-Флагман» на борту пилотируемого комплекса «МИР» в рамках программы «МИР-2000».

Структурная схема измерительной линейки ионизационного приемника приведена на рис. 10.54.

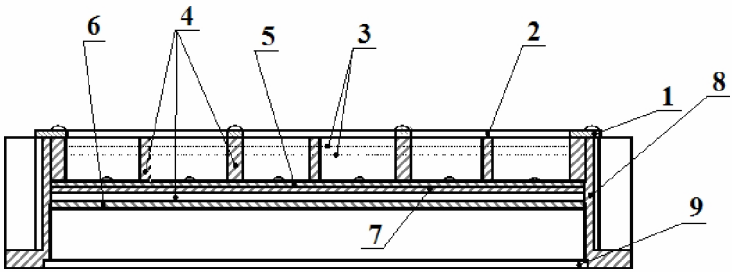


Рис. 10.54. Структурная схема измерительной линейки ионизационного преобразователя в кассетном исполнении: 1 – верхняя защитная панель; 2 – земляная сетка; 3 – ионизационные приемники; 4 – перегородки между ячейками; 5 – основание для установки мишеней; 6 – плата предварительных усилителей и коммутаторов; 7 – место установки мишеней; 8 – боковая стенка измерительной линейки; 9 – нижняя крышка

Основным назначением комбинированного преобразователя было исследование поведения материалов и покрытий в условиях воздействия открытого космического пространства. Датчик представляет собой комплекс, в который входит шестнадцать независимых ячеек, каждая из которых содержит подложку с исследуемым материалом или покрытием, устройство измерения поверхностного сопротивления образца, ионизационный приемник сеточного типа, предназначенный для регистрации факта соударения высокоскоростной микрометеоритной или техногенной частицы с исследуемым покрытием и оценочным определением параметров этой частицы, устройство измерения параметров низкоскоростных заряженных пылевых частиц СВА КА. Измерение параметров низкоскоростных частиц СВА КА осуществляется на основании метода электростатической индукции, за счет регистрации наведенного частицей заряда на приемнике ионов. Кроме этого в состав комплекса входят датчик набегающего потока (кварцевые весы) и датчик ориентации по солнечному излучению.

Экспериментальная проверка модуля проводилась в лабораторных условиях на электронном ускорителе КГ-500, для двух типов подложек Al и Cu, с целью экспериментальной отработки принципиальных схем и конструктивных решений.

На основе разработанной технологии изготовления органических и люминесцентных пленок в 1973-75 гг. были разработаны датчики люминесцентно-конденсаторного типа, а также матрицы тонкопленочных конденсаторов (рис. 10.55). Указанные датчики использовались в космических экспериментах на околоземных орбитах в 1978-1979 гг. Полученные значения потоков для частиц микронных и субмикронных размеров составили $5 \cdot 10^{-5} \ldots 1 \cdot 10^{-5}$ частиц$\cdot$м$^{-2}\cdot$с$^{-1}$. Однако полученные данные потребовали уточнения их в связи с небольшим временем экспонирования датчиков в космосе (15-16 суток).

Метод экспонирования в космических условиях различных поверхностей (специально обработанных полупроводников, металлов) с последующим анализом возвращаемых на Землю образцов получил свое развитие с конца 70^{x} годов и к настоящему времени дополняет прямые методы измерений потоков частиц. Преимущества таких отсроченных измерений в простоте и отсутствии сложной аппаратуры на КА. Кроме того, возможности длительного экспонирования и последующего анализа, образовавшихся при ударах кратеров делают этот метод привлекательным.

В сентябре 1996 года на геостационарную орбиту (ГЕО) был запущен российский КА «Экспресс-2». На нём был установлен ионизационный датчик [59], разработанный Европейской космической ассоциацией (ЕКА/ESA). Датчик представлял собой полусферическую конструкцию, использованную ранее, в 70-х годах, авторами [42]. Результаты, приведенные в [59], в целом подтверждают результаты, ранее полученные авторами [43, 44]. Различие полученных данных по потокам частиц отличаются в 2-3 раз.

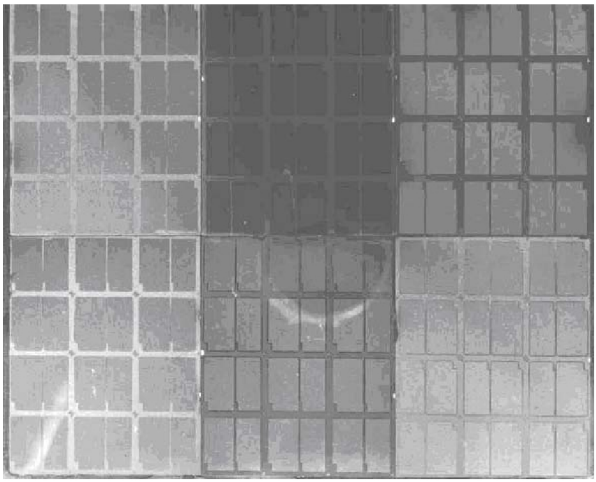


Рис. 10.55. Матрица тонкопленочных конденсаторов

10.5.2. Эксперименты по регистрации интенсивных потоков частиц с помощью ракет

Модель взрывного источника потоков пылевых частиц.

В настоящее время для проведения натурных экспериментов моделирование потоков пылевых частиц осуществляется с помощью взрывчатых веществ [60].

Для обработки результатов измерения необходимы сведения о характеристиках, получаемых при этих потоках.

Рассмотрим модель взрывного источника потоков пылевых частиц. Не претендуя на строгую постановку, решим задачу ускорения пылевой частицы в процессе расширения образующегося при взрыве газа. Пусть в момент времени $t = t_0$ имеется сферически симметричный газовый сгусток с плотностью ρ, радиуса R_0, граница которого движется со скоростью $U_0 = \text{const}$. Для простоты расчетов профиль плотности по сгустку берем постоянным, профиль скорости по сгустку – линейным. Плотность ρ газа падает по кубическому закону:

$$\rho = \rho_0 \left(\frac{t_0}{t} \right)^3 .$$

В момент $t = t_0$ частица находится на границе сгустка и имеет начальную радиальную скорость $V_{ч0} = U_0$. Сила давления газа направлена по радиусу, так что частица ускоряется в строго радиальном направлении. Пылевая частица считается сферической. В соответствии с принятой моделью уравнение Ньютона запишется в виде:

$$m_ч \frac{d^2 r}{dt^2} = \rho_0 \left(\frac{t_0}{t}\right)^3 \times \left(\frac{r}{t} - r\right)^2 \times \frac{\pi}{2} R_ч^2 , \qquad (10.10)$$

где t – текущее время; r – координата частицы; $m_ч$ – масса частицы; $R_ч$ – радиус частицы.

Начальные условия для уравнения (10.10) таковы: при $t = t_0$, $r(0)=r_0$, $V_ч(0)= V_{ч0}$.

Введем переменные: $y = \frac{r}{R_0}$, $x = \frac{t}{t_0}$, где $R_0 = U_0 \times t_0$ – начальный радиус газового облака ВВ. Тогда уравнение (10.10) можно записать в виде:

$$y'' = k\left(\frac{y}{x} - y'\right)\frac{1}{x^3},$$

где $k = \frac{t_0^2}{R_0} \times \frac{\rho_0 \times \frac{R_0^2}{t_0^2}}{2m} \times \pi R_ч^2$.

Начальные условия: при $x = 1$, $y = y_0$, $y'(1) = V_{ч0}/U_0$.

Если учесть, что $m = \frac{3}{4}\rho_ч R_ч^3$ ($\rho_ч$ – плотность частицы), то:

$$K = \frac{3}{8} \cdot \frac{\rho_0}{\rho_ч} \cdot \frac{R_0}{R_ч} = \frac{3}{8} \cdot \frac{m_0}{m_ч} \cdot \left(\frac{R_ч}{R_0}\right)^2$$

Делая замену $y = x \times \eta \times \xi$, $\xi = \ln x$, получим уравнение:

$$\eta'' - ke^{-2\xi} \times \eta^{12} + \eta' = 0, \qquad (10.11)$$

с начальными условиями: $\xi = 0$, $\eta(0) = y_0$, $\eta'(0) = -y_0 + \frac{V_{ч0}}{U_0}$.

Обозначим $U = \eta$. Тогда уравнение (10.11) преобразуется к уравнению Бернулли относительно переменных U и ξ:

$$U' + U - ke^{-2\xi} \cdot U^2$$

Начальные данные: $\xi = 0$, $U(0) = -y_0 + \frac{V_{ч0}}{U_0}$, делая замену z=1/U, получаем линейное уравнение 1-го порядка:

$$z' - z + ke^{-2\xi} = 0, \qquad (10.12)$$

с начальными данными: $\xi = 0$, $z(0) = \frac{1}{\frac{V_{ч0}}{U_0} - y_0}$.

Как известно, решение уравнения (10.12) имеет вид:

$$z(\xi)=e^{-F}\left(\frac{1}{\frac{V_{ч0}}{U_0}-1}-k\int_0^{\xi}e^{F}\cdot e^{-2\xi}\cdot d\cdot\xi\right)$$

где $F(\xi)=\int_0^{\xi} d\times\xi=-\xi$.

Таким образом:

$$z(\xi)=e^{\xi}\cdot\left(\frac{1}{\frac{V_{ч0}}{U_0}-y_0}-k\int_0^{\xi}e^{-3\xi}\cdot d\cdot\xi\right)$$

$$z(\xi)=e^{\xi}\cdot\left(\frac{1}{\frac{V_{ч0}}{U_0}-y_0}-\frac{k}{3}\left(1-e^{-3\xi}\right)\right)$$

Так как $\xi=\ln x$, то:

$$z(x)=e^{\xi}\cdot\left(\frac{1}{\frac{V_{ч0}}{U_0}-y_0}-\frac{k}{3}\left(1-\frac{1}{x^3}\right)\right)$$

$$U(x)=\frac{1}{x\left(\frac{1}{\frac{V_{ч0}}{U_0}}-\frac{k}{3}\left(1-\frac{1}{x^3}\right)\right)}$$

Так как $\frac{d\eta}{d\xi}=x\frac{d\eta}{dx}$, то:

$$\eta(x)=\int_1^{x}\frac{x\times dx}{\frac{k}{3}-\left(\frac{k}{3}-\frac{1}{\frac{V_{ч0}}{U_0}-y_0}\right)\times x^3}. \qquad (10.13)$$

Обозначим $\frac{k}{3} \equiv a^3$, $\left(\frac{k}{3} - \frac{1}{\frac{V_{ч0}}{U_0} - y_0} \right) = c^3$, тогда (10.13) можно представить в виде:

$$\eta(x) = \frac{1}{c^2} \int_c^{Cx} \frac{x \times dx}{a^3 - x^3} + y_0 \,. \qquad (10.14)$$

Используя таблицы интегралов, получим:

$$\eta(x) = \frac{1}{c^2} \cdot \left[\frac{1}{6a} \ln \frac{a^2 + acx + (cx)^2}{a^2 + ac + c^2} \cdot \frac{(a-c)^2}{(a-ac)^2} + \frac{1}{\sqrt{3}a} \left(arctg \frac{U + a}{a\sqrt{3}} - -arctg \frac{2cx + a}{a\sqrt{3}} \right) \right] + y_0$$

Таким образом, закон движения частицы имеет вид:

$$y(x) = x \left\{ \frac{1}{c^2} \cdot \left[\frac{1}{6a} \ln \frac{a^2 + acx + (cx)^2}{a^2 + ac + c^2} \cdot \frac{(a-c)^2}{(a-ac)^2} + \frac{1}{\sqrt{3}a} \left(arctg \frac{2c + a}{a\sqrt{3}} - arctg \frac{2cx + a}{a\sqrt{3}} \right) \right] + y_0 \right\}$$

Скорость частицы определится из (10.14):

$$y'(x) = \frac{1}{c^2} \cdot \left[\begin{array}{l} \frac{1}{6a} \ln \frac{a^2 + acx + (cx)^2}{a^2 + ac + c^2} \cdot \frac{(a-c)^2}{(a-ac)^2} + \\ + \frac{1}{\sqrt{3}a} \left(arctg \frac{U + a}{a\sqrt{3}} + arctg \frac{2cx + a}{a\sqrt{3}} \right) \end{array} \right] + y_0 + \frac{1}{a^3 - x^3}$$

При $x \to \infty$ асимптотическое значение скорости пылевой частицы будет равно:

$$y'_{\infty} = \frac{1}{c^2} \times \left[\frac{1}{6a} \times \ln \left(\frac{(a-c)^2}{a^2 + ac + c^2} \right) + \frac{1}{\sqrt{3}a} \times \left(arctg \frac{2c + a}{a\sqrt{3}} - \frac{\pi}{2} \right) \right] + y_0 \,. \qquad (10.15)$$

Преобразуем выражение (10.15):

$$y'_{\infty} = y_0 - \frac{1}{3ac^2} \times \left[\ln \frac{\sqrt{(a+c)^2 - ac}}{c - a} + \sqrt{3} \left(\frac{\pi}{2} - arctg \frac{2c + a}{a\sqrt{3}} \right) \right]. \qquad (10.16)$$

При К$\to\infty$ (масса пылинки $m_ч \to \infty$) параметры $a \to \infty$, $c \to \infty$. Вычисляя предел в (10.16) получим $y_{\infty} \to 1$. При $K \to 0$ (масса пылинки $m_ч \to \infty$), $a \to 0$, $c \to 0$, $y_{\infty} \to 0$. Таким образом, чем меньше масса, тем больше скорость частицы.

Если в стадии инерционного разлета газообразных продуктов взрывчатого вещества принять R_0=1 м, ρ=1 кг/м^3, то для пылинки радиуса $R_ч$=10^{-6} м, плотности ρ =1 кг/м^3, параметр k=375. Тогда $a = \left(\frac{k}{3} \right)^3 = 5$, c = 5,018 и скорость y_{∞}=0,98. Для частицы Rч=10^{-5} м = 10 мкм скорость y_{∞}=0,893.

Таким образом, в рамках данной модели ускорения пылевых частиц с использованием ВВ, скорость пылинки слабо зависит от ее массы. В этом случае следует ожидать компактные потоки пылевых частиц с высокой плотностью потока. Однако, скорость частиц сильно зависит от начальных условий при $t=t_0$, так как в общем случае в процессе образования взрывного облака частицы могут оказаться в любой точке расширяющегося газового облака. В таблице 10.10 даны значения скоростей в зависимости от радиуса частицы при различных значениях величин a и c.

Таблица 10.10

Значения скоростей в зависимости от радиуса частицы

R, мкм	$U_{ч0}$	a	C	U_∞
1	0	5	5,013	0,98
	0,5	5	5,026	0,982
	0,9	5	5,130	0,987
10	0	2,32	2,38	0,87
	0,5	2,32	2,43	0,893
	0,9	2,32	2,82	0,946
100	0	1,077	1,31	0,46
	0,5	1,077	1,48	0,654
	0,9	1,077	2,24	0,91
1000	0	0,5	1,04	0,0847
	0,5	0,5	1,285	0,522
	0,9	0,5	2,163	0,9009

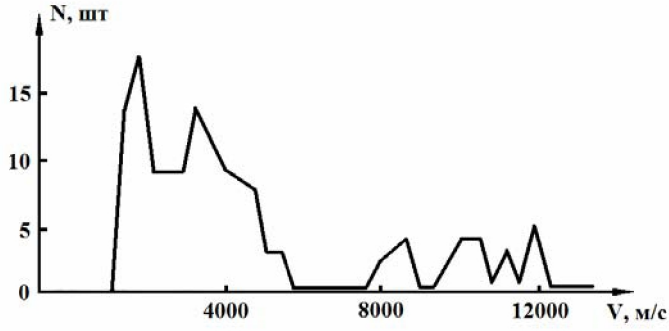


Рис. 10.56. Экспериментальное распределение скоростей частиц

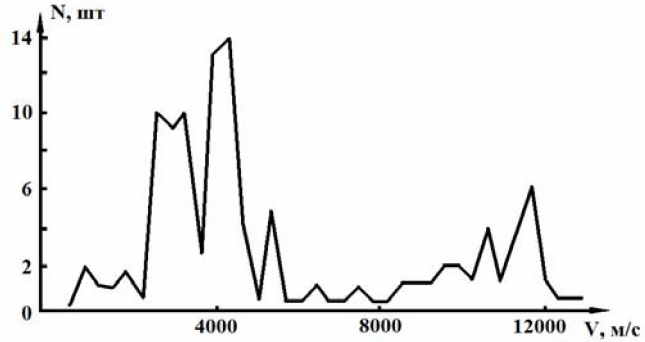


Рис. 10.57. Расчетное распределение скоростей частиц на расстоянии 30 метров от источника

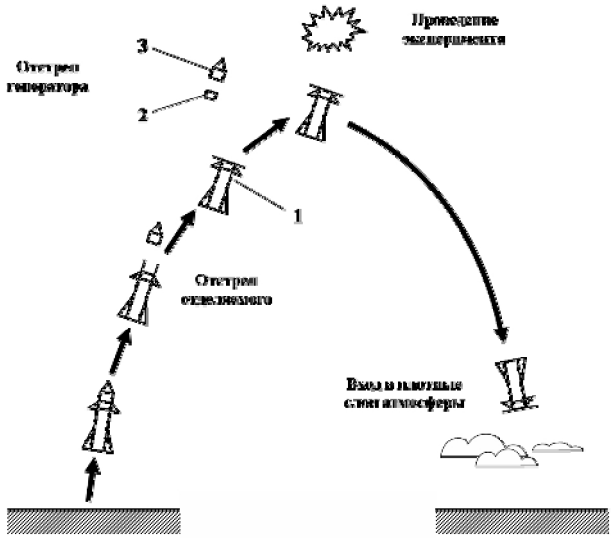


Рис. 10.58. Схема проведения ракетного эксперимента: 1 – приборный отсек с диагностической аппаратурой; 2 – генератор; 3 –отделяемый модуль

На рис 10.58 приведена схема эксперимента, включающего доставку генератора частиц и средств диагностики на заданную высоту, отделение и удаление генератора от диагностического отсека, срабатывание генератора, работу измерительных средств и передачу результатов измерений по телеметрическому каналу на Землю.

Из числа возможных способов генерации потоков мелкодисперсных частиц для ракетных экспериментов был выбран наиболее простой взрывной способ, который должен был обеспечивать потоки со скоростями 5-10 км/с, характерными для взаимодействия с КА. Для имитации частиц антропоген-

ного загрязнения (А3) использован широко применяющийся дешевый порошок алюминия со средним размером частиц 5-10 мкм. Следует отметить, что алюминий, как и его соединения, в частности окислы, является одним из распространенных компонентов загрязнения ОКП. Были разработаны два типа генераторов. В первом из них порошок замешивался в состав взрывчатого вещества. Скорость частиц, ускоряемых таким генератором, должна была составлять (по результатам лабораторных исследований) в среднем 3-5 км/с. Во втором типе генератора для повышения скорости до ~10 км/с использовался принцип метания частиц, при котором упаковка частиц накладывалась на заряд чистого ВВ.

Бортовые средства диагностики были представлены специально разработанными датчиками, обеспечивающими регистрацию вольт-амперной характеристики (ВАХ) элемента солнечной батареи (СБ), коэффициента пропускания стекла К-8 под углом 45° к поверхности на длине волны 0.93 мкм, изменения сопротивления тонкой (1-2 мкм) электропроводящей пленки, величины электропроводности возможного проводящего слоя, образующегося в эксперименте на поверхности изолирующего материала. В одном из экспериментов в состав бортовой диагностики был включен анализатор потоков частиц, состоящий из ионизационного и ударно-люминесцентного датчиков высокоскоростных частиц и оперативно-запоминающего устройства. Во всех экспериментах использовался импедансный зонд для контроля за поведением электронной концентрации в момент срабатывания взрывного генератора. Для проведения оптических наблюдений эксперименты выполнялись в условиях вечерних сумерек.

Основные сведения об экспериментах и полученных результатах представлены в таблице, где значения измеряемых после воздействия параметров пропускания стекла и мощность СБ приводятся в процентах по отношению к 100%-ному уровню до эксперимента. ВАХ датчиков СБ, полученные в экспериментах, приведены на рис. 10.59. В первых трех экспериментах использовались генераторы потоков, частиц которые были смешаны с ВВ.

В эксперименте № 1 эффект воздействия потока на датчики диагностической аппаратуры выразился в следующем. Величина пропускания стекла уменьшилась до 13%. ВАХ элемента СБ в этом эксперименте не измерена, однако остаточная мощность СВ, оцененная по измерениям тока короткого замыкания и напряжения холостого хода, составила примерно 70%. Электроды одного из датчиков измерения электронной концентрации оказались закорочены электропроводящим осадком, поверхностное сопротивление которого составило 500-5000 Ом/квадрат (такое сопротивление имеет сплошная алюминиевая пленка толщиной 50-200А). Эрозионного эффекта на металлизированном изоляторе зарегистрировано не было.

Таблица 10.11

Данные ракетных экспериментов по моделированию воздействия АЗ ОКП

	Измеряемый параметр			
№ эксперимента	**Пропускание стекла К-8, %.**	**Мощность элемента СБ, %**	**Повреждение поверхностей тонкой пленки, %**	**Электрическое сопротивление поверхности, Ом/U**
1	13	70	нет	500-5000
2	24	25	10-20	10^4
3	75	16	10	
4	40-50	30		

По окончании воздействия на нисходящем участке траектории наблюдалось уменьшение электропроводности в несколько раз, но начального значения не достигло, практически полностью восстановилось значение пропускания стекла. Это свидетельствует об отсутствии эрозионного эффекта и об образование на датчиках проводящих слоев, сдуваемых с датчиков аэродинамическими потоками при входе в плотные слои атмосферы.

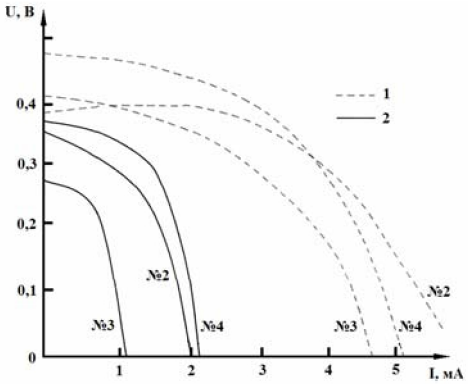


Рис. 10.59. Вольт – амперные характеристики СБ, полученные в экспериментах 2, 3, 4:
1 – до эксперимента; 2 – после эксперимента

В ходе эксперимента № 2 было зарегистрировано: уменьшение пропускания стекла до 24%, изменение ВАХ элемента СБ, приведшее к уменьшению мощности СБ до 25%, эрозирование резистивных слоев тонких пленок и появление на изоляторе электрического осадка с сопротивлением примерно 10 Ом/квадрат. При входе в плотные слои атмосферы, при воздействии аэродинамических потоков, зарегистрированные в эксперименте эффекты не исчезали, что позволяло предполагать наличие эрозии поверхностей датчиков одновременно с применением электропроводящих частиц.

В эксперименте № 3 отмечено уменьшение пропускания стекла до 75%. Изменение ВАХ элемента СБ привело к уменьшению мощности СБ до 16%. На пленках датчика измерения сопротивления тонких пленок зарегистрирована незначительная эрозия. Значения измеренных параметров не изменялись на нисходящем участке траектории ракеты.

Отсутствие измерительных данных о параметрах генерируемых в этих экспериментах потоков не позволяет с уверенностью говорить о скоростях, достигнутых частицами. Вместе с тем анализ результатов оптических наблюдений облаков, образованных взрывами, показывает, что скорость расширения этих облаков составляет в первые секунды после взрыва величину порядка 1 км/с. Эта скорость с некоторым приближением может быть отождествлена со средней скоростью основной массы частиц, ускоряемых взрывом.

Особенностью эксперимента № 4 явилось использование генератора с метанием частиц и наличие в составе диагностики анализатора потоков частиц. В целом характер полученных данных совпадает с тем, что было зарегистрировано в первых трех экспериментах. В результате эксперимента было зарегистрировано уменьшение коэффициента пропускания отекла К-8 на 50-60%, измерение ВАХ элемента СБ сопровождалось уменьшением мощности до 30%. Эрозия резистивных пленок и появление электропроводящего осадка зарегистрировано не было. Данные анализатора пылевых частиц позволят составить представление о структуре потока мелкомасштабных частиц, сформированных в эксперименте. Так отмечено прохождение через датчик двух фронтов частиц. Первый из них состоял из субмикронных частиц со средними массами $2 \cdot 10^{-1}$ кг и имел скорость 8-12 км/с. второй фронт содержал основную массу частиц, зарегистрированных прибором, масса каждой из которых находилась в интервале $(1\text{-}30) \cdot 10^{-15}$ грамм, скорости составляли 1,5-5 км/с. полное количество частиц, пришедших на датчик, в расчете на 1 см составило 320.

Во всех четырех экспериментах с использованием взрывных генераторов гетерофазных потоков (ГП) приборы измерения электронной концентрации в ионосфере зарегистрировали характерный эффект выметания продуктами взрыва фоновой ионосферной плазмы (эффект «снежного плуга»).

Характер изменения ВАХ элементов СБ во всех экспериментах показывает, что снижение мощности СБ не связано с пробоем *p-n* слоя высокоскоростными частицами, а свидетельствует об уменьшении освещенности элемента СБ, очевидно вследствие загрязнения и (или) эрозии верхнего защитного стекла элемента СБ. В этом случае следовало бы ожидать, что данные об изменении мощности СБ и изменении пропускания стекла К-8 должны коррелировать между собой в каждом эксперименте. Такая корреляция особенно выражена в эксперименте № 2, в котором наблюдалось уменьшение пропускания стекла и мощности элемента СБ в четыре раза, В других экспериментах эта зависимость менее выражена или не соблюдается, что может быть объяснено различными изменениями коэффициентов пропускания в

зависимости от спектрального состава излучения (видимый свет для СБ, ближний ИК для стекла К-8). Это, в свою очередь, может свидетельствовать о различных размерах кратеров и осевших частиц на поверхности элементов СБ и стеклах. Другой причиной отсутствия такой коррекции может являться неоднородность плотности и соотношения компонентов потока частиц в телесном угле разлета при генерации взрывным способом. Вопрос о пространственной неоднородности потоков, а также возможность создания взрывного генератора с высокой пространственной изотропностью параметров потоков, требует дополнительных исследований.

Рассматривая всю совокупность результатов, полученных в этой серии экспериментов, можно отметить следующее. Использованные типы генераторов независимо от особенностей их конструкций позволили сформировать потоки частиц, вызвавшие сравнимые по значению эффекты, зарегистрированные датчиками. Эти эффекты состоят в образовании на поверхностях датчиков осадков и, возможно, эрозионном разрушении поверхностей. Стойкость образованных покрытий, оцененная по их износу при входе диагностических отсеков в плотные слои атмосферы, различается от эксперимента к эксперименту и требует дальнейшего изучения, Нанесенные покрытия и разрушенные поверхности вызывают ослабление проходящего оптического излучения от единиц до десятков процентов от начальных значений. Отмечено образование в отдельных случаях покрытий, обладающих проводящими свойствами. Полученные в последнем эксперименте данные позволяют говорить о формировании потоков частиц с размерами от долей до десятков микрометров. Скорости частиц связаны с их массой и находятся в диапазоне 1-12 км/с, суммарное количество частиц, проходящее на датчик и зарегистрированное в четырех экспериментах, составляет несколько сотен на 1 см. В связи с тем, что указанные изменения пропускания оптического излучения (оцененные из двух датчиков) имели один порядок величин во всех экспериментах, можно предполагать, что и число частиц, вызвавших эти эффекты, также имеет один порядок величины. Важно отметить следующее обстоятельство. Согласно существующим представлениям величина плотности потока частиц А3 микронного размера на высоте 500 км составляет примерно 10 $м^{-2}$ год. Зарегистрированное в последнем эксперименте количество частиц соответствует числу частиц, попадающих на равную площадь поверхности КА за пятилетний период его пребывания на орбите.

Проведенный анализ носит, как указывалось, качественный характер. Вместе с тем результаты натурных экспериментов позволяют сделать ряд выводов. Прежде всего, разработанные схема эксперимента и технические средства позволяют проводить моделирование воздействия потоков частиц А3 ОКП в натурных условиях. Взрывные средства генерации в целом дают возможность получать потоки частиц с размерами от долей до десятков микрометров со скоростями от 1 до 12 км/с. Разработанные средства диагностики потоков и эффектов их воздействия позволяют оценить характер и некоторые

параметры протекающих процессов. Важным результатом проведенных экспериментов следует считать тот факт, что потоки, полученные в экспериментах и соответствующие потокам, воздействующим на КА в течение нескольких лет пребывания на орбите, вызывают заметное изменение таких измеренных характеристик оптических элементов, как пропускание излучения.

Необходимость дальнейшего глубокого изучения эффектов и последствий воздействия потоков мелкодисперсных частиц а3 ОКП на материалы и элементы систем КА требует совершенствования технических средств проведения натурных ракетных экспериментов. В частности, подлежат дальнейшей отработке вопросы формирования потоков частиц заданных размеров, скоростей и состава имитирующих А3. Необходимо улучшение измерительных характеристик разработанных приборов и создание новых приборов для расширения состава измеряемых параметров изучаемых эффектов (поглощения, пропускания, рассеяния излучения и т.п.) Важно обеспечить в подобных экспериментах измерения расстояния между генераторами потоков и диагностическими отсеками, а также их взаимную ориентацию в момент проведения эксперимента. Весьма перспективным направлением экспериментальных исследований можно считать организацию натурных экспериментов с установкой образцов конструкционных материалов и их доставки на Землю для последующего лабораторного анализа.

Концепция построения систем бортовых телеметрирующих датчиков для исследования процессов взаимодействия гетерофазных потоков (ГП) антропогенного происхождения с материалами и элементами космических аппаратов (КА) в общем случае совпадает с концепцией, развиваемой лабораторными экспериментами по моделированию такого взаимодействия. Все задачи диагностики можно условно разделить на несколько основных групп, решение которых позволяет получать достаточно полную информацию о механизме и результатах взаимодействия.

Первая группа задач объединяет измерения характеристик компоненты ГП. К ним относятся скорость, импульс, плотность, химический состав компонентов ГП, размер, температура частиц твердой фазы ГП.

Вторая группа задач касается измерения эффектов взаимодействия компонентов ГП о различными материалами. Здесь выделяются задачи измерения физико-технических характеристик материала и его поверхности; к ним относятся, прежде всего, коэффициенты пропускания и отражения материалов в различных диапазонах спектра электромагнитного излучения (ЭМИ), шероховатость поверхности, механическая прочность, поверхностная электропроводность. К этой группе задач, очевидно, следует отнести задачу разделений эффектов адгезии компонентов ГП к материалу и эрозию материала этими компонентами.

Третью группу задач составляют измерения характеристик систем КА, чувствительных к воздействию ГП. Эти характеристики с определенной степенью достоверности могут быть получены аналитически на основе инфор-

мации об изменении физико-технических характеристик, однако измерение наиболее важных характеристик целесообразно проводить непосредственно.

Известно, что взаимодействие потока частиц или потока паров с преградой из какого-либо материала приводит к процессам эрозии (кратерообразования) или адгезии частиц на поверхности материала в зависимости от массы, размера и скорости частиц и процессам конденсации паров на поверхности с образованием тонких пленок. В зависимости от состава потока эти явления выражены совокупно или в отдельности. Наличие этих эффектов приводит к изменению ряда физических характеристик материала, таких, как коэффициенты прямого и направленного отражения и пропускания электромагнитных волн в различных диапазонах спектра, механической прочности, изменение электропроводности или появление поверхностной электропроводности у диэлектриков. Изменение коэффициентов отражения, пропускания и механической прочности связано с изменением шероховатости поверхности, которая в свою очередь может характеризоваться количеством кратеров на единицу площади, размером, формой, уносом массы из кратеров, адгезией к поверхности.

Для получения характеристик кратерообразования и адгезии в бортовых системах возможно использование нанесения на поверхности преград из исследуемых материалов: диэлектрических, резистивных, тонких металлических пленок или их композиций с последующим измерением импеданса пленки или ее оптического пропускания. Для измерения масс вынесенного из кратеров материала иди адгезированного вещества возможно использование кварцевых микровесов, но только в случаях наличия одного из явлений – адгезии или эрозии. Метод измерения частоты кварцевого резонатора теоретически нельзя использовать при смешанном воздействии гетерофазного потока. На практике при измерении эрозии нельзя использовать в качестве рабочей поверхности сам резонатор (это вызывает его разрушение). В этом случае перспективным является метод, основанный на ионной имплантации в исследуемый материал тонкого слоя изотопа с известными характеристиками распада, либо радиоактивация поверхностного слоя самого материала [49]. Современные технологии и требования радиационной безопасности позволяют создавать активированные слои толщиной до 100-150 мкм. Измерение радиоактивности слоя позволяет определять унесенную массу вещества из кратеров независимо от осаждения других веществ на поверхности. При известном химическом составе адгезирующих компонентов возможно определять их массы этим же методом за счет поглощения ими излучения от активированного слоя исследуемого материала.

Необходимо отметить, что системы измерения оптических характеристик и шероховатости, основанные на описанных выше методах, при достаточном быстродействии, соизмеримом с процессами воздействия, позволяют получать качественную и количественную информацию о параметрах воздействующего потока. В основном это относится к скорости газа и частиц и

диаметру частиц. Так метод измерения диаметров отверстия в тонких пленках (например, ЭВТИ) путем измерения их импеданса или пропускания светового потока позволяет с помощью известных полуэмпирических соотношений получать данные о диаметре частиц.

Методы измерения коэффициентов прямого и направленного пропускания и отражения в оптическом и ИК-диапазоне хорошо известны и используются в классической оптике. Так для измерения этих характеристик могут быть использованы методы измерения индикатрис направленного пропускания и отражения:

- пространственный гониометрический метод;
- метод циклической развертки пространственных индикатрис рассеяния;
- метод пространственного расположения приемников излучения.

Измерение электропроводности осадков, создаваемых на датчиках, может осуществляться известными методами, аналогичными тем, которые применяются в технологиях получения тонких пленок, особенно в процессах напыления. Увеличение точности в таких измерениях может быть достигнуто применением четырехзондового метода, позволяющего, в частности, исключать влияние контактных сопротивлений между измерительными электродами и измеряемым проводящим слоем.

Измерение характеристик элементов и систем КА в натурных экспериментах является прямым методом изучения влияния ГП на их функционирование. Разработка бортовых средств диагностики этих характеристик может осуществляться по следующим направлениям:

- измерение характеристик систем, моделирующих в определенной степени штатные системы КА;
- прогнозирование измерения характеристик систем КА на основе данных об изменении физико-технических характеристик материалов.

В силу наличия у каждого из указанных методов определенных недостатков целесообразно на практике использовать их сочетание. Так, например, энергетические характеристики солнечных батарей (СБ) можно прогнозировать на основе данных об эрозии или загрязнении поверхности кремния, стекла или отражателя-концентратора солнечного излучения, однако ввиду малогабаритности элементов СБ и простоты снятия вольт-амперных характеристик (ВАХ) целесообразно исследовать в натурных экспериментах изменение характеристик самих элементов СБ.

Оптические системы КА чрезвычайно разнообразны по своим характеристикам, назначению, конструкции, спектральным диапазонам. Использование штатных систем или их элементов на борту исследовательской ракеты затруднено в силу ограничений габаритно-массовых характеристик, а также необходимости наведения системы на объект, о котором эта система должна получать информацию, или моделирования этого объекта. Так как оптические системы КА имеют в качестве входных элементов зеркала, линзы или

плоскопараллельные защитные стекла, прогнозировать изменение их функциональных характеристик можно исходя из измерений оптических характеристик материалов (коэффициенты направленного отражения и пропускания), дополнив их информацией об изменении контрастно-частотной характеристики (КЧХ), и функции передачи фазы (ФПФ), что особенно важно для систем, получающих изображение объекта. Однако измерение КЧХ и ФПФ неудобны для качественной экспериментальной экспресс-проверки оптических систем из-за своей сложности. Для оценки качества оптической системы можно использовать более простые методы измерения функции рассеивания с числовыми критериями в виде диаметра круга рассеяния изображения точечного источника, коэффициента Штреля, ширины и угла наклона пограничной кривой [49].

Измерение характеристик элементов терморегулирования (ТРП, ТЗП, радиаторы) крайне затруднено в условиях натурного эксперимента на исследовательской ракете в силу необходимости проведения измерений в области дальнего ИК-излучения, которые требуют больших габаритов, массы систем, стабильности внешних факторов и относительно большого времени измерения. В этих случаях наиболее удобным следует считать способ прогнозирования характеристик элементов терморегулирования на основе данных о шероховатости их поверхности.

Это же касается и задачи измерения характеристик антенно-фидерных систем (АФС). Для прогнозирования поведения АФС возможно использование данных о поверхностной электрической проводимости, состояния скин-слоя и т.д. на материалах, используемых в АФС, и изменении характеристик служебных АФС исследовательской ракеты (в частности, телеметрической системы).

Для измерения коэффициента направленного пропускания стекла разработан датчик «Прозрачномер». Прибор представляет собой короткобазисный фотометр, работающий на балансной схеме с опорным каналом (рис. 10.60). В качестве источников излучения используются мощные арсенид-галлиевые светодиоды, излучающие на длине волны 0.91 мкм, в качестве приемника – фотодиод ФД-24К. Измерение коэффициента пропускания стекла ведется под углом 45°. Электронный нониус обеспечивает измерение пропускания с точностью до 1%. Модуляция излучения позволяет избавиться от влияния постороннего солнечного света. Габариты датчика составляют 105x130x60 мм.

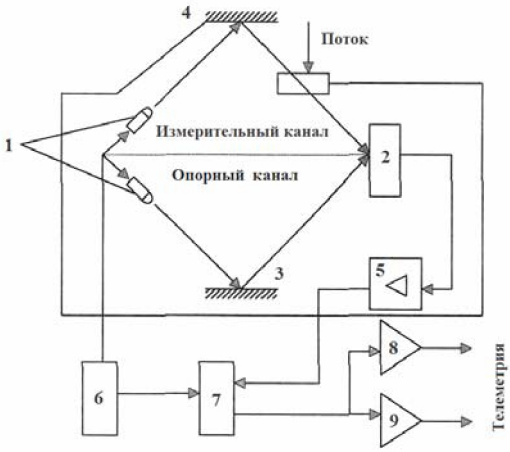


Рис. 10.60. Структурная схема прибора «Прозрачномер»: 1 – излучающие ИК-светодиоды, 2 – приемный фотодиод, 3 – зеркало, 4 – измеряемое стекло, 5 – предварительный усилитель, 6 – генератор, 7 – синхронный детектор, 8 -усилитель грубого канала, 9–усилитель точного канала

Измерение нагрузочных ВАХ элементов СБ осуществляется с помощью телеметрируемого датчика ДСБ, состоящего из головки, содержащей элемент СБ, и двух осветителей с лампами накаливания (имитирующими солнечное излучение). В блоке электроники элемент СБ ступенчато подключается к семи нагрузочным резисторам и измеряется напряжение и сила тока, включая напряжение холостого хода и ток короткого замыкания. Структурная схема прибора приведена на рис. 10.61. Использование этого датчика планируется в дальнейших натурных экспериментах. Для измерения характеристик оптических материалов и элементов разработан прибор МИИР, который должен обеспечивать измерение индикатрис пропускания и отражения стеклянного образца в видимом диапазоне спектра КЧХ оптической линзы. Разработан датчик эрозии материала, использующий метод измерения радиоактивности тонкого имплантированного или активированного слоя на поверхности исследуемого материала. Существенным достоинством датчика является возможность использования в качестве объекта воздействия различных материалов, подлежащих исследованию (стекло, титан, сталь и т.д.).

Для измерения электрической проводимости осадков на диэлектрических поверхностях и некоторых других характеристик ГП разработан прибор КПЗ-1. С целью повышения точности измерений проводимости и концентрации заряженных частиц в области взаимодействия потока частиц с датчиком конструкция КПЗ-1 была доработана. Упрощенная функциональная схема канала измерения проводимости представлена на рис. 10.63. Сопротивление осадка в зазоре между потенциальными электродами определяется по разно-

сти потенциалов этих электродов. В разработанном конструктивном исполнении прибор обеспечивает измерение проводимости в диапазоне 0.001-0.5 см. Функциональная схема канала измерения зарядовой концентрации приведена на рис. 10.64.

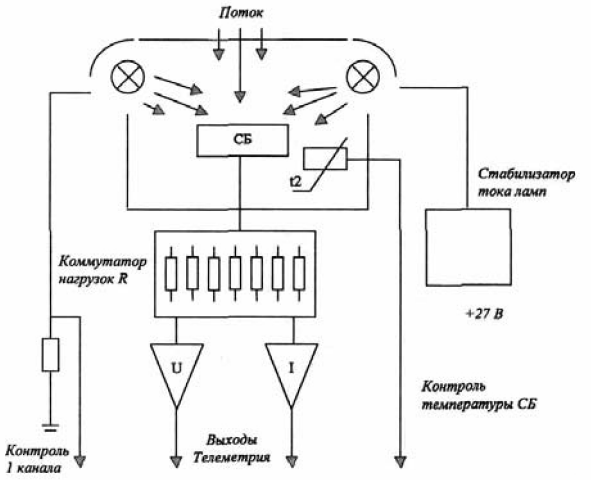


Рис. 10.61. Структурная схема ДСБ

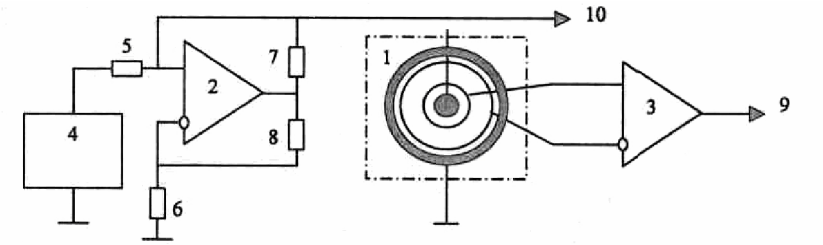


Рис. 10.62. Схема канала измерения электропроводности осадка: 1 – датчик; 2, 3 – операционные усилители; 4 – источник напряжения (+3.3 В); 5-8 -резисторы (сопротивлением 300 Ом); 9, 10 – выходы на телеметрию

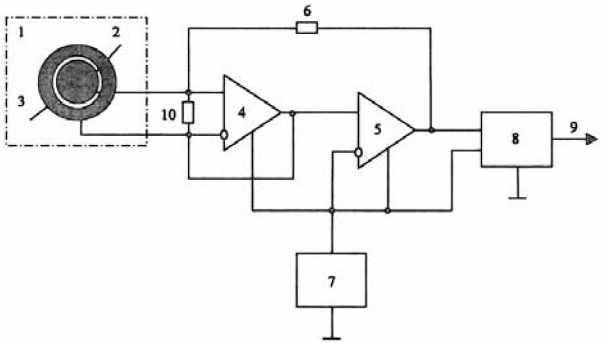


Рис. 10.63. Схема канала измерения концентрации заряженных частиц: 1 – датчик тока заряженных частиц; 2 – коллектор; 3 – охранный электрод; 4 – повторитель напряжения; 5 – операционный усилитель; 6 – образцовый усилитель 7 – генератор напряжения развертки; 8 – вычитающее устройство; 9 – выход устройства; 10 – эквивалентный резистор, отражающий сопротивление осадка между электродами 2 и 3

Проведенные исследования в целом позволили определить основные направления создания диагностических средств измерения параметров ГП и эффектов их воздействия, пригодных для использования в ракетных экспериментах по моделированию воздействия АЗ ОКП на материалы и элементы систем КА. Рассмотренные методы и их аппаратурные реализации могут применяться для разработки средств диагностики АЗ ОКП с борта КА. Описаны несколько типов приборов, сконструированных для решения диагностических задач в ракетных экспериментах.

Люминесцентный преобразователь использовался в ходе исследования пылевой составляющей верхних слоев атмосферы (на высотах 40÷80 км). Диапазон регистрируемых размеров 1.5÷80 мкм при скоростях пылевых частиц W>0.6 км/с. Преобразователь устанавливался в головной части геодезической ракеты под сбрасываемыми створками обтекателя. На высоте 40 км производился отстрел крышек обтекателя, и производились измерения. Информация с датчика передавалась по каналу телеметрии. Внешний вид люминесцентного преобразователя с блоком электроники и КПА приведен на рис. 10.64.

Результаты проведения натурных экспериментов с люминесцентным датчиком показаны на рис. 10.65, 10.66. В качестве защитной пленки датчика использовалась лавсановая пленка толщиной 12 мкм с двухсторонним алюминиевым покрытием (толщина покрытия 0.05 мкм). При лабораторных испытаниях в отсутствии прямого света средний шумовой счет от паразитных засветок составлял 3-4 импульса в секунду (по первому каналу), что подтверждается и результатом эксперимента (при работе прибора с закрытыми створками до 40-й секунды счет отсутствует). При дополнительных лабораторных экспериментах с использованием в качестве источника света Луны

(измерения проводились в полнолуние), при перпендикулярном расположении датчика к источнику света шумовой счет не превышал 20-40 имп/сек в младшем канале, то есть наблюдалось незначительное увеличение паразитного счета. Можно предположить более значительное увеличение паразитного счета вследствие увеличения интенсивности света на высотах более 40 км за счет отсутствия потерь в атмосфере.

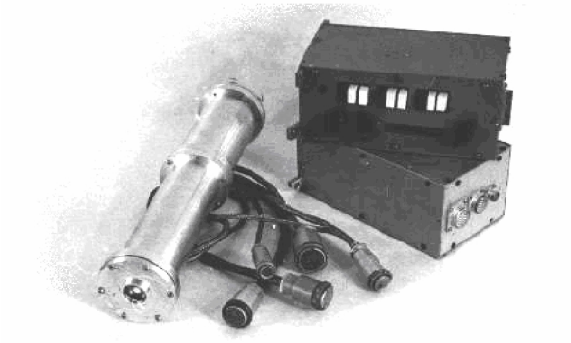


Рис. 10.64. Внешний вид люминесцентного преобразователя с блоком электроники и КПА

Пуск производился в ночь с полной Луной, с пологой траекторией, натравленной в сторону источника света. В процессе обработки использована зависимость угла наклона траектории движения ракеты. Из рис. 10.65(1) видно, что после схода створок наблюдается пикообразный процесс счета со средним периодом между пиками (резким увеличением счетного количества) порядка 7-10 с. Увеличение периода между пиками, в условиях уменьшения скорости и плотности атмосферы, вызывает предположение о связи пиков с медленным прецессированием головной части, и самого прецессирования с конструктивными элементами головной части.

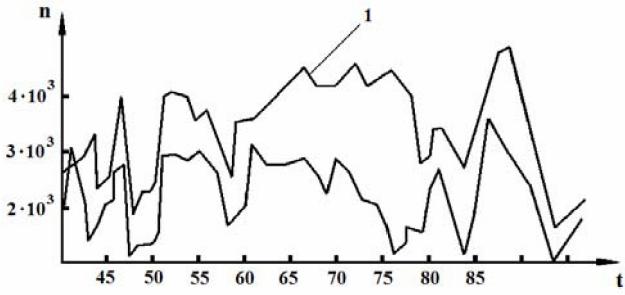


Рис. 10.65. График зависимости количества частиц в единицу времени

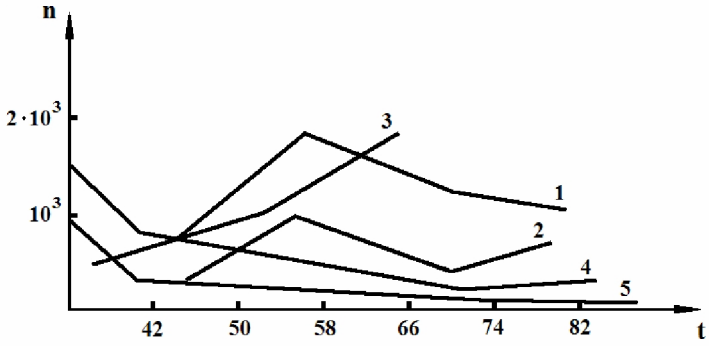


Рис. 10.66. Зависимости истинного количества частиц от времени

Предполагается, что зависимость счета от положения головной части может быть вызвано как засветкой Луны, так и влиянием увеличения чувствительности датчика при перпендикулярном соударении с поверхностью. Однако, в нашем случае для скоростей V=600-800 м/с, исходя из предположения незначительности углов прецессирования, можно считать, что весь паразитный счет обусловлен засветкой.

Постоянное увеличение счетного количества от пика к пику и в моменты минимумов, при ожидаемом снижении счета, показывает, что увеличение паразитного счета вызвано как прецессией, так и общим наклонением траектории.

Исходя из выше сказанного, можно предложить два метода обработки полученных результатов. Первый заключается в определении угла места Луны, с соответствующего времени и места пуска, расчета предполагаемой интенсивности Лунного света на высотах от 40 до 80 км и переходу к числовым значениям паразитного счета. Затем зная угол зрения датчика (100^0) и траекторию движения, задаваясь определенным углом прецессирования, вычитают из полученных значений результатов экспериментов предполагаемую шумовую составляющую.

Второй вариант заключается в следующем пикообразные выбросы характеризуют моменты попадания в поле зрения датчика Луны, поэтому для выделения этого паразитного влияния применяется кусочно-линейная аппроксимация по точкам отсутствия засветок, минимальное значение между пиками (рис. 10.66 линия 1, 2). Затем вычисляется коэффициент увеличения мощности засветки по увеличению времени засветки, то есть по увеличению ширины пиков 1-4 с учетом уменьшения скорости ракеты. График представлен кривой 3. Разделив значения амплитуд графиков 1, 2 на величину коэффициента в точках получаем предполагаемые характеристики счетных значений пылевых частиц (графики 4-5).

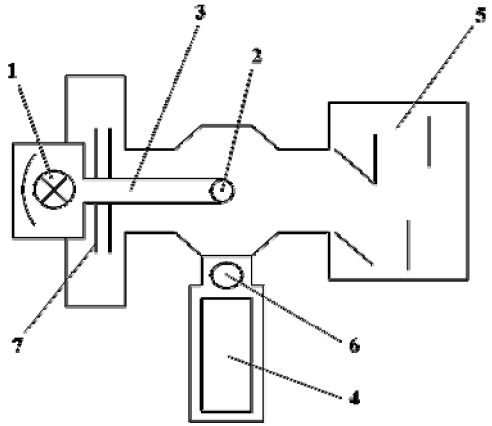


Рис. 10.67. Структурная схема фотоэлектрического преобразователя: 1 – оптическая система, 2 – рабочая зона, 3 – плоский пучок света, 4 – ФЭУ, 5 – световая ловушка, 6 – собирающая линза, 7 – система диафрагм

Разработана технология нанесения люминесцентного и защитного покрытий, позволяющая использование такого датчика для регистрации пылевых частиц размером 0.8-1 мкм в диапазоне скоростей 1-0.2 км/с. В лабораторных условиях получены зависимости выходного сигнала с датчика от геометрии покрытий и технологических характеристик пленки люминофора.

Для анализа сигналов с датчика разработан блок электроники, содержащий 8 канальный амплитудный анализатор, устройство памяти и передачи информации на телеметрию. Эксперимент был проведен с помощью геодезической ракеты. Максимальная высота и скорость соударения частиц с датчиком составляла соответственно 80 км и 1 км/с, а минимальная высота и скорость – 20 км и 200 м/с. Свет от Луны частично проникал через 12-микронную защитную пленку датчика и создавал некоторый шумовой фон, выделение которого потребовало дополнительных лабораторных экспериментов по изучению характеристик шума от лунного света. Результаты экспериментов опубликованы в [61].

Описываемый макет фотоэлектрического преобразователя проектировался для использования в составе бортовой аппаратуры для измерения параметров низкоскоростной (V<200 м/с) составляющей пылевой компоненты СВА КА (собственной внешней атмосферы КА), рабочая область ~1см^2, диапазон регистрируемых размеров пылевых частиц 0.8÷50 мкм [61]. Структурная схема преобразователя приведена на рис. 10.67.

Принцип действия основан на эффекте рассеивания пучка света на пылевой частице. Помощью оптической системы 1 в области рабочей зоны 2 формировался тонкий плоский равномерный пучок света 3. При попадании в рабочую область пылевой частицы, амплитуда рассеиваемого на ней света

регистрировалась фотоприемником 4 – ФЭУ, остальной пучок гасился в области световой ловушки 5. В конструкции преобразователя использовалась 90° геометрия. Преобразователь вместе с люминесцентным датчиком был использован в эксперименте по исследованию пылевого состава факела электроплазменного двигателя, устанавливаемого на космических аппаратах. Исследования проводились в лабораторных условиях. В вакуумной камере на расстоянии 1,5 м от сопла двигателя размещался фотоэлектрический и люминесцентный датчики с целью регистрации твердой или жидкостной составляющей в выходном факеле, предположительно состоящем из потока заряженных частиц атомарного газа и кластеров, а также определения их зоны разлета. К сожалению, при измерениях на фотоэлектрическом датчике наблюдались лишь сигналы, интерпретируемые как засветка светящимся газом. На люминесцентном датчике, имеющем чувствительную площадь $S=50см^2$ и медную защитную фольгу толщиной 50 мкм, наблюдалось увеличение шумового сигнала, которое объяснялось как очень мелкая негазовая фракция, лежащая ниже порога чувствительности датчика, и отдельные очень редкие импульсы значительной амплитуды, которые можно было объяснить эрозией керамического основания сопла.

Для исследования высокоскоростных потоков частиц разработаны методы и устройства [62]. Потоки частиц создавались с помощью специально разработанных генераторов взрывного типа, и создаваемые ими частицы воздействовали на элементы конструкций космических аппаратов, установленные на головной части ракеты [62]. Для изучения воздействия интенсивных потоков частиц на элементы конструкций КА был разработан и использован в космических условиях многоинформативный прибор АПЧ-1 [60, 62].

Общий вид многопараметрического преобразователя показан на рис. 10.68. Прибор содержит люминесцентный, ионизационный, фотоэлектрический датчики и блок обработки информации. Датчики позволяют измерить потоки частиц $\sim 10^7 см^{-2} \cdot с^{-1}$. Быстродействие аппаратуры обработки обеспечивает работу датчиков в счетном режиме. Данные результатов обработки телеметрической информации представлены на рис. 10.69 и рис. 10.70. В реальном масштабе времени отложена частота появления сигнальных импульсов. В соответствии с временной диаграммой прибор включается через 2,5 мс после светового сигнала, возникающего при надрыве заряда ВВ. Полученная плотность потока частиц, соответствующая максимальной частоте импульсов не $10^4 \frac{частиц}{см^2 \cdot с}$ для люминесцентного датчика и $10^5 \frac{частиц}{см^2 \cdot с}$ для ионизационного датчика. Такой разброс результатов объясняется более высокой чувствительностью ионизационного датчика по сравнению с люминесцентным. Наиболее вероятная скорость потока в эксперименте составила 3-4 $км \cdot с^{-1}$. Разработанная модель источника потоков пылевых частиц взрывного типа, а также информация, полученная с помощью прибора АПЧ, позволяет решить задачу перехода от характеристик потока к основным характеристикам источника.

Выбор и совмещение методов и устройств измерения характеристик потоков пылевых частиц является результатом исследования известных перспективных методов измерения.

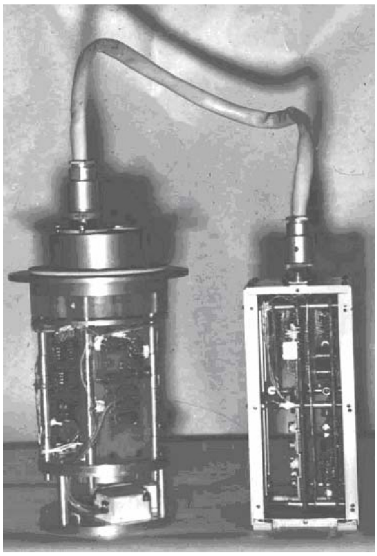


Рис. 10.68. Многопараметрический преобразователь потоков частиц

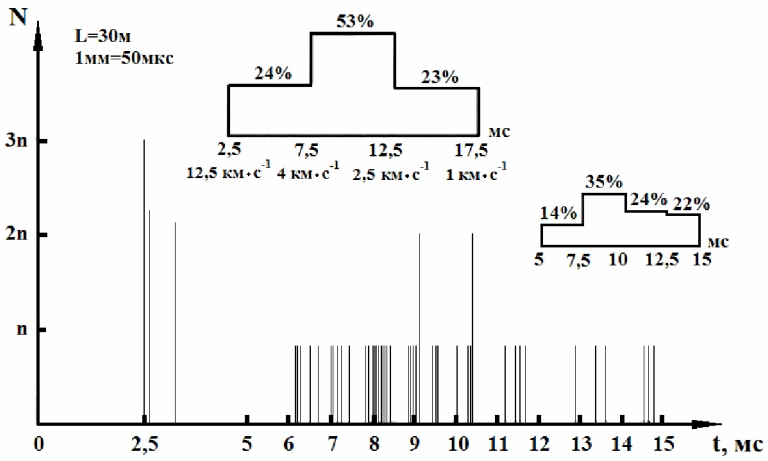


Рис. 10.69. Зависимость числа импульсов с ФЭУ от времени (прибор АПЧ)

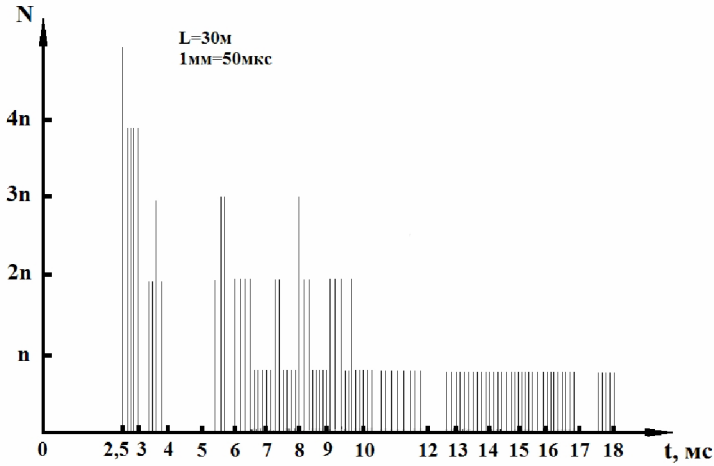


Рис. 10.70. Зависимость числа импульсов с ВЭУ от времени (прибор АПЧ)

ГЛАВА 11

ИСПЫТАНИЯ МАТЕРИАЛОВ И ЭЛЕКТРОННЫХ МОДУЛЕЙ НА СТОЙКОСТЬ К ВОЗДЕЙСТВИЮ РАДИАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОЙ СРЕДЫ

11.1. Воздействие ионизирующих излучений на диэлектрики

11.1.1. Радиационная проводимость диэлектриков

Воздействие ионизирующих излучений на полимерные диэлектрики (полимеры) приводит к образованию заряженных частиц в объеме материала. В результате концентрация носителей заряда в облучаемом полимере резко возрастает, что вызывает значительный рост его электропроводности в процессе облучения и в течение некоторого времени после окончания воздействия радиации. Под радиационной электропроводностью (РЭ) понимают разность между суммарной измеренной электропроводностью и исходной собственной электрической проводимостью полимера в отсутствие облучения. Наиболее распространенная модель РЭ полимеров базируется на физических идеях и математическом аппарате зонной теории фотопроводимости кристаллических полупроводников и диэлектриков [1].

Согласно модели ионизирующее излучение создает пары свободных зарядов (т.е. зарядов, движущихся под действием только внешнего электрического поля), из которых подвижными являются только электроны. Образующиеся дырки не принимают участия в переносе электрического тока и служат центрами рекомбинации. Первоначально электроны возникают в подвижном состоянии с микроскопической подвижностью μ_0, но их движение происходит в присутствии многочисленных ловушек, глубина которых распределена в широком энергетическом интервале по экспоненциальному закону. В среднем каждый электрон проводит в зоне проводимости очень короткий отрезок времени (не больше 1 нс), испытывая при этом дрейфовое смещение в приложенном электрическом поле и, таким образом, создавая вклад в ток во внешней цепи. После захвата на ловушку электрон временно не участвует в переносе тока. Это происходит до тех пор, пока он снова не окажется заброшенным в зону проводимости за счет энергии теплового движения. Время жизни электрона на ловушке зависит от ее глубины и температуры. Таким образом, движение электронов (движение и дрейф) по объему полимера происходит путем последовательных актов захвата на ловушки и термического освобождения с них. Отсутствие пространственной зависимости в модели отражает тот факт, что рассматриваемое явление относится к неограниченной среде, в которой существует постоянное и однородное электрическое поле, причем само облучение однородно по объему, постоянно по интенсивности и не со-

провождается ослаблением излучения по глубине полимера. Таким образом, как во время облучения, так и после его окончания, образец полимера остается электрически нейтральным. Подобная физическая картина радиационной электропроводности полимеров является значительно упрощенной. Однако она позволяет описать большое число экспериментально наблюдаемых результатов. Рассматриваемая модель и соответствующие уравнения описывают изменение полной концентрации электронов в результате их генерации ионизирующим излучением и последующей убыли за счет бимолекулярной рекомбинации, а также стохастические процессы захвата квазисвободных электронов на ловушки и последующего их термического освобождения.

11.1.2. Лабораторные испытания

При проведении лабораторных испытаний по изучению объемного заряжения диэлектриков при воздействии на них потоков ионизирующих излучений используют три основных подхода.

1. Режим равномерной высокоэнергетической инжекции. В этом случае предполагается, что как мощность дозы R_0, так и скорость объемной инжекции избыточных носителей заряда Q_0 постоянны по толщине облучаемого слоя. Очевидно, что этот режим реализуется при толщине диэлектрика h много меньшей длины пробега частиц l_m.
2. Режим заряжения, при котором происходит полная остановка заряженных частиц (электронов, протонов и др.) в диэлектрическом слое. На основе этого режима был предложен метод, получивший название расщепленного цилиндра Фарадея (или метода нестационарных токов). В этом случае на облучаемую поверхность диэлектрического образа наносится тонкий металлический электрод. Производится измерение токов, текущих на общую нулевую шину с этого электрода и с электрода, нанесенного на тыльную поверхность образа.
3. Режим заряжения диэлектрического слоя с открытой облучаемой поверхностью, когда облучаемый электрод отсутствует. В этом случае, как и в предыдущем, определяется полная остановка заряженных частиц в диэлектрическом слое.

Для исследования РЭ полимеров, определения подвижности носителей заряда и изучения объемного заряжения диэлектриков низкоэнергетическими электронами, используется экспериментальная установка на базе электронно-лучевого агрегата для микросварки. Установка снабжена компьютерной системой, осуществляющей также запуск пучка электронов. Предусмотрена защита измерительной системы от перегрузок, возникающих при пробоях полимерных образцов. Образцы полимеров диаметром 40 мм вырезались из технических пленок. На них методом термического распыления серебра в вакууме наносились электроды диаметром 30 мм, толщина пленок составляла от 10 до 30 мкм.

Полученные экспериментальные данные представлены в табл. 11.1. Исследованные зависимости РЭ от времени проходили через максимум для ряда полимеров (1-9), а в остальных случаях (10-15) наблюдался слабый рост РЭ со временем. В таблице приведены значения параметров Δ и A_m, характеризующих зависимость от мощности дозы облучения R_0: $\gamma_{rm} = A_m \cdot R_0^{\Delta}$. Значения A_m дано для мощности дозы $2 \cdot 10^2$ Гр $\cdot$ с$^{-1}$ (для образца ПК – при 10 Гр с$^{-1}$ и длительности облучения 4 мин).

Таблица 11.1

Характеристика образцов полимеров и данные по их РЭ

Полимер	*h*, мкм	Δ	α	*m*	δ	A_m, Ом$^{-1}$·м$^{-1}$ (Гр$^{-1}$·с)$^{\Delta}$
Полистирол (ПС)	20	0,70	0,35	1,8	1,1	$6{,}03 \cdot 10^{-13}$
Полиэтилентерефталат (ПЭТФ)	20	0,96	0,05	1,77	0,80	$1{,}33 \cdot 10^{-13}$
Полиэтиленнафталат (ПЭНФ)	27	0,98	0,05	1,60	0,6	$1{,}46 \cdot 10^{-13}$
Полипиромеллитимид (ППМИ, Каптон)	25	0,82	0,25	1,68	0,8	$0{,}83 \cdot 10^{-13}$
Полиэтилен высокого давления (ПЭВД)	20	0,67	0,5	1,47	0,7	$1{,}35 \cdot 10^{-12}$
Политетрафторэтилен (ПТФЭ)	20	0,90	0,1	1,0	0,0	$2{,}08 \cdot 10^{-12}$
Полипропилен (ПП)	12	0,65	0,5	1,0	0,0	$8{,}00 \cdot 10^{-13}$
Поливинилиденфторид (ПВДФ)	12	0,54	0,85	1,0	0,0	$2{,}4 \cdot 10^{-11}$
Поливинилфторид (ПВФ)	27	0,57	0,75	1,0	0,0	$3{,}86 \cdot 10^{-12}$
Полиамид (ПА)	27	0,83	0,2	1,0	0,0	$6{,}86 \cdot 10^{-14}$
Полиметилметакрилат (ПММА)	15	1,0	0	1,0	0,0	$2{,}0 \cdot 10^{-14}$
Поливинилхлорид (ПВХ)	20	1,0	0	1,0	0,0	$3{,}0 \cdot 10^{-14}$
Поликарбонатдиана (ПК)	20	0,88	0,14	1,65	0,74	$9{,}21 \cdot 10^{-15}$
Полифенилхиноксалин (ПФХ)	20	1,0	0	1,0	0,0	$1{,}4 \cdot 10^{-14}$
Бумага КОН	10	1,0	0	1,0	0,0	$4{,}5 \cdot 10^{-15}$

Для образцов 1-9 (табл. 11.1) значения параметров соответствуют максимуму временной зависимости, а для образцов 10-15 они измерены спустя 1 мин после начала облучения.

Для полимеров 1-9 измеренные значения Δ (±0,02) постоянны во всем интервале мощности дозы. В остальных полимерах Δ систематически снижается от 1,0 при $R_0 = 0,1 - 10^2$ Гр · $с^{-1}$, к более низким значениям (0,8 – 0,6) при больших мощностях дозы (в табл. 11.1 приведены значения Δ для мощности дозы 30 Гр · $с^{-1}$). В слабых полях (напряженность менее $5 \cdot 10^6$ В · $м^{-1}$) вольт-амперная характеристика РЭ подчиняется закону Ома.

11.1.3. Электростатические разряды в диэлектрике

На геостационарных и высокоэллиптических орбитах на поверхностях КА могут возникать электрические потенциалы ~ 10 кВ, являющиеся причиной электрических разрядов (ЭСР) длительностью в несколько микросекунд. Пиковое значение тока разряда может достигать 10^2 А, что приводит к излучению в пространство значительной электромагнитной энергии, т.е. сопровождается генерацией электромагнитной помехи для бортовой аппаратуры КА.

Можно выделить два основных типа ЭСР: объемный (сквозной) пробой от поверхностно заряженного диэлектрического слоя на металлическую подложку и скользящий вдоль поверхности пробой вакуумного промежутка между соседними участками поверхности или соседними проводящими элементами конструкции. Оба типа разряда сопровождаются выбросом плазмы в окружающее пространство.

Сквозные пробои на подложку обычно встречаются в случае диэлектриков с двухсторонней металлизацией. При облучении диэлектрика с открытой поверхностью они наблюдаются в тех случаях, когда величина пробега электронов сопоставима с толщиной диэлектрического слоя. При значительной толщине слоя более вероятно развитие скользящих пробоев с выбросом плазмы в окружающее пространство.

Определение параметров разрядных токов и их природы проводятся, как правило, на отдельных образцах открытых диэлектрических покрытий, нанесенных на металлическую подложку с низким потенциалом, при их облучении направленным потоком электронов с энергией 20–50 кэВ.

Характерным для импульсных разрядов является наличие квазистационарной полочки тока разряда (от 30 до 200 нс) и последующего за ней всплеска тока величиной 10–40 А. Такой характер тока типичен для взрыва микроострия в вакууме при протекании автоэмиссионного тока. Ток автоэмиссии разогревает острие, оно разогревается с образованием плазменного факела.

Расширение образованной плазмы может приводить к образованию цепей разряда между другими заряженными пленками, входящими в пакет экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), а при формировании плазмы на верхнем слое ЭВТИ – к эмиссии электронов наружу. Анализ экспериментов [2, 3] показывает, что плотность тока автоэмиссии $2,5 \cdot 10^7 – 1,5 \cdot 10^8$ А·$см^{-2}$, радиус эмиттера при токах 1–3 А составил 0,3–1,5 мкм.

При коэффициенте концентрации поля 40–200 количество испаренных атомов 10^{10}–$2 \cdot 10^{13}$, при этом полный электронный заряд в плазменном факеле составит $3 \cdot 10^{-9}$–$3 \cdot 10^{-6}$ Кл. При скорости расширения плазменного факела $2 \cdot 10^{4}$ м·с$^{-1}$ он расширяется до 20 см, электроны с внешней границы плазмы эмитируются в окружающее пространство, а ионы – на поверхность образца, снижая его потенциал.

11.2. Поверхностные радиационные эффекты в интегральных схемах

11.2.1. Основные физические процессы деградации в отдельных структурах интегральных схем

Основой современной электроники являются интегральные схемы (ИС) и полупроводниковые приборы (ПП), а базовыми элементами аналоговых и цифровых схем являются транзисторы.

ИС объединяют на одном кристалле от десятков до миллиардов в сверхбольших (СБИС) и ультрабольших (УБИС) схемах.

Биполярные и МОП – структуры оказываются чувствительными к воздействию ионизирующих излучений (ИИ) различной природы. Процессы взаимодействия излучений с полупроводниковыми и диэлектрическими материалами ИС проявляются в форме радиационных эффектов.

Радиационное поведение ПП и ИС при воздействии ИИ называется ионизационной реакцией и заключается в нарушении функционирования и изменении параметров относительно норм технических условий.

Отказы большинства ПП и ИС при воздействии ИИ в основном происходят вследствие эффектов ионизации и структурных повреждений материалов, а также выделения тепла.

В ряде ПП и ИС возникновение отказов под действием протонного и электронного облучений, обусловлено деградацией характеристик за счет появления объемных радиационных эффектов. Структурные повреждения (образование радиационных дефектов внутри кристаллической решетки) оказывают влияние на электрофизические параметры материалов: снижают концентрацию, время жизни и подвижность носителей заряда. Данные дефекты наиболее существенны для биполярных ИС. В то же время КНОП ИС имеют слабую чувствительность к объемным структурным повреждениям, т.к. МОПТ являются приборами на основных носителях.

Поверхностные ионизационные эффекты связаны, в основном, с накоплением зарядов в слоях подзатворных и пассивирующих диэлектриков, а также с изменениями характеристик границ раздела. Данные эффекты, в основном, определяют отказы современных ИС при воздействии космической радиации. В большинстве ИС поверхностные эффекты практически не влияют на кратковременные отказы (сбои) изделий.

Объемные ионизационные эффекты происходят из-за процессов генерации, рекомбинации и переноса неравновесных носителей в активных областях подложки и полупроводниковых структурах ИС. В основном эти эффекты проявляются при воздействии импульсных ИИ – гамма-рентгеновского, электронного, лазерного и т.д. В условиях действия космической радиации эти эффекты в классическом виде не проявляются. Однако они могут оказаться существенными при проведении испытаний ИС на импульсных ускорителях электронов и протонов.

Объемные ионизационные эффекты от радиационных факторов космической среды проявляются как локальные – через воздействие отдельных ядерных частиц. В этом случае наблюдается сильная локальная кратковременная ионизация вдоль трека частицы, что может приводить к сбоям и отказам отдельных элементов.

Таким образом, к основным радиационным эффектам относятся:

1. Деградация электрических и функциональных характеристик ПП и ИС (в первую очередь, полупроводниковых и опто-электронных) вследствие накопления радиационно-индуцированного заряда в диэлектрических структурах (поверхностные радиационные эффекты);
2. Деградация электрических характеристик ПП и ИС вследствие образования радиационных дефектов внутри кристаллической структуры (объемные структурные повреждения);
3. Возникновение мощных импульсных электрических разрядов вследствие электростатического пробоя изолирующих материалов;
4. Сбои и отказы от воздействия отдельных высокоэнергетических ядерных частиц (протоны с энергией выше 10–20 МэВ и ионы солнечных и галактических космических лучей с линейными потерями энергии выше нескольких МэВ·см^{2}·мг$^{-1}$).

11.2.2. Деградация параметров МОПТ

Основными радиационно-чувствительными параметрами МОПТ являются: удельная крутизна, наклон характеристики и подпороговой области и пороговое напряжение.

Удельная крутизна МОПТ зависит от подвижности носителей в их каналах. Воздействие ИИ приводит к уменьшению эффективной подвижности носителей как n-канальных, так и p-канальных МОПТ. Экспериментально установлено, что подвижность зависит от поверхностной плотности поверхностного состояния (ПС) [4].

Особенно критичными к интенсивности воздействия являются n-канальные МОПТ, в которых знаки зарядов окисла и ПС противоположны. В результате происходит частичная компенсация сдвига порогового напряжения n-МОПТ при облучении. При низкоинтенсивном воздействии за счет отжига положительного заряда и медленного довстраивания ПС общий сдвиг порого-

вого напряжения n-МОПТ может оказаться положительным и привести к появлению новых механизмов отказа ИС по сравнению с режимом облучения при средней мощности дозы. В современных СБИС толщина d подзатворного окисла МОПТ снижается до 2–5 нм, в результате чего радиационная чувствительность МОПТ резко уменьшается.

В субмикронных МОПТ проявляются новые механизмы радиационной деградации, приводящие к ухудшению характеристик надежности МОПТ и формированию предпосылок катастрофического отказа СБИС. К ним, в первую очередь, можно отнести процессы деградации и разрушения подзатворного диэлектрика – формирование радиационно-индуцированных токов утечки, и эффекты, вызванные воздействием отдельных ядерных частиц, «жесткий» пробой и эффекты вторичного пробоя. Последние эффекты относятся к локальным радиационным эффектам, вызванным отдельными ядерными частицами.

11.2.3. Радиационные эффекты в биполярных интегральных схемах

Уменьшение размеров биполярных транзисторов (БТ) и переход к интегральным микросхемам большой и сверхбольшой степени интеграции привели к тому, что доминирующими стали поверхностные радиационные эффекты. Эти эффекты связаны с процессами накопления ПС и заряда в пассивирующем окисле над базовой областью транзистора по периферии эмиттерного перехода. В отличие от объемных дефектов, этот механизм деградации имеет место при облучении гамма-фотонами и электронами, в том числе и с малыми интенсивностями, характерными для космической среды.

Главный механизм отказов цифровых биполярных микросхем связан с появлением «паразитной» утечки между соседними скрытыми слоями n-типа, прилегающими к изолирующему окислу, за счет действия поверхностных радиационных эффектов [5, 6].

На границе раздела образуются дополнительные центры рекомбинации, что приводит к уменьшению времени жизни. Как результат деградации времени жизни коэффициент усиления БТ существенно уменьшается.

В целом, количественные эффекты деградации БТ в составе ИС весьма сложны и существенно зависят от очень многих факторов, таких как:

1. Полярность включения во время облучения;
2. Толщина и качество окисла над переходом эмиттер-база;
3. Эффективность захвата заряда в окисле;
4. Уровень инжекции;
5. Температура во время облучения;
6. Мощность дозы.

11.2.4. Особенности радиационных отказов больших интегральных схем

Специфика проявления радиационных эффектов в БИС обусловлена прежде всего малыми размерами активных элементов микросхем, разбросом характеристик однотипных элементов, трудностью проведения полного функционального контроля, возможностью появления отказов из-за нарушения синхронной работы внутренних узлов [7].

Характерной особенностью радиационного поведения БИС является зависимость уровня радиационной стойкости от критериев их работоспособности в процессе проведения испытаний. Эти обусловлено большим числом параметров, которыми характеризуется любая БИС и, кроме того, широким набором режимов функционирования в зависимости от условий применения и назначения аппаратуры, что не позволяет при испытаниях ограничиться некоторыми универсальными для всех возможных применений режимами. Использование двух и более критериев радиационной стойкости может приводить к немонотонному поведению критического уровня отказа в зависимости от условий эксперимента, например, от мощности поглощенной дозы или от температуры. На основании результатов исследований конкретных БИС неправильно делать заключение, что наихудшими условиями облучения являются уровни с интенсивностью порядка 1 рад·с$^{-1}$.

Наиболее критические интенсивности радиационных воздействий зависят от принятых критериев, определяющих работоспособность БИС.

Наличие большого количества элементов внутри БИС приводит к тому, что отказы отдельных элементов описываются некоторой относительно плавной функцией распределения. На данную функцию отказов оказывают влияние как случайные факторы (технологический разброс, стохастическая природа взаимодействия ИИ с веществом и т.п.), так и закономерности, присущие данной БИС.

При наличии неравновесных эффектов будут доминировать случайные процессы взаимодействия ИИ с веществом, поэтому оценку уровня стойкости БИС можно производить только с некоторой вероятностью.

Задавая вероятность отказа отдельного элемента БИС, можно оценить уменьшение уровня стойкости электронной аппаратуры относительно равновесного значения.

11.2.5. Расчетно-экспериментальное моделирование деградации характеристик интегральных схем

Поведение приборов в полях стационарных ИИ зависит от физических параметров воздействия, в частности – мощности дозы, типа и спектральных характеристик излучения, температуры среды. Реакция ИС на воздействие ИИ средней интенсивности (10–1000 рад·с$^{-1}$) может быть установлена непосредственно с помощью экспериментов на моделирующих установках и имитаторов

при выполнении условий адекватности имитационного воздействия. Одним из подходов к решению проблемы является применение расчетно-экспериментальных и ускоренных методов испытаний [8].

Возможная схема метода, реализованного в виде программной расчетной подсистемы RADAN-2, представлена на рис. 11.1.

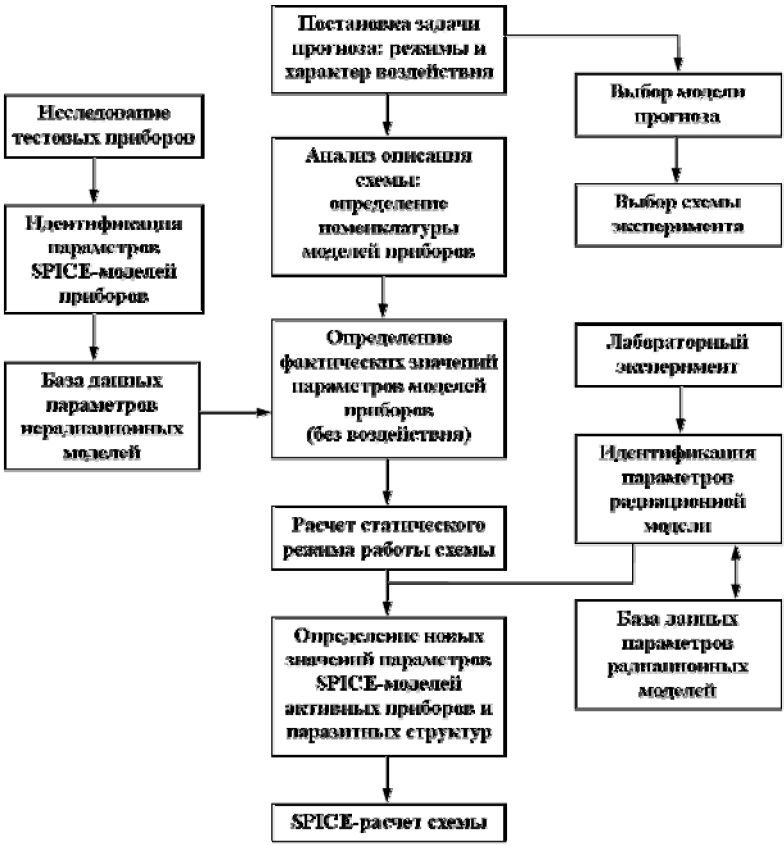


Рис. 11.1. Схема расчетно-экспериментального метода

Расчетным ядром является программа электрофизического моделирования параметров схем PSPICE.

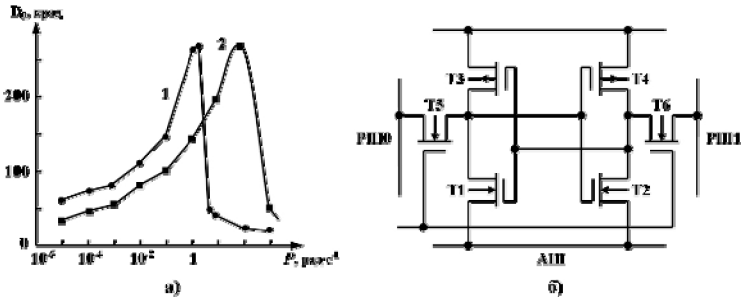
Заданные параметры внешней обстановки (температура, доза, время), в свою очередь, определяют структуру лабораторного эксперимента. В процессе эксперимента измеряется набор ВАХ прибора при определенных дозах облучения и временах отжига. По ВАХ определяются временные зависимости изменений параметров SPICE-модели активного МОПТ и параметры модели паразитных структур. Из анализа временных зависимостей параметров эле-

ментов экстрагируются параметры радиационной модели. Далее вычисляются новые значения параметров моделей элементов и выполняется окончательный анализ схемы.

Таким образом, основные этапы расчета заключаются в следующем:

1. В процессе лабораторного эксперимента измеряется набор ВАХ тестового прибора при различных значениях дозы;
2. По измеренным ВАХ определяются временные зависимости изменений параметров SPICE-моделей активного прибора и паразитной структуры;
3. Из анализа временных зависимостей параметров элементов экстрагируются параметры радиационной модели;
4. Проводится расчет статического режима работы схемы для определения электрического режима МОПТ;
5. На базе радиационной модели МОПТ для заданных характеристик воздействия (дозы и мощности дозы) вычисляются новые значения параметров SPICE-моделей элементов в зависимости от электрического режима их функционирования;
6. В схему включаются элементы (резисторы или МОПТ), эмулирующие деградацию паразитных n-МОПТ. Их номиналы определяются в соответствии с предложенной в работе моделью.
7. Выполняется окончательный анализ схемы.

На рис. 11.2 показаны расчетные зависимости дозы отказа шеститранзисторного элемента памяти статических ЗУ от мощности дозы ИИ.



а) б)

Рис. 11.2. Расчетные зависимости дозы отказа от мощности дозы ИИ (а) при различных температурах 30°С (1) и 80°С (2) шеститранзисторного элемента памяти (б)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

К главе 1

1. Гришин, В.К. Инженерная модель космической среды для диапазона орбит 300…1000 км и солнечной активности $F_{10,7}$ = 70…370 / В.К. Гришин, А.А. Нусинов, Н.Д. Семкин // Ракетно-космическая техника. Труды. Серия XII. Вып. 1. Расчет, проектирование, конструирование и испытания космических систем. – РКК «Энергия», 2001.
2. Мак-Ивен, М. Химия атмосферы. / М. Мак-Ивен, Л. Филипс / Пер. с англ. – М.: Мир, 1978.
3. Альвен, Х. Космическая плазма / Х. Альвен; пер. с англ. – М.: Мир, 1983.
4. Горни, А.Д. Влияние солнечного цикла на околоземную плазму и космические системы / А.Д. Горни; пер. с англ. // Аэрокосмическая техника. – М.: Мир, 1990. – № 8.
5. Собственная внешняя атмосфера высокотемпературных космических аппаратов // НТО П27126: РКК «Энергия». Научн. руков. В.К. Гришин. – 1989.
6. Гришин, В.К. Космическое пространство на низких околоземных орбитах как рабочая среда космических энергетических установок / В.К. Гришин // Сб. Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Вып. 2-3. – РКК «Энергия», 1998. – С. 27-46.
7. Вампола, А.Л. Влияние солнечного цикла на захваченные энергичные частицы / А.Л. Вампола // Аэрокосмическая техника, пер. с англ. – 1990. – № 8. – С. 32-48.
8. Стассинопулос, Э.Г. Радиационные условия работы электроники в космическом пространстве / Э.Г. Стассинопулос, Дж. Н. Реймонд // ТИИЭР. – 1988. – Ч. 6, № 11. – С. 28-43.
9. Гришин, В.К. Массоперенос в сильно разреженном газе/ В.К. Гришин // Инженерно-физический журнал. – 1974. – Т. XXVII, № 2. – С. 246-252.
10. Альперт, Я.Л. Искусственные спутники в разреженной плазме / Я.Л. Альперт, А.В. Гурееич, Л.П. Питаевский – М.: Наука, 1964.
11. Копецкий, М. Правило Гневышева-Оля по гринвичским и пулковским каталогам солнечных пятен / М. Копецкий // Солнечные данные. – 1992. – № 7. – С. 70-74.
12. Hedin, A.E. MSIS-86 Thermospheric model / A.E. Hedin // J. Geophys. Res. – 1987. – Vol. 9. – P. 4649.
13. Wilson, R.M. An emperical method forestimating sunspot number / R.M. Wilson, E.J. Reichman, D.L Teuber // Solar-Terrestrial Predictions: Proceedings of a Workshop at Meudone. – France. NOAA– AFGL; 1984. – P. 26–34.
14. Тимоти, Г. Спектр Солнца между 300 и 1200 А / Г. Тимоти // Поток энергии Солнца и его изменения. – М.: Мир, 1980. – С. 257-285.
15. Нусинов, А.А. Спектр рентгеновского излучения солнца в области 0,1... 10 нм при различных уровнях активности / А.А. Нусинов // Солнечные данные. – 1986. – №7. – С. 57-60.
16. Бруевич, Е.А. Спектр коротковолнового излучения для агрономических расчетов при различных уровнях солнечной активности / Е.А. Бруевич, А.А. Нусинов // Геомагнетизм и аэрономия. – 1984. – Т. 24, – № 4. – С. 581-585.
17. Нусинов, А.А. Зависимость интенсивности линий коротковолнового излучения Солнца от уровня солнечной активности / А.А. Нусинов // Геомагнетизм и аэрономия. – 1984. – Т. 24, – №4. – С. 529-536.
18. Иванов-Холодный, Г.С. Коротковолновое излучение Солнца и его воздействие на верхнюю атмосферу и ионосферу / Г.С. Иванов-Холодный, А.А. Нусинов // Итоги науки

и техники ВИНИТИ. Сер. Исследование космического пространства. – 1987. – №26.– С. 80-154.
19. Нусинов, А.А. Связь между потоками рентгеновского излучения в различных спектральных интервалах / Нусинов, А.А. // Труды Института прикладной геофизики. – М.: Гидрометеоиздат, 1986. – Вып. 68. – С. 70-89.
20. Нусинов, А.А. Вариации рентгеновского излучения Солнца с изменением солнечной активности / Нусинов А.А. // Труды Института прикладной геофизики. – М,: Гидрометеоиздат, 1986. – Вып. 68. – С. 90-103.
21. Solar Geophysical Data. Boulder. USA: US Dept. of Commerce, NOAA. 1967-1988.
22. Альвен, Х. Космическая плазма / Х. Альвен – М.: Мир, 1983. – С. 121-128.
23. Барсуков, В.Л. О пылевых кольцевых образованиях вокруг Земли и Луны и некоторых структурных элементах пылевого образования вокруг Солнца / В.Л. Барсуков, Т.Н. Назарова // Астрономический вестник. – 1983. – Т. XXII, №1. – С. 61-70.
24. Гулак, Ю.К. О возможности образования дискретных пылевых поясов вокруг Земли / Ю.К. Гулак // Астрономический вестник, 1983. – Т. XVII, № 4. – С. 232-237.
25. Пыль в атмосфере и околоземном космическом пространстве: Материалы научных съездов и конференций. // Под ред. Н.Е. Дивари. – М.: Наука, 1973. – 165с.
26. Макдонелл, Ж.А.М. Обзор замеров частиц пыли, сделанных в отдаленных точках космического пространства / Макдонелл, Ж.А.М. / XII конф. КОСПАР – Ленинград, 1970.

К главе 2

1. Федоров, В.К. Контроль и испытания в проектировании и производстве радиоэлектронных средств / В.К. Федоров, Н.П. Сергеев, А.А. Кондрашин – М.: Техносфера, 2005. – 504 с.
2. Бегларян, В.Х. Климатические испытания аппаратуры и средств измерений / В.Х. Бегларян – М.: Машиностроение, 1983.
3. Глудкин, О.П. Технология испытания микроэлементов радиоэлектронной аппаратуры и интегральных микросхем / О.П. Глудкин, В.Н. Черняев – М.: Энергия, 1980.
4. Испытательная техника / Под ред. В.В. Клюева. В 2-х книгах. Кн. 1, 2. – М.: Машиностроение, 1982.
5. Жутовский, В.Л. Испытания средств измерений. Организация и порядок проведения: Справочное пособие / В.Л. Жутовский – М.: Издательство стандартов, 1991.
6. Испытательная техника. / Под ред. В.В. Клюева. В 2-х книгах. Кн. 1, 2. – М.: Машиностроение, 1982.
7. Испытания радиоэлектронной, электронно-вычислительной аппаратуры и испытательное оборудование / Под ред. А.И. Коробова. – М.: Радио и связь, 1987.
8. Конструктивно-технологическое проектирование электронной аппаратуры / Под ред. засл. деятеля науки РФ проф. В.А. Шахнова. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002.
9. Кузнецов, В.А. Основы метрологии / В.А. Кузнецов, Г.В. Ялунина – М.: ИПК издательство стандартов, 1995.
10. Румянцев, С.В. Радиационные методы неразрушающего контроля. Справочник / С.В. Румянцев, А.С. Штань, В.А. Гольцов. – М.: Энергоиздат, 1982.
11. Сергеев, А.Г. Метрология / А.Г. Сергеев, В.В. Крохин – М.: Логос, 2001.
12. Сергеев, Н.П. Метрология в радиоэлектронике / Н.П. Сергеев. – М.: МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского, часть 1 – 1997; 2 – 1999.

13. Тартаковский, Д.Ф. Метрология, стандартизация и технические средства измерений / Д.Ф. Тартаковский, А.С. Ястребов. – М.: Высшая школа, 2001.

К главе 3

1. Федоров, В.К. Контроль и испытания в проектировании и производстве радиоэлектронных средств / В.К. Федоров, Н.П. Сергеев, А.А. Кондрашин. – М.: Техносфера, 2005. – 504 с.
2. Глудкин, О.П. Технология испытания микроэлементов радиоэлектронной аппаратуры и интегральных микросхем / О.П. Глудкин, В.Н. Черняев. – М.: Энергия, 1980.
3. Испытательная техника. / Под ред. В.В. Клюева. В 2-х книгах. Кн. 1, 2. – М.: Машиностроение, 1982.
4. Испытания радиоэлектронной, электронно-вычислительной аппаратуры и испытательное оборудование / Под ред. А.И. Коробова. – М.: Радио и связь, 1987.
5. Жутовский, В.Л. Испытания средств измерений. Организация и порядок проведения. Справочное пособие / В.Л. Жутовский. – М.: Издательство стандартов, 1991.
6. Испытательная техника / Под ред. В.В. Клюева. В 2-х книгах. Кн. 1, 2. – М.: Машиностроение, 1982.
7. Испытания радиоэлектронной, электронно-вычислительной аппаратуры и испытательное оборудование / Под ред. А.И. Коробова. – М.: Радио и связь, 1987.
8. Конструктивно-технологическое проектирование электронной аппаратуры / Под ред. засл. деятеля науки РФ проф. В.А. Шахнова. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002.
9. Кузнецов, В.А. Основы метрологии / В.А. Кузнецов, Г.В. Ялунина. – М.: ИПК издательство стандартов, 1995.
10. Румянцев, С.В. Радиационные методы неразрушающего контроля. Справочник / С.В. Румянцев, А.С. Штань, В.А. Гольцов. – М.: Энергоиздат, 1982.
11. Сергеев, А.Г. Метрология / А.Г. Сергеев, В.В. Крохин. – М.: Логос, 2001.
12. Сергеев, Н.П. Метрология в радиоэлектронике / Н.П. Сергеев. – М.: МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского, часть 1 – 1997; 2 – 1999.
13. Тартаковский, Д.Ф. Метрология, стандартизация и технические средства измерений / Д.Ф. Тартаковский, А.С. Ястребов. – М.: Высшая школа, 2001.

К главе 4

1. Федоров, В.К. Контроль и испытания в проектировании и производстве радиоэлектронных средств / В.К. Федоров, Н.П. Сергеев, А.А. Кондрашин. – М.: Техносфера, 2005. – 504 с.
2. Бутин, В.И. Система радиационных испытаний электронной техники / В.И. Бутин, В.Ф. Зинченко, А.А. Романенко. – Владимир, 2003.
3. Глудкин О.П. Технология испытания микроэлементов радиоэлектронной аппаратуры и интегральных микросхем/ О.П. Глудкин, В.Н. Черняев – М.: Энергия, 1980.
4. Испытательная техника / Под ред. В.В. Клюева. В 2-х книгах. Кн. 1, 2. – М.: Машиностроение, 1982.
5. Жутовский В.Л. Испытания средств измерений. Организация и порядок проведения. Справочное пособие. – М.: Издательство стандартов, 1991.

6. Испытательная техника / Под ред. В.В. Клюева. В 2-х книгах. Кн. 1, 2. – М.: Машиностроение, 1982.
7. Испытания радиоэлектронной, электронно-вычислительной аппаратуры и испытательное оборудование / Под ред. А.И. Коробова. – М.: Радио и связь, 1987.
8. Конструктивно-технологическое проектирование электронной аппаратуры / Под ред. засл. деятеля науки РФ проф. В.А. Шахнова. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002.
9. Кузнецов, В.А. Основы метрологии / В.А. Кузнецов, Г.В. Ялунина. – М.: ИПК издательство стандартов, 1995.
10. Румянцев, С.В. Радиационные методы неразрушающего контроля. Справочник / С.В. Румянцев, А.С. Штань, В.А. Гольцов. – М.: Энергоиздат, 1982.
11. Сергеев, А.Г. Метрология / А.Г. Сергеев, В.В. Крохин. – М.: Логос, 2001.
12. Сергеев, Н.П. Метрология в радиоэлектронике / Н.П. Сергеев – М.: МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского. – часть 1 – 1997; 2 – 1999.
13. Тартаковский, Д.Ф. Метрология, стандартизация и технические средства измерений / Д.Ф. Тартаковский, А.С. Ястребов – М.: Высшая школа, 2001.

К главе 5

1. Голубев, В.П. Дозиметрия и защита от ионизирующих излучений / В.П. Голубев – М.: Атомиздат, 1977. – 503 с.
2. Костюков, Н.С. Радиационная стойкость диэлектриков / Н.С. Костюков, В.В. Маслов, М.И. Муминов – Ташкент: Изд-во ФАН, 1981. – 211 с.
3. Гусев, Н.Г. Защита от ионизирующих излучений/ Н.Г. Гусев, В.П. Машкович, А.П. Суворов // Физические основы защиты от излучений. – М.: Атомиздат, 1980. – Т.14. – 61 с.
4. Стародубцев, С.В. Взаимодействие гамма-излучения с веществом / С.В. Стародубцев, А.М. Романов. – Ташкент: Изд-во Наука УзбССР. 1964. – Ч.1. – 249 с.
5. Пикаев, А.К. Дозиметрия в радиационной химии / А.К. Пикаев. – М.: Наука. 1975. – 312 с.
6. Рыкалин, Н.Н. Лазерная и электронно-лучевая обработка материалов: Справочник / Н.Н. Рыкалин, А.А. Углов, И.В. Зуев, А.Н. Кокора. – М.: Машиностроение, 1985. – 496 с.
7. Locker, D.R. Displacement Thresholds in ZnO / D.R. Locker, J.M. Meese // IEEE Trans Nuclear Scy. – 1972. – V.19. – P.237-242.
8. Конобоевский, С.Т. Действие облучений на материалы / С.Т. Конобоевский. – М.: Атомиздат, 1967. – 564 с.
9. Чарлзби, А. Ядерные излучения и полимеры / А. Чарлзби. – М.: Изд-во Иностр. лит., 1962. – 564 с.
10. Винецкий, В.Л. Радиационная физика полупроводников / В.Л. Винецкий, Г.А. Холодарь. – Киев: Наук. думка, 1979. – 336 с.
11. Михайлов, М.М. Синергетический эффекты при облучении кристаллов KCl электронами и протонами / М.М. Михайлов, В.М. Ардышев, Е.В. Лазарев // Тез. докл. Первого Всерос. симп. по твердотельным детекторам ионизирующих излучений – ТТД-97. – Екатеринбург, 1997. – С. 128.
12. Келли, Б. Радиационное повреждение твердых тел / Б. Келли. – М.: Атомиздат, 1970. – 236 с.

13. Симонов, В.В. Оборудование ионной имплантации / В.В. Симонов [и др.]. – М.: Радио и связь, 1988. – 183 с.
14. Бронштейн, В.А. Метеоры, метеориты, метеороиды / В.А. Бронштейн. – М.: Наука, 1987. – 176 с.
15. Бронштейн, В.А. Физика метеорных явлений / В.А. Бронштейн. – М.: Наука, 1981. – 416 с.
16. Романчиков, В.П. Расчет размеров повреждений элементов КА при высокоскоростном и гиперскоростном воздействии механических частиц естественного и искусственного происхождения / В.П. Романчиков, А.Г. Бровкин, И.Б. Люлин // Тр. Всесоюзн. научно-практич. конф. «Моделирование влияния факторов антропологического загрязнения околоземного космического пространства на элементы конструкции и системы космических аппаратов». – М., 1992. – С. 226-234.
17. Новиков, Л.С. Масс-спектрометрия ионов, имитируемых при соударении микрометеорных частиц с материалами / Л.С. Новиков, Н.Д. Семкин // Физика и химия обработки материалов. – 1989. – №6. – С. 49-56.
18. Лобанов, А.Б. Оценка воздействия микрометеорного вещества на искусственные космические объекты / А.Б. Лобанов, Е.А. Павлюченко // Космические исследования – 1998. – Т.36, №5. – С. 535-541.

К главе 6

1. Мирошниченко, Л.И. Формирование спектра и энергетика солнечных космических лучей / Л.И. Мирошниченко // Изв. АН СССР. Сер. физ. – 1981, Т. 45. – №4. – С. 588-591.
2. Росин, Б. Космические лучи / Б. Росин / Пер. с англ. Н.В. Зелевинской, В.М. Максименко. – М.; Атомиздат, 1966. – 236 с.
3. Михайлов, М.М. Деформация спектров диффузного отражения окиси цинка в вакууме после облучения электронами / М.М. Михайлов, М.И. Дворецкий // Радиационностимулированное явление в твердых телах. – Свердловск: Изд-во УПИ, 1984. – 36. – С. 27-31.
4. Михайлов, М.М. Исследование процессов окрашивания и релаксации облученных электронами гетерогенных систем $ZnO+K_2SiO_3$ и ZnO+полиметилсилоксан / М.М. Михайлов, М.И. Дворецкий // Журн. физ. химии, 1984. – Т.58, №5, – С. 1174-1177.
5. Косицин, Л.Г. Установка для исследования спектров диффузного отражения и люминесценции твердых тел в вакууме / Л.Г. Косицин [и др.]. // ПТЭ. – 1985. – №4. – С.
6. 17Рвачев, В.П. К теории и применению интегрального фотометра для исследования объектов с произвольными индикатрисами рассеяния / В.П. Рвачев, М.Ю. Сахновский // Оптика и спектроскоп. – 1965. – Е.18, №3. – С. 488-494.
7. Гутников, Б.Я. Фотометрические свойства алюминиевых рассеивателей / Б.Я. Гутников [и др.]. // Опт. – мех. пром-сть. – 1972. – С. 54-56.
8. Naumov, S.F. Research of Thermal Control Coating Optical Characteristics During Long-Term Near Earth Orbital Flight / S.F. Naumov, A.A. Gorodetsky, S.A. Demidov // Proceedings of the Sixth International Symposium on Materials in a Space Environment: ESTEC. – Nordwijk The Netherlands, 19-23 September. – 1994. – P. 367-370.
9. Fogdall, L.B. Space Radiation Effects of a Simulated Venus-Mercury Fly by on Solar Absorptance and Transmittans Properties of Solar Cells, Cover Gasses, Adhesives and Kapton Film / L.B. Fogdall, S.S. Cannaday // AIAA Paper. – 1971. – 3451. – P. 1-12.

10. Михайлов, М.М. Установка для исследования свойств материалов, имитирующая условия Космоса / М.М. Михайлов, Ю.А. Рылкин // Приборы и техника эксперимента – 1991, №3. – С. 180-181.
11. Pearson, O.L. AIAA(IES)ASTM 10-th Space Simulation Conference / O.L. Pearson // Bethesda, Md. 1978. Collect. Iechm. Pap. N.Y. – 1978. – №4. – P. 118.
12. Черник, В.Н. Высоковакуумный стенд для исследования воздействия на материалы потоков кислородной плазмы и оптического излучения / В.Н. Черник, В.И. Титов, В.Г. Соловьев // Вакуумная техника и технология. – 1991. – Т.1, №4. – С. 52-54.
13. Гуртяченко, Г.В. Динамический метод определения интегрального полусферического коэффициента a_S и ε / Г.В. Гуртяченко, М.М. Михайлов // Теплофизика выс. температур. – 1975. – Т.13. – №5, С. 964-968.
14. Новицкий, Л.А. Методы и средства исследования поглощения телами солнечной радиации / Л.А. Новицкий // Теплофизика выс. температур. – 1969. – Т.6, №3. – С. 529-536.
15. Осипова В.А. Определение степени черноты металлов при высоких температурах методом регулярного режима / В.А. Осипова // Теплоэнергетика. – 1958. – №4. – С. 59-63.
16. Михайлов, М.М. Сверхвысоковакуумная установка для исследования излучательной и поглощательной способности материалов / М.М. Михайлов [и др.]// Рукопись деп. в ВИНИТИ, № 7578-73.
17. Падерин, Л.Я. Методы исследования радиационных характеристик теплозащитных материалов и покрытий летательных аппаратов / Л.Я. Падерин [и др.] // Тр. VII Научных чтений по космонавтике. – М.: АН СССР, 1983. – С. 58-66.
18. Кумахов, М.А. Диссертация к.ф.м.н. НИИЯФ МГУ, 1968.
19. Беспалов, В.И. Спектральные характеристики (^{90}Sr – ^{90}Y) – моделирующей установки / В.И. Беспалов [и др.] // Материалы I Всесоюзной научно-технической конференции «Радиационная стойкость бортовой аппаратуры и элементов космических аппаратов». Томск: ТПИ. 1991. – С. 154-155.
20. Беспалов, В.И. Спектральная характеристика ^{60}Co-моделирующей установки / В.И. Беспалов [и др.] // Материалы I Всесоюзной научно-технической конференции «Радиационная стойкость бортовой аппаратуры и элементов космических аппаратов». Томск: ТПИ. 1991. – С. 156-157.
21. Верхотуров, В.И. Моделирование энергетического спектра электронного излучения при испытаниях ЭРИ на ускорителях электронов / В.И. Верхотуров, О.С. Графодатский, В.И. Быков // Материалы I Всесоюзной научно-технической конференции «Радиационная стойкость бортовой аппаратуры и элементов космических аппаратов». Томск: ТПИ. 1991. – С. 158-159.
22. Соловьев, Г.Г. Распространение света в лакокрасочных материалах / Г.Г. Соловьев. – М.: НИИТЭХИМ, 1979.
23. Михайлов, М.М. Исследование совместного действия УФ, электронов и протонов на оптические свойства покрытия Zn_2TiO_4+K_2SiO_3 / М.М. Михайлов, М.И. Дворецкий // Тез. докл. II Международной конференции «Реальная структура и свойства ацентричных кристаллов». – Александров: ВНИИСИМС, 1995. – С. 14-15.
24. Михайлов, М.М. Особенности изменения оптических свойств ортатитаната цинка при раздельном и совместном облучении электронами, протонами и ультрафиолетом / М.М. Михайлов, М.И. Дворецкий // Изв. АН СССР. Неорган. материалы. – 1992. – Т. 28, №7. – С. 1431-1436.
25. Михайлов, М.М. Исследование зависимости коэффициента поглощения солнечной радиации терморегулирующих покрытий от интенсивности потока электронов / М.М.

Михайлов [и др.] // Космическая технология и материаловедение. – М.: Наука, 1982. – С. 106-111.

К главе 7

1. Стародубцев, С.В. Взаимодействие гамма-излучения с веществом / С.В. Стародубцев, А.М. Романов. – Ташкент: Изд-во Наука УзбССР. 1964. – Ч.1. – 249 с.
2. Михайлов, М.М. Исследование зависимости коэффициента поглощения солнечной радиации терморегулирующих покрытий от интенсивности потока электронов / М.М. Михайлов [и др.] // Космическая технология и материаловедение. – М.: Наука, 1982. – С. 106-111.
3. Михайлов, М.М. О возможности замены электромагнитного излучения Солнца ускоренными электронами при испытании материалов космической техники // Перспективные материалы. – 1997, №6. – С. 19-24.
4. Mihailov, M.M. The Influence of Accelerated Testing on Space / M.M. Mihailov // Abstracts First Korea-Russia International Symposium on Science and Technology, 1977, at University of Ulsan. – P. 56-58.
5. Mihkailov, M.M. Models of Predicting the Optical Properties of Thermal Regulating Coatings for Space Systems / M.M. Mihailov // J. Advanced Materials, Cambridge: Interscience Publishing. – 1995. – Vol. 2, #3. – P. 200-208.
6. Mihailov, M.M. Method of examining the thermal adjusting Coatings of Space apparatus / M.M. Mihailov, W.N. Krutikov // J. Advanced Materials, Cambridge: Interscience Publishing. – 1996. – Vol.3, #1. – P. 21-28.
7. Михайлов, М.М. Исследование зависимости коэффициента поглощения солнечной радиации терморегулирующих покрытий от интенсивности ультрафиолетового излучения / М.М. Михайлов, М.И. Дворецкий, Л.Г. Косицын // Космическая технология и материаловедение. – М.: Наука, 1982. – С. 100-106.
8. Михайлов, М.М. Терморегулирующие покрытия для космических аппаратов в условиях действия солнечного электромагнитного излучения / / М.М. Михайлов // Перспективные материалы. – 1999. №1. – С. 11-21.
9. Михайлов, М.М. Полосы поглощения собственных точечных дефектов облученного оксида цинка / М.М. Михайлов, В.В. Шарафутдинова // Изв вузов. Физика. – 1997. – №9. – С. 106-112.
10. Вайсбурд, Д.И. Накопление, разрушение и коагуляция электронных центров в щелочногалоидных кристаллах под действием протонов / Д.И. Вайсбурд, А.Н. Кравец, Н.Л. Терентьев // Тр. межвузовской конф. по радиационной физике. – Томск, 1970. – С. 98-108.
11. Pinson, I.D. synergetic and asseverated testing effects on space terminal control materials / I.D. Pinson, I.A. Wiebel // AIAA /IES/ ASTM Space Simulation Conference Houston. – Texas. 1965, P. 110-117.
12. Коршунов, Ф.П. Влияние интенсивности электронного излучения на радиационную стойкость биполярных БИС / Ф.П. Коршунов, Ю.В. Богатырев, В.И. Кульгачев // Материалы I Всесоюзной научно-технической конференции «Радиационная стойкость бортовой аппаратуры и элементов космических аппаратов». – Томск, 1991. – С. 85-86.
13. Михайлов, М.М. Методика прогнозирования работоспособности терморегулирующих покрытий космических аппаратов по результатам наземных испытаний / М.М. Михайлов, М.И. Дворецкий // Неорган. материалы. – 1994. – Т.30, №1. – С. 1-9.

14. Карташов, Г.Д. О гипотезе Майнера и принципе Седекина / Г.Д. Карташов // Техническая кибернетика, 1996, №3.
15. Михайлов, М.М. Влияние парциального давления кислорода на окрашивание системы ZnO+полиметилфенилсилоксан при облучении / М.М. Михайлов // Физ.химии. 1980. – Т.54, №10. – С. 2592-2595.
16. Клиншпонт, Э.Р. Полимерные диэлектрики в условиях комбинированного воздействия ионизирующих излучений и других физических факторов / Э.Р. Клиншпонт, В.К. Милинчук // Тез.докл. I Всесоюзного совещания «Диэлектрические материалы в экстремальных условиях». – Суздаль, 1990. – Т.2 – С. 216-238.
17. Тупиков, В.И. Проблемы стойкости полимерных материалов в условиях космического пространства / В.И. Тупиков, Э.Р. Клиншпонт, В.К. Милинчук // ХВЭ. – 1996. – Т.30, №1. – С. 49-57.

К главе 8

1. Акишин, А.И. Воздействие окружающей среды на материалы космических аппаратов / А.И. Акишин, Л.С. Новиков. – М.: Знание, 1983, 64 с.
2. Вернов, С.Н. Радиационные пояса Земли. В кн.: Успехи СССР в исследовании космического пространства. Первое космическое десятилетие. 1957-1967/ С.Н. Вернов, П.В. Вакулов, Ю.И. Логачев. – М.: Наука, 1968, с. 106-148.
3. Муртазов, А.К. Экология околоземного космического пространства / А.К. Муртазов – М.: Физматлит, 2004, 304 с.
4. ГОСТ 25645.103-84. Условия физические космического пространства. Термины и определения. – М.: Изд-во стандартов, 1984.
5. Власов, М.Н. Космос и экология / М.Н. Власов // Природа, 1992, №8. – С. 1-11.
6. Нусинов, М.Д. Воздействие и моделирование космического вакуума. – М.: Машиностроение, 1982, 176 с.
7. Модель космического пространства / Под ред. акад. Вернова С.Н. т. 2. Моделирование воздействия космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. – М.: НИИЯФ МГУ, 1983, 771 с.
8. Рыжов, Ю.А. Внешняя атмосфера летательных аппаратов и ее взаимодействие с элементами конструкции. Динамика разреженных газов и молекулярная газовая динамика / Ю.А. Рыжов / Тем. сб. науч. тр. МАИ. – М.: Изд-во МАИ, 1988, с. 3-27.
9. Хирс, Д. Испарение и конденсация / Д. Хирс, Г. Паунд – М.: Металлургия, 1966, 195 с.
10. Кошмаров, Ю.А. Прикладная динамика разреженного газа / Ю.А. Кошмаров, Ю.А. Рыжов – М.: Машиностроение, 1977, 184 с.
11. Барейсс, Л.Э. Метод расчета параметров собственной внешней атмосферы орбитальной станции / Л.Э. Барейсс / Спейслэб. Ракетная техника и космонавтика, 1979. – С. 97-108.
12. Рыжов, Ю.А. О методах расчета параметров собственной внешней атмосферы космических аппаратов / Ю.А. Рыжов / Тезисы докладов VIII Всесоюзной конференции по динамике разреженных газов. – М., 1986, с. 107.
13. Варакин, Г.К. Динамика собственной внешней атмосферы при газовыделении поверхности летательных аппаратов/ Г.К. Варакин / Труды VIII Всесоюзной конференции по динамике разреженных газов (Аэродинамика, тепло– и массообмен в разреженном газе). – М., 1987, с. 16-21.

14. Альперт, Я.Л. Искусственные спутники в разреженной плазме / Я.Л. Альперт, А.В. Гуревич, Л.П. Питаевский – М.: Наука, 1965, 384 с.
15. Баранцев, Р.Г. Взаимодействие газов с обтекаемыми поверхностями / Р.Г. Баранцев. – М.: Наука, 1975, 344 с.
16. Лукьянов, Г.А. Об истечении газа в вакуум / Г.А. Лукьянов, В.А. Силантьев / Изв. АН СССР, Сер. МЖГ, 1968, №5, с. 146-149.
17. Хасаншин, Р.Х. Математическое моделирование конденсации продуктов газовыделения при термовакуумном воздействии на материалы покрытий космических аппаратов / Р.Х. Хасаншин / Космонавтика и Ракетостроение, 2003, вып. 4 (33), с. 111-120.
18. Сальников, В.А. Потеря массы материалами в вакууме (Математическая модель) / В.А. Сальников, Б.С. Вайсберг / The VI International Symposium on Spacecraft Materials in Space Environment, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 19-23.09.1994.
19. ГОСТ Р 50109-92. Материалы неметаллические. Метод испытаний на потерю массы и содержание летучих конденсирующихся веществ при вакуумно-тепловом воздействии.
20. Грошковский, Я. Техника высокого вакуума / Я. Грошковский – М.: Мир, 1975, 622 с.
21. Сорбционные процессы в вакууме / Под ред. Музнакова К.Н. – М.: Атомиздат, 1966, 313 с.
22. Кучеренко, Е.Т. Справочник по физическим основам вакуумной техники/ Е.Т. Кучеренко – Киев. Высшая школа, 1981, 263 с.

К главе 9

1. Акишин, А.И. Взаимодействие ионосферной плазмы с материалами и оборудованием космических аппаратов / А.И. Акишин, С.К. Гужова // Физика и химия обработки материалов. – 1993. – №3. – С. 40-47.
2. Leger, L.J. Oxygen atomic reaction with shuttle materials at orbital altitude – data and experiment status / L.J. Leger // AIAA paper, 83-0073. – 1983.
3. De Rooij, A. Some results of the oxidation investigation of copper and silver samples flown on LDEF / A. De Rooij // In: Proc. 5th Intern. Symp. On Spacecraft Materials in Space Environment. – 1991. – P. 109-129.
4. Caledonia, G.E. Laboratory studies of fast oxygen atom interactions with materials / G.E. Caledonia, R.H. Krech, D.B. Oakes // In: Proc. 6th Symp. On Materials in Space Environment; ESTEC. – 1994. – P. 285-292.
5. Kootz, S. Vacuum ultraviolet/atomic oxygen synergism in material reactivity / S. Kootz, L. Leger, K. Albyn, J. Cross // J. Spacecraft and rockets. – 1990. – Vol. 27, #3. – P. 346-348.
6. Iskanderova, Z. Influence of content and structure of hydrocarbon polymers on erosion by atomic oxygen / Z. Iskanderova, J. Kleiman, Yu. Gudimenko, R.C. Tennisson // J. Spacecraft and rockets. – 1995. – Vol.32. – P. 878-884.
7. Скурат, В.Е. Оценка вероятности химической реакции при столкновениях атомов кислорода с энергией 5 эВ с поверхностями различных органических полимеров / В.Е. Скурат // Докл. РАН. – 1996. – Т. 349, № 2. – С. 207-211.
8. Скурат, В.Е. Уточнение вероятности реакций быстрых атомов кислорода (5 эВ) при столкновениях с поверхностями органических полимеров и углерода / В.Е. Скурат // В кн. Тез. Докл. 9 конф. Деструкция и стабилизация полимеров. – М., РАН. – 2001. – С. 182-183.

9. Войценя, В.С. Воздействие низкотемпературной плазмы и электромагнитного излучения на материалы / В.С. Войценя, С.К. Гужова, В.И. Титов // М.: Энергоатомиздат. – 1991. – 224 с.
10. Новиков, Л.С. Исследование углепластика КМУ-ЧЛ с покрытием ЭКОМ-1 при лабораторной имитации длительного полета в ионосфере / Л.С. Новиков [и др.] // Перспективные материалы. – 2001. – №5. – С. 20-26.
11. Кудрявцев, Н.Н. Методы генерации пучков атомарного кислорода / Н.Н. Кудрявцев, О.А. Мазяр, А.М. Сухов // Приборы и техника эксперимента. – 1994. – Т. 163, №1. – С. 31-48.
12. Акишин, А.И. Воздействие на материалы и элементы оборудования космических аппаратов вакуума, частиц ионосферной плазмы и солнечного ультрафиолетового излучения / А.И. Акишин, Л.С. Новиков, В.Н. Черник // В кн. Новые наукоемкие технологии в технике. Энциклопедия. – Т. 17. / Под. ред. Новикова Л.С., Панасюка М.И. – М.: ЗАО НИИ «ЭНЦИТЕХ». – 2000. – С. 100-138.
13. Kleiman, J. Atomic oxygen beam sources: a critical overview / J. Kleiman, Z. Iskanderova, Yu. Gudimenko, S. Gorodetsky // In: Proc 9th Symp. On. Materials in Space Environment; ESTEC. – 2003. – SP-540. – P. 313-324.
14. А.С. № 1797448, МКИНО1J. Газоразрядный источник плазмы дуоплазматронного типа. Черник В.Н. (СССР) Заявка №4902982 от 18.01.1991. Заявл. 18.01.1991. Опубл. 12.09.1995. Бюл. №19. – 3 с.
15. Барбашев, Е.А. Воздействие вакуумного УФ-излучения Солнца – основная причина ухудшения механических свойств политетрафторэтилана в условиях околоземного космического пространства / Е.А. Барбашев, Ю.И. Дорофеев, В.Е. Скурат // Докл. АН СССР. – 1992. – Т. 325, №4. – С. 730-734.
16. Матвеев, В.В. О механизме возникновения шероховатости поверхности полимерных материалов при анизотропном травлении пучком быстрого атомарного кислорода / В.В. Матвеев [и др.] // Химическая физика. – 1998. – Т. 17, №4. – С. 120-128.
17. Никифоров, А.П. Проблемы изучения механизма взаимодействия вакуумного УФ излучения и гипертермического атомарного кислорода (5 эВ) с полимерными материалами космических летательных аппаратов / А.П. Никифоров [и др.] // Химическая физика. – 2002. – Т. 21, №5. – С. 73-82.
18. Васильев, В.Н. Свечение космических аппаратов различных геометрических форм на теневых участках орбиты и возможность его регистрации наземными средствами / В.Н. Васильев, Г.С. Мишин // Космонавтика и ракетостроение. – М.: Изд-во ЦНИИмаш. – 1994. – №2. – С. 72-78.

К главе 10

1. Высокоскоростные ударные явления / Под ред. В.И. Николаевского. – М.: Наука, 1971.
2. Модель космического пространства / Под ред. ак. Вернова С.Н., М.: Изд. МГУ, 1983, издание 7ое, Т.3. С. 281, 311.
3. Мержиевский, Л.А. Высокоскоростное метание твердых тел / Л.А. Мержиевский // Физика горения и взрыва, 1987, т. 23, № 5, С. 791.
4. Крыса, В.К. Вакуумные испытательные комплексы для ускорения мелкодисперсных частиц / В.К. Крыса [и др.] // Труды Всесоюзной научно-практической конференции Моделирование влияния факторов антропогенного загрязнения околоземного космического пространства на элементы конструкций и систем КА. – Ленинград, 1990, С. 37-45.

5. Златин, Г.А. Баллистические установки и их применение в экспериментальных исследованиях / Г.А. Златин [и др.] М.: Наука, 1974.
6. Анисимов, А.Г. Рельсотронные ускорители макрочастиц. Ч. 1, 2. Общие характеристики. Доклад на IV Международной конференции по генерации мегагаусных магнитных полей и родственным экспериментам. / А.Г. Анисимов, В.М. Титов. – США, Санта-Фе, 14-17 июля 1986. – С. 311-330.
7. Scully C.N. e.a. Symp. Hypervelocity Impact 7th, tampa, Florida, Nov., 1964, p. 123.
8. A hypervelocity microparticle linear accelerator. J.P. Friichtenicht // Nuclear instruments and methods. Vol. 28, pp. 70-78.
9. Швецов, Г.А. Рельсотронные ускорители макрочастиц. Ч. 1. Общие характеристики / Г.А. Швецов [и др.] / Докл. на IV междунар. конф. по генерации мегагаусных магнитных полей и родственным экспериментам. – США, Санта-Фе, 14-17 июля 1986, 311 с.
10. Швецов, Г.А. Рельсотронные ускорители макрочастиц. Ч. 2. Общие характеристики / Г.А. Швецов [и др.] / Докл. на IV междунар. конф. по генерации мегагаусных магнитных полей и родственным экспериментам. – США, Санта-Фе, 14-17 июля 1986, 530 с.
11. Болотин, В.А. Развитие оптических методов диагностики себляционно ускоряемой плазмы на установке «мишень» / В.А. Болотин [и др.] /Отчет Ин-т атомн. энергии им. И.В. Курчатова. – ИАЭ – 5165/7. – М.: 1990.
12. Frichtenicht, J.F. Symp. Hypervelocity Impact 4th / J.F. Frichtenicht, D.G. Becker, B. Hamermesh.– Eglin, Florida, April, 1960.
13. Frichtenicht J.F., Becker D.G. Astrophys. J. 1971, 166, 3, 1, 717.
14. Mc Donnalds J. A. M. A Smitched lineon acceleration technique for microparticles. Rev. Sci. Instrum., 42, 1971, pp. 274.
15. J.C. Slattery, D.G. Becker, B. Hamermesh, N.L. Roy. A linear accelerator for simulated micrometeors. Rev. Sci. Instrum. 44, #6, 1973, pp. 755-762.
16. Portnyagin Yu.J., Klyuev O.F., Semkin N.D. ect. Simulation of cosmic man-male dust effects on space vehicle elements in Rocket and Laboratory experiments. The XXIII wheeling of COSPAR June-July, 1990. The Hague The Netherlands.
17. Манзон, Б.М. Ускорение макрочастиц для управляемого термоядерного синтеза / Б.М. Манзон //Успехи физических наук, Том 134, вып.2, Август 1981г., стр. 611-639.
18. Мержиевский, Л.А. Высокоскоростное метание твердых тел / Л.А. Мержиевский //Физика горения и взрыва, №5, 1987г., стр. 77-91.
19. Новиков, С.А. Установки взрывного типа для механических испытаний материалов и конструкций (Обзор)/ С.А. Новиков, В.А. Петров. – М.: ЦНИИатоминформ, 1989. – 37 с.
20. Голубятников, А.Н. Методы повышения эффективности легкогазовых баллистических установок / А.Н. Голубятников, Н.Е. Леонтьев, Н.Н. Пилюгин. //Успехи механики, № 2 апрель – июнь, 2003 г., стр. 97-125.
21. Fechtig H. , Grun E., Kissel J. Laboratory simulation. Charber 9, M.P. Institute für Kernphysik, 69, Heidelberg 1, FRG, 1989, s.594-601.
22. Акишин, А.И. Методика и оборудование имитационных испытаний материалов космических аппаратов / А.И. Акишин, Л.С. Новиков. – М.: Изд-во Моск. ун-та, 1990, 90 с.
23. Семкин, Н.Д. Инжектор заряженных пылевых частиц / Н.Д. Семкин [и др.] // Приборы и техника эксперимента. №3 2006г., с. 154-159. (На английском языке: N.D. Semkin , A.V. Piyakov, K.E. Voronov, S.M. Shepelev, and N.L. Bogoyavlenskii. A Charged Dust Particle Injector, Instruments and Experimental Techniques, 2006, Vol.49, No.3, pp. 440-445).

24. Zhehui Wang and G. A. Wurden. Hypervelocity dust beam injection for national spherical torus experiment. //Review of Scientific Instruments, Volume 75, Number 10 October 2004, ss. 3436 – 3438
25. Бедняков, А.А. Инжекция, формирование потока и контроль параметров твердых частиц, ускоряемых на электростатическом генераторе ЭГ-8 / А.А. Бедняков [и др.] //Приборы и техника эксперимента, №2, 1998 г., стр. 149-156.
26. Семкин Н.Д., Воронов К.Е., Новиков Л.С., Пияков А.В. Источник заряженных пылевых частиц. //Патент на изобретение №2242849, выдан в 2004г., БИ 2004 №35
27. Семкин Н.Д., Пияков А.В., Воронов К.Е., Шепелев С.М. Источник заряженных пылевых частиц. Патент на полезную модель №58839, выдан в 2006г.
28. Daniel E. Austin. Impact-ionization mass spectrometry of cosmic dust //Thesis by Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Doctor of Philosophy, California Institute of Technology, Pasadena, California, 2003
29. Berglund, R. N. and Liu, B. Y. H. Generation of monodisperse aerosol standards. //Environmental Science and Technology, 1973. 7(2): p. 147-153.
30. Семкин Н.Д. Исследование потоков микрочастиц при электростатическом диспергировании жидкости / Н.Д. Семкин, С.М. Шепелев //Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, №3, 2006г., стр. 44-51.
31. Friichtenicht, J., F., Two-million-Volt electrostatic accelerator for hypervelocity research, Rev. Sci. Instrum., 34, 1962, 209-212
32. Acceleration of micro-particles to hyper velocities by using a 3.75 mv van de graaff accelerator. S. Hasegawa, A. Fujiwara, K. Morishige, H. Yano, T. Nishimura, S. Sasaki, Y. Hamabe, H. Ohashi, K. Nogami, T. Kawamura, T. Iwai, K. Kobayashi, and H. Shibata. // Lunar and Planetary Science XXX submitted, ss. 1543-1544.
33. Friichtenicht, J., F., Micrometeoroid simulation using nuclear accelerator techniques, Nucl. Instrum. Meth., 28, 1964, 70-78
34. D.G. Becker, J.F. Friichtenicht. Measurement and Interpretation of the Luminous efficiencies of Iron and Copper Simulated micrometeors. //The Astrophysical Journal, vol. 166, 1971 June #15, ss.699-716.
35. D.G. Becker, J.F. Friichtenicht, B. Hamermesh, and R. V. Langmuir. Variable-Ferquence Radially-Stable Micrometoroid Accelerator. // Review of Scientific Instruments, Vol.36, #10, 1965, ss. 1480-1481 (на русском языке: Беккер, Фрюхтенихт, Хамермеш и Лэнгмюр. Ускоритель для микрометеоритов. //Приборы для научных исследований, №10, 1965г., стр. 86-87).
36. J.C. Slattary, D.G. Becker, B. Hamermesh, and N.L. Roy. A Linear Accelerator for Simulated Micrometeors. // Review of Scientific Instruments, Vol.44, #6, June 1973, ss. 755-762. (на русском языке: Слеттери, Беккер, Хамермеш, Рой. Линейный ускоритель для моделирования микрометеоритов. //Приборы для научных исследований, том 44, №6, 1973 г., стр. 89-97).
37. Семкин, Н.Д. Линейный ускоритель для моделирования микрометеоритов / Н.Д. Семкин [и др.] // Приборы и техника эксперимента. №2 2007г., с. 140-147. (На английском языке: Instruments and Experimental Techniques, 2007, Vol. 50, No. 2, pp. 275–281.).
38. Семкин Н.Д., Воронов К.Е., Пияков А.В., Помельников Р.А. Ускоритель высокоскоростных пылевых частиц. Патент на изобретение №2205525, выдан в 2003г. РФ. 2003. С. 2.
39. Семкин, Н.Д. Имитатор космической пылевой плазмы / Н.Д. Семкин, А.В. Пияков, К.Е. Воронов // Авиакосмическое приборостроение, №7, 2003г., с.24 – 29.

40. Pozwolski, A. A compact laser-driven accelerator of macroparticles / A. Pozwolski //Laser and Particle Beams, (2001) 19, 249-252.
41. Семкин Н.Д., Воронов К.Е., Пияков А.В., Погодин А.П. Циклический ускоритель высокоскоростных твердых частиц. Заявка на изобретение №2006144682 от 14.12.2006.
42. Семкин, Н.Д. Исследование ионизационного метода измерения параметров твердых частиц / Н.Д. Семкин // Датчики и устройства систем управления и контроля: Сб. науч. тр. – Куйбышев. – 1985. – С. 105-109.
43. Семкин, Н.Д. Экспериментальное исследование характеристик сферического пленочного преобразователя пылевых частиц / Н.Д. Семкин, К.Е. Воронов / Деп. ВИНИТИ, №3224-И97 от 31.10.97, СГАУ, Самара.
44. Семкин, Н.Д. Исследование ионизационно-конденсаторного датчика пылевых частиц с помощью импульсного лазера / Н.Д. Семкин, К.Е. Воронов / Научный семинар НИИЯФ МГУ Имитация воздействия космической среды на материалы и элементы КА – М.: НИИЯФ МГУ. – 1997.
45. Семкин, Н.Д. Эрозионные процессы на поверхности терморегулирующих покрытий, облученных потоками высокоскоростных частиц. Научно-практический семинар // Космонавтика и экология: концепции и технические решения. Сб. Тез. докл. Туапсе. 1990. – С. 42.
46. Семкин, Н.Д. Взаимодействие высокоскоростных частиц с терморегулирующими покрытиями / Н.Д. Семкин, Юй Бай // Вестник СГАУ, серия: Актуальные проблемы радиоэлектроники. Выпуск 6. Самара 2001. 42-47 с.
47. Пыль в атмосфере и околоземном космическом пространстве. Материалы научных съездов и конференций. М.: Наука, 1973. – 311 с.
48. Столкновения в околоземном пространстве (космический мусор). Сб. научн. трудов / Под ред. Масевича А.Г. – М: Космоинформ, 1995. – 211 с.
49. Моделирование влияния факторов антропогенного загрязнения околоземного космического пространства на элементы конструкций и систем КА // Труды всесоюзной научно-практической конференции. – М.: Гидрометеоиздат – 1992, 263 с.
50. Фадеенко, Н.Н. Высокоскоростной удар / Н.Н. Фадеенко / Вып. 3: Библ. указ. за 1971-1975 гг. Ин-т гидродинамики, Новосибирск: 1976. – 241 с.
51. Высокоскоростные ударные явления / Под ред. В.И. Николаевского. – М.: Мир, 1973. – 561 с.
52. Семкин, Н.Д. Исследование характеристик ударно-сжатой пленочной МДМ-структуры для регистрации быстропротекающих процессов / Н.Д. Семкин // Сб. научн. тр. Дискретные и цифровые методы в радиотехнических устройствах и системах. Куйбышев 1980. – С. 87-92.
53. Балакин, В.Л. Перспективы изучения ударно-сжатых пленочных МДМ-структур в режиме стационарного свечения проводящего канала / В.Л. Балакин, И.В. Белоконов, Н.Д. Семкин // Известия СОНЦ РАН. Том 3, №1, 2001. – С. 156-161.
54. A. I. Tuzzolino, R.B. McKibben, I.A. Simpson et.al. In-situ detections of a satellite breakup by the spadus instrument. // Proc. Third European Conference of Space Debris, ESOC, Darmstadt, Germany 13-21 March 2001, pp. 203-210.
55. Novikov, J.S. Attempt of measurement of space debris microparticles flux in Geosynchronous Orbit / J.S. Novikov [and oth.] // Proc. Second European Conference of Space Debris, ESOC, Darmstadt, Germany 17-19 March 1997, pp. 135-138.
56. Novikov, J.S. Measurements of Solid Micro-Particle Fluxes in Geosynchronous Orbit / / J.S. Novikov [and oth.] / Procedings of symp. on Environment Modelling for Space-based Application. ESTEC, Norbwik, 18-20 Nov. – 1996. ESA, Sp-392, 1996.

57. Апатии, И. Результат исследования метеорного вещества на ИСЗ “Интеркосмос-14» и сопутствующих наземных наблюдений метеоритов / И. Апатии [и др.] // Космические исследования. – 1981. – т. 19, вып. 5. – С. 700-794.
58. Исследование возможности использования органических соединений при разработке конденсаторного датчика микрометеорных частиц: Отчет. № ТР У02597; инв. Е08004. – Куйбышев, 1975. – 62 с.
59. Drolshagen, G. SJTU measurement of cosmic dust and space debris in the Geostationary Orbit / G. Drolshagen [and oth.] // Proceedings of the second European Conference of Space Debris, ESOC, Darmstadt, Germany 17-19 March 1997, pp. 129-134 (ESA SP-393, May, 1997).
60. Portnyagin, Yu.J. Simulation of cosmic man-male dust effects on space vehicle elements in Rocket and Laboratory experiments / Portnyagin, Yu.J. [and oth.] // The XXIII wheeling of COSPAR June-July, 1990. The Hague The Netherlands.
61. Семкин, Н.Д. Исследование пылевой компоненты верхних слоев атмосферы с помощью люминесцентного датчика / Н.Д. Семкин, К.Е. Воронов // Всесоюзная научно-техническая конференция, Саратов, 1991, 10-13 сент. – С. 33-35.
62. Портнягин, Ю.И. Ракетные эксперименты по моделированию воздействия компонентов антропогенного загрязнения околоземного космического пространства на материалы и системы космических аппаратов / Ю.И. Портнягин [и др.] // Тр. всесоюзн. научно-практич. конференции. М.: Гидрометеоиздат, 1992, С. 10-18.

К главе 11

1. Rose A. RCA Rev. – 1951. – Vol.12. – P. 362.
2. Хатинов, С.А. Радиационно-индуцированные процессы электронного транспорта в полимерных диэлектриках (обзор) / С.А. Хатинов // Химия высоких энергий. – 2001. – Т.35, №5. – С. 323-339.
3. Хатинов, С.А. Радиационно-индуцированные процессы электронного транспорта в полимерных диэлектриках. Дисс. На соиск. уч. степени докт. физ.-мат. наук. / С.А. Хатинов. – М.: НИФХИ им Л.Я. Карнова. – 2000. – 322 с.
4. Jonizing radiation effects in MOS devices circuits. Ed. By Ma T.P. and Dressendorfer P.V. John Wiley and Sons. – 1989.
5. Чумаков, А.И. Действие космической радиации на ИС / А.И. Чумаков. – М.: Радио и связь. – 2004. – 320 с.
6. Першенков, В.С. Поверхностные радиационные эффекты в ИМС / В.С. Першенков, В.Д. Попов, А.В. Шальнов. – М.: Энергоатомиздат. – 1988.
7. Агаханян, Т.М. Физические ограничения на стойкость биполярных полупроводниковых структур в ИМС повышенной степени интеграции к дестабилизирующим воздействиям / Агаханян, Т.М. [и др.] // Микроэлектроника. – 1984. – Т.13, №5. – С. 392-400.
8. Согоян, А.В. Подход к прогнозированию радиационной деградации параметров КМОП ИС с учетом сроков и условий эксплуатации / А.В. Согоян, А.Ю. Никифоров, А.И. Чумаков // Микроэлектроника. – 1999. – Т.28, №4. – С. 263-275.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ 3

1. ИНЖЕНЕРНАЯ МОДЕЛЬ КОСМИЧЕСКОЙ СРЕДЫ ДЛЯ ДИАПАЗОНА ОРБИТ 300…1000 КМ И СОЛНЕЧНОЙ АКТИВНОСТИ F10,7 = 70…370 7

1.1. Роль солнечной активности 7
1.1.1. Солнечная активность и факторы космического пространства 7
1.1.2. Солнечная активность и космические технологические системы 9
1.2. Особенности инженерной модели космического пространства 10
1.2.1. Сущность модели 10
1.2.2. Применение инженерных методов при составлении модели 13
1.2.3. Выбор профиля солнечной активности для инженерных работ 14
1.3. Потоки космических нейтральных частиц (атомы, молекулы) на поверхности космической станции 15
1.3.1. Состав и объемная плотность газовых частиц атмосферы на орбите МКС 15
1.3.2. Потоки газовых частиц орбитальной атмосферы на поверхности орбитальной станции (по нормали к поверхности) 18
1.3.3. Флюенсы газовых компонентов атмосферы на орбитах МКС (по нормали к поверхности) 19
1.3.4. Угловой корректирующий фактор 21
1.4. Потоки коротковолновых ультрафиолетовых и мягких рентгеновских фотонов на поверхности космической станции 21
1.4.1. Прогноз потоков коротковолнового ультрафиолетового и мягкого рентгеновского излучений Солнца 21
1.4.2. Потоки мягкого рентгеновского излучения 23
1.4.3. Потоки крайнего ультрафиолетового излучения 24
1.5. Космическая пылевая плазма на поверхности станции 27
1.5.1. Пылевые образования вокруг Земли 27
1.5.2. Концепция пылевой плазмы 27
1.5.3. Пылевые частицы как часть плазмы 29
1.5.4. Пылевая плазма в магнитосфере 31
1.5.5. Потоки пылевых частиц на орбитах космической станции 32

2. МЕТОДИКА И ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ РЭС НА КЛИМАТИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ 35

2.1. Особенности методики испытаний 35
2.2. Испытания на температурные воздействия 37
2.2.1. Испытания на повышенную температуру 37
2.2.2. Испытания на пониженную температуру 39
2.2.3. Испытания на изменение температур 40
2.3. Испытания на воздействие инея и росы 41
2.4. Испытания на воздействие повышенной влажности 42
2.5. Испытания на воздействие солнечного излучения 47

2.6. Испытания на воздействие пыли ... 48
2.7. Испытания на воздействие атмосферного давления ... 50
2.8. Испытания на воздействие повышенного гидростатического давления ... 52
2.9. Испытания на воздействие соляного тумана ... 52
2.10. Испытания на внешнее воздействие воды ... 53
2.11. Испытания на ветроустойчивость ... 55
2.12. Испытания на герметичность ... 56
2.13. Испытания на биологические воздействия ... 58
2.14. Специальные виды космических испытаний ... 60

3. МЕТОДИКА И ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ РЭС НА МЕХАНИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ ... 64

3.1. Общая структура и методические принципы проведения испытаний ... 64
3.2. Испытания на определение резонансных частот конструкции ... 68
3.3. Испытания на наличие резонансных частот конструкции в заданном диапазоне частот ... 69
3.4. Испытания на виброустойчивость и вибропрочность ... 70
3.5. Испытания на ударную прочность ... 78
3.6. Испытания на воздействие линейного ускорения ... 83
3.7. Испытания на воздействие акустического шума ... 84

4. МЕТОДИКА И ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ РАДИАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ РЭС ... 88

4.1. Виды ионизирующих излучений, воздействующих на РЭС ... 88
4.2. Радиационная стойкость ... 90
4.3. Особенности воздействия ионизирующих излучений на материалы и элементы РЭС ... 92
4.4. Методика проведения радиационных испытаний ... 97

5. ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА С МАТЕРИАЛАМИ ... 101

5.1. Электромагнитное излучение ... 101
5.2. Электроны ... 104
5.3. Ионы, протоны ... 107
5.4. Взаимодействие нейтронов с материалами ... 109
5.5. Воздействие потоков микрометеоритов и пыли планетарного происхождения на материалы космических аппаратов ... 110

6. ИМИТАЦИЯ И МОДЕЛИРОВАНИЕ УСЛОВИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ... 113

6.1. Экспериментальное оборудование для имитации факторов КП и измерений характеристик покрытий ... 113
6.2. Имитация спектров заряженных частиц космического пространства ... 127
6.3. Моделирование спектров заряженных частиц ... 132

6.3.1. Основные закономерности при замене спектров моноэнергетическими пучками ... 133
6.3.2. Порядок определения эквивалентной плотности потока ... 134
6.3.3. Примеры определения эквивалентных потоков для терморегулирующих покрытий ... 134

7. УСКОРЕННЫЕ ИСПЫТАНИЯ МАТЕРИАЛОВ ... 143

7.1. Основные понятия и определения ... 143
7.2. Влияние интенсивности электромагнитного излучения, имитирующего солнечное, на изменение свойств материалов ... 146
7.2.1. Модельные представления о влиянии интенсивности электромагнитного излучения на изменение свойств материалов ... 146
7.2.2. Закономерности накопления дефектов при действии электромагнитного излучения Солнца на материалы ... 147
7.2.3. Экспериментальные результаты ... 148
7.3. Влияние плотности потока заряженных частиц космического пространства на изменение свойств материалов ... 152
7.3.1. Влияние плотности потока тяжелых заряженных частиц на накопление дефектов в материалах ... 152
7.3.2. Влияние плотности потока электронов на изменение свойств материалов. Взаимодействие электронов космического пространства с материалами ... 155
7.4. Влияние ускоренности комплексного облучения на деградацию свойств материалов ... 160
7.4.1. Общие положения ... 160
7.4.2. Экспериментальные результаты ... 161
7.5. Методы определения режимов ускоренных испытаний ... 166
7.5.1. Метод, основанный на теории надежности – метод Седякина ... 166
7.5.2. Метод линейного суммирования ... 167
7.5.3. Ускоренные температурные испытания ... 169
7.5.4. Масс-спектрометрический метод определения эквимодельной области ... 170
7.5.5. Определение ускоренности испытаний по накоплению заряда ... 171

8. ИМИТАЦИОННЫЕ ВАКУУМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ... 174

8.1. Имитация вакуумных условий ... 174
8.2. Имитация солнечного электромагнитного излучения ... 177
8.3. Методы изучения влияния продуктов СВА на оборудование КА ... 177

9. ИМИТАЦИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА МАТЕРИАЛЫ КА ИОНОСФЕРНОЙ ПЛАЗМЫ И СОЛНЕЧНОГО ВЕТРА ... 181

9.1 Ускорители атомарных и ионных пучков низких энергий ... 181
9.2. Имитация ионосферной плазмы с помощью высокочастотного разряда ... 186
9.3. Эксперименты на низкоорбитальных КА ... 189

10. МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЧАСТИЦ С МАТЕРИАЛАМИ, ОБОРУДОВАНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И НАТУРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ 195

10.1. Методы ускорения твердых частиц 195
10.2. Инжекторы заряженных частиц 201
10.3. Ускорители заряженных пылевых частиц 211
10.4. Моделирование взаимодействия частиц с элементами конструкций космических аппаратов 220
10.4.1. Взаимодействие частиц с терморегулирующими покрытиями 220
10.4.2. Взаимодействие частиц с высокотемпературными тепловыми трубами 232
10.4.3. Взаимодействие частиц с оптическими элементами 239
10.4.4. Взаимодействие частиц с фотоэлектрическими преобразователями ... 244
10.4.5. Взаимодействие частиц с многослойными пленочными структурами 248
10.5. Натурные испытания 250
10.5.1. Эксперименты по регистрации характеристик микрометеороидных и техногенных частиц 250
10.5.2. Эксперименты по регистрации интенсивных потоков частиц с помощью ракет 261

11. ИСПЫТАНИЯ МАТЕРИАЛОВ И ЭЛЕКТРОННЫХ МОДУЛЕЙ НА СТОЙКОСТЬ К ВОЗДЕЙСТВИЮ РАДИАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОЙ СРЕДЫ 284

11.1. Воздействие ионизирующих излучений на диэлектрики 284
11.1.1. Радиационная проводимость диэлектриков 284
11.1.2. Лабораторные испытания 285
11.1.3. Электростатические разряды в диэлектрике 287
11.2. Поверхностные радиационные эффекты в интегральных схемах 288
11.2.1. Основные физические процессы деградации в отдельных структурах интегральных схем 288
11.2.2. Деградация параметров МОПТ 289
11.2.3. Радиационные эффекты в биполярных интегральных схемах 290
11.2.4. Особенности радиационных отказов больших интегральных схем 291
11.2.5. Расчетно-экспериментальное моделирование деградации характеристик интегральных схем 292

Учебное издание

Семкин Николай Данилович

ИСПЫТАНИЯ МАТЕРИАЛОВ И ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Учебное пособие

Редактор И.И. Спиридонова
Компьютерная довёрстка И.И. Спиридонова

Подписано в печать 25.05.2010 г. Формат 60х84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 20,00.
Тираж 100 экз. Заказ . Арт. С – 18/2010

Самарский государственный аэрокосмический университет
443086 г. Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета
443086 г. Самара, Московское шоссе, 34.