

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

## **Космическое пространство и его влияние на элементы конструкций космических аппаратов**

*Электронное методическое пособие к практическим работам*

Работа выполнена по мероприятию блока 2 «Развитие и повышение эффективности научно-инновационной деятельности» и блока 3 «Развитие информационной научно-образовательной среды и инфраструктуры» Программы развития СГАУ на 2009 – 2018 годы по проекту «Разработка методического и программного обеспечения для эксплуатации экспериментального стенда испытания материалов и электронного оборудования космических аппаратов на влияние факторов космической среды (микросметеориты, электронное и ультрафиолетовое излучение)»

Соглашение № 2/10 от 3 июня 2013 г.

С А М А Р А  
2013

УДК 629.78(075)  
ББК 39.6я7  
К 713

Авторы - составители: **Семкин Николай Данилович,  
Телегин Алексей Михайлович,  
Калаев Михаил Павлович**

Рецензент: Воронов К.Е., к.т.н., доцент кафедрой «Радитехника» .

Редакторская обработка А. М. Телегин  
Компьютерная верстка А. М. Телегин

**Космическое пространство и его влияние на элементы конструкций космических аппаратов** [Электронный ресурс] : электрон. метод. пособие к практ. работам / М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); авт.-сост.: Н. Д. Семкин, А.М. Телегин, М.П.Калаев. - Электрон. текстовые и граф. дан. (1,06 Мбайт). - Самара, 2013. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

В пособии обобщены литературные данные и собственные экспериментальные и теоретические результаты авторов в области методик проведения испытаний элементов конструкций космических аппаратов. Приведены различные конструкции экспериментальных стендов для наземных испытаний, результаты испытаний.

Методическое пособие предназначено для подготовки специалистов специальности 210302.65-1-О-П «Радиотехника» радиотехнического факультета, изучающих дисциплину «Моделирование воздействия космической среды на РЭА» в 10 семестре.

Разработано на кафедре КТЭСиУ.

© Самарский государственный  
аэрокосмический университет, 2013

## ВВЕДЕНИЕ

Важнейшую роль в обеспечении длительной безотказной работы 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 - сбой в микросхемах с высокой степенью интеграции под действием одиночных протонов или тяжелых ионов высокой энергии.

Многообразии 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 научного 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 аппаратных 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 конструировании 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 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 а элементарном слое, определяется не только потерями 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 исходные параметры ТРП (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 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 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

## 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  $400 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$ ) 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 длинопериодные (месяцы, годы) и краткосрочные вариации (сутки, часы, минуты).

Существует фундаментальный 22-летний магнитный цикл Солнца, обусловленный взаимодействием между вращением Солнца магнитным полем. Мощность корпускулярной радиации Солнца и энергичных частиц сильно зависит от солнечного магнитного цикла. В годы повышенной 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 радишумов Солнца на частоте 2800 МГц). Соответствующий индекс  $F_{10,7}$  измеряется в солнечных единицах потока  $10^{-22}$  Вт·м<sup>-2</sup>·Гц<sup>-1</sup>.

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.



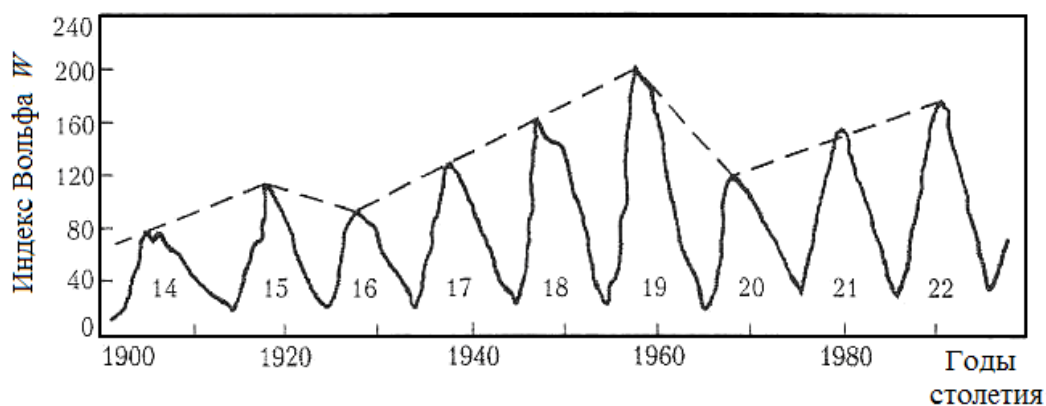


Рисунок 1.1 - Рост максимумов циклов солнечной активности в XX столетии: 14... 22 — порядковые номера солнечных циклов

### 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, вышел из строя связной коммерческий ИСЗ Telestar 401 компании AT&T 11 января 1997 г. после геомагнитной бури, развившейся в результате солнечной вспышки 7 января 1997 г. Стоимость ИСЗ составила 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 по-

- 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 флуктуаций, 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. 1-4 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  $F_{10,7} = 350$ . При составлении таблиц в них не включены: космические частицы, концентрация которых в термосфере очень мала ( $< 10^3 \text{ см}^{-3}$ ); непредставительные молекулы, радикалы и ионы, тяжелые галактические ядра, жесткие рентгеновские и  $\gamma$ -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: нейтральные 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].

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.

Таблица 1.1 - Фрагмент инженерной модели космической среды  $H_s=300...500$  км;  $F_{10,7} = 35$ : орбитальные газы

Вид частиц	Активность		Массовая характеристика	Обозначение	Энергия, эВ	Плотность потока, $\text{см}^2 \cdot \text{с}^{-1}$
	Химически активные	Быстрые				
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 <sub>2</sub> * N <sub>2</sub> *	10,2 9,6	2E+13...2E+11 5E+14...1E+13
Ионы атомарные	Химически активные	Быстрые	Легкие	H <sup>+</sup>	3,2(1E-1)	1E+10
			Средние	O <sup>+</sup>	5,0...7,0	1E+12
			Средние	N <sup>+</sup>	4,5...8,0	1E+12
	Инертные	Быстрые	Легкие	He <sup>+</sup>	1,25	1E+10

\* Обозначение быстрых возбужденных атомов и молекул.

Таблица 1.2 - Фрагмент инженерной модели космической среды  $H_s=300...500$  км;  $F_{10,7} = 350$ : элементарные заряженные частицы

Вид частиц	Происхождение	Энергетическая характеристика	Энергия частиц, эВ	Плотность потока, $\text{см}^2 \cdot \text{с}^{-1}$
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

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  $H_S=300...500$  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	10...100	125...12,5	5E+12...6E+13
		Дальние	100...300	12,5...4,2	До 5E+13
	Оптические	Видимый свет	400...800	1,5...3	До 1E+15

Таблица 1.4 - Фрагмент инженерной модели космической среды  $H_S=300...500$  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 связаны 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 прошедшие 81 сутки и текущим среднесуточным геомагнитным индексом  $A_p$ . Суточные значения солнечной активности значительно превышают средние сглаженные значения  $F_{10,7}$ .

Было проведено графоаналитическое сравнение расчетных значений 95%-ного доверительного интервала и результатов наблюдений среднесуточных значений радиоиндекса  $F_{10,7}$  в течение пяти 11-летних циклов солнечной активности (1945-1995). 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%-ного 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.

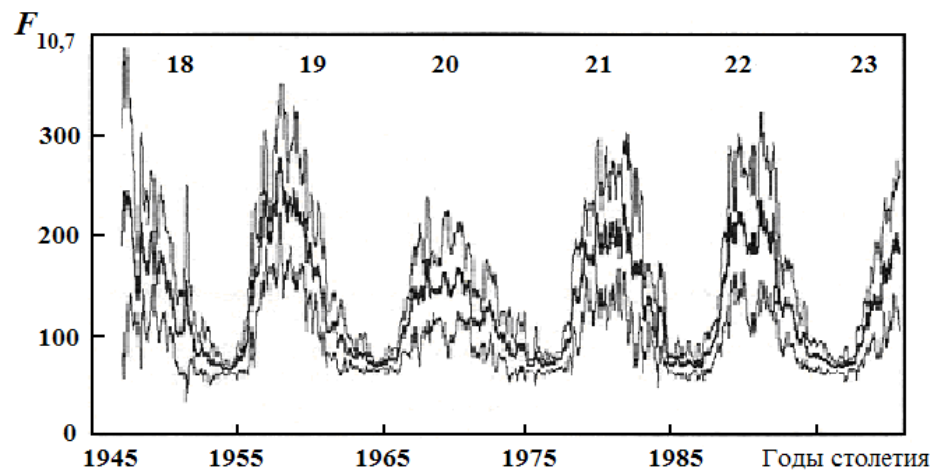


Рисунок 1.2 - Обоснование выбора уровня солнечной активности для инженерных работ: 18...23 — порядковые номера циклов солнечной активности; тонкие серые линии — суточные величины  $F_{10,7}$ , измеренные в период 1947—2000 гг.; жирная линия — скользящие средние величины  $F_{10,7}$ , измеренные в течение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

### 1.3. Поток 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:

- ( $\varphi = 51,6^\circ$ ,  $\lambda$ ,  $t$ ) — самая северная точка орбиты;
- ( $\varphi = 0^\circ$ ,  $\lambda + 90^\circ$ ,  $t + 6$ ) — пересечение экватора при движении с Севера;
- ( $\varphi = -51,6^\circ$ ,  $\lambda + 180^\circ$ ,  $t + 12$ ) — самая южная точка орбиты;
- ( $\varphi = 0^\circ$ ,  $\lambda + 270^\circ$ ,  $t + 18$ ) — пересечение экватора при движении с Юга,

где  $\varphi$  — широта, а положение орбиты задается долготой  $\lambda$  и местным временем  $t$  точки орбиты с  $\varphi = 51,6^\circ$ .

При усреднении в расчетах использовались значения  $\lambda = 0; 90; 180; 270^\circ$  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.

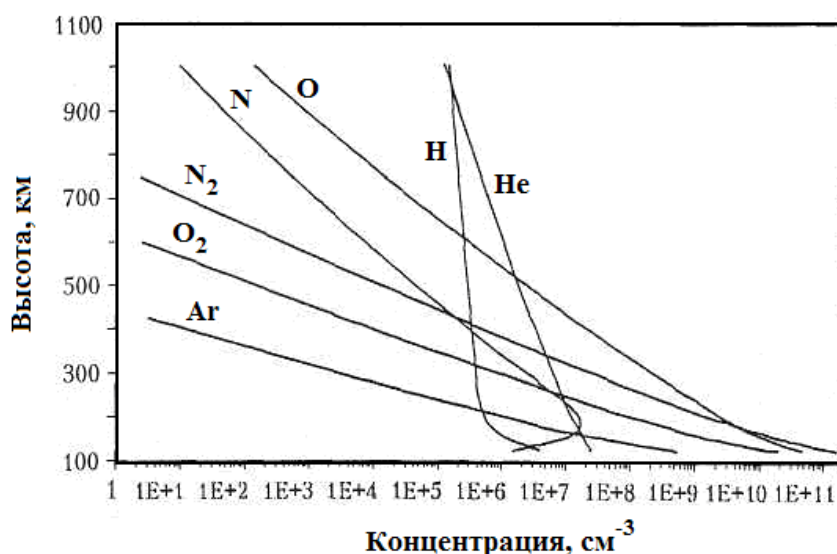


Рисунок 1.3 - Концентрации компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Низкие уровни солнечной и геомагнитной активности ( $F_{10,7} = F_{10,7\text{срл}} = 70$ ,  $A_p = 0$ )

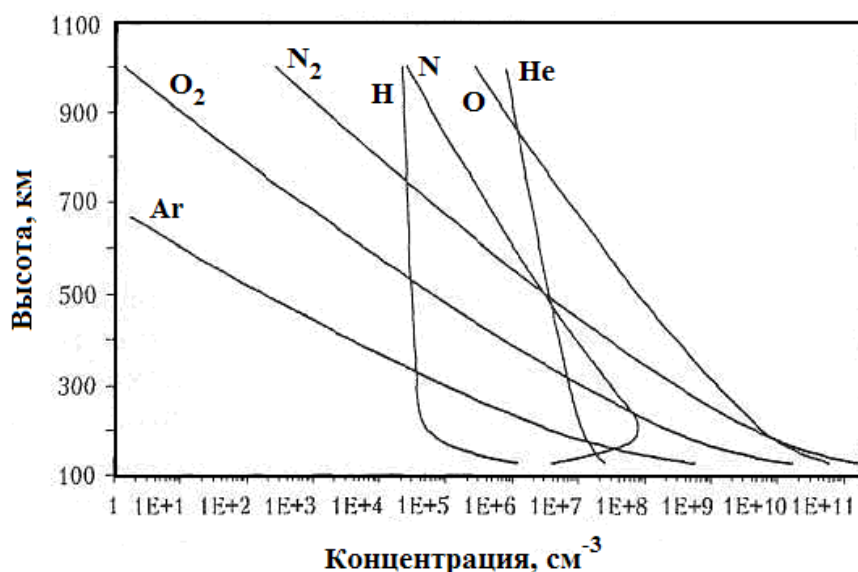


Рисунок 1.4 - Концентрации компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Высокие уровни солнечной и геомагнитной активности ( $F_{10,7} = F_{10,7\text{срл}} = 230$ ,  $A_p = 140$ )

### 1.3.2. Поток 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:

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

где  $R = 6371,3$  км — радиус Земли;  $g = 9,80618$  м·с<sup>-2</sup> — 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<sup>-1</sup>. С ошибкой примерно 0,4 % можно принять  $V_{CT} = 7,64$  км·с<sup>-1</sup> 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<sup>-1</sup>, чтобы избежать рассмотренных выше ошибок при расчете потоков и флюенсов для различных высот.

Средние тепловые скорости молекул  $V_T$  могут быть получены из соотношения:

$$V_T = \sqrt{\frac{3kT_{кт}}{m}}, \quad (2)$$

где  $T_{кт}$  - газокINETическая температура атмосферы;  $k = 1,3806 \times 10^{-23}$  Дж·К<sup>-1</sup> — постоянная Больцмана;  $m$  — масса атома или молекулы.

При температуре  $T_{кт} \sim 1000$  К, характерной для среднего уровня солнечной и геомагнитной активности, расчеты по уравнению (2); дают  $V_T = 1,25$  км·с<sup>-1</sup>. Для основного компонента атмосферы — атомарного кислорода, для других основных компонентов — молекулярного азота и кислорода тепловые скорости еще меньше: соответственно 0,95 и 0,88 км·с<sup>-1</sup>. 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:

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

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<sup>-1</sup> для атомов H и  $V_T = 2,5$  км·с<sup>-1</sup> 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.

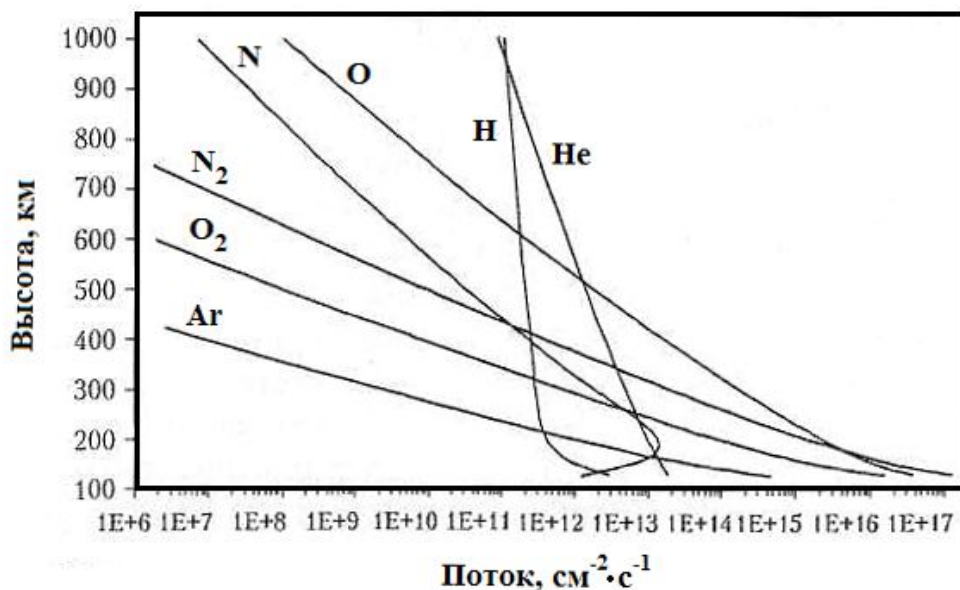


Рисунок 1.5 - Потоки компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Низкие уровни солнечной и геомагнитной активности ( $F_{10,7} = F_{10,7\text{сгл}} = 70$ ,  $A_p = 0$ )

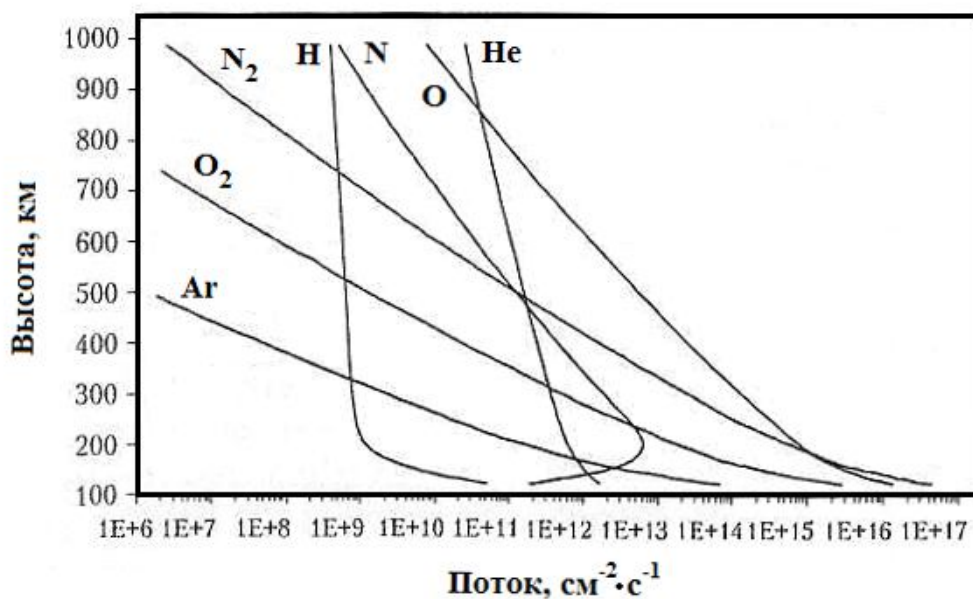


Рисунок 1.6 - Потоки компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Высокие уровни солнечной и геомагнитной активности ( $F_{10,7} = F_{10,7\text{сгл}} = 230$ ,  $A_p = 140$ )

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

При расчетах флюенса часто используется его годовое значение  $\Phi = n \cdot V \cdot \tau_0$  при фиксированном (среднегодовом) уровне солнечной активности, где  $\tau_0 = 31557600$  — количество секунд в году. Тогда при среднем значении  $V_{\text{ст}} = 7,64 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$  выражение для флюенса  $i$ -го компонента атмосферы (в  $\text{см}^{-2} \cdot \text{год}^{-1}$ ) имеет вид:

$$\Phi_i = 2,41 \times 10^{13} \cdot n_i, \quad (4)$$

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

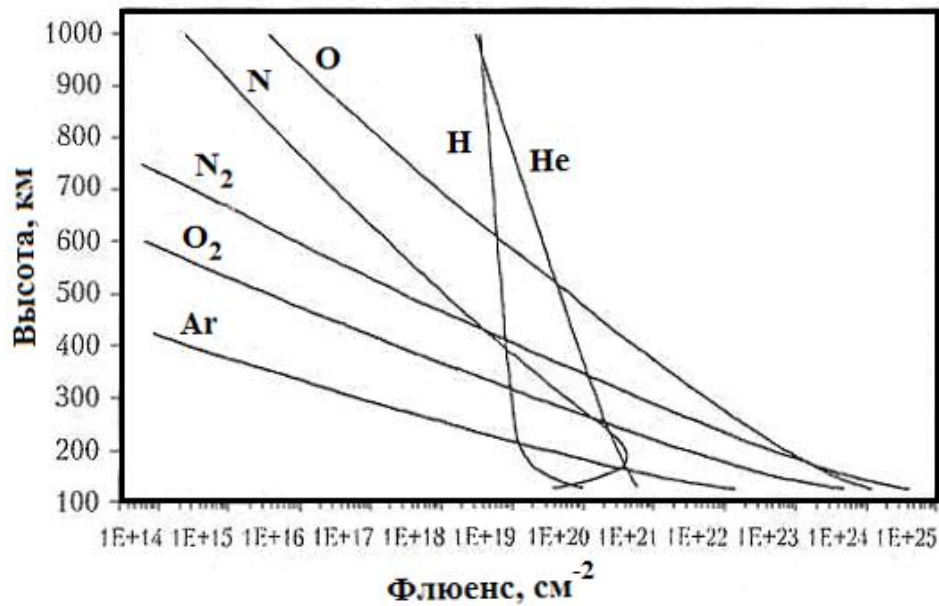


Рисунок 1.7 - Годовые флюенсы компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Низкие уровни солнечной и геомагнитной активности ( $F_{10,7} = F_{10,7\text{срл}} = 70, A_p=0$ )

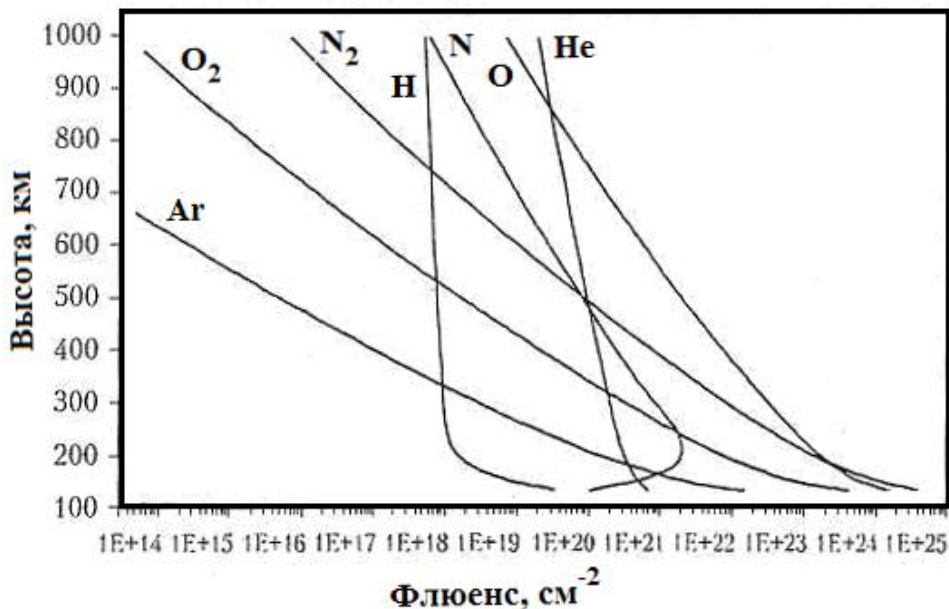


Рисунок 1.8 - Годовые флюенсы компонентов атмосферы в модели MSIS-86. Высокие уровни солнечной и геомагнитной активности ( $F_{10,7} = F_{10,7\text{срл}} = 230, A_p = 140$ )

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 годовичные 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  $\alpha$  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

$\alpha$	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  $\alpha$  практически совпадает с функцией  $\cos \alpha$ . Существенно, однако, что при значении  $\alpha = 90^\circ$ , соответствующем площадке, вытянутой вдоль направления набегающего потока, величина  $K$  имеет не нулевое значение. Это означает конечную скорость осажденных частиц на поверхность.

## 1.4. Поток 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 — 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  $N_\lambda$  или плотность потока энергии  $I_\lambda$  излучения определяют в интервалах длин волн от  $\lambda_n$  (нижняя граница) до  $\lambda_v$  (верхняя граница) как число фотонов или величину энергии, приходящихся на единицу площади в единицу времени. Одинаковые  $\lambda_n$  и  $\lambda_v$  соответствуют эмиссионным спектральным линиям, ширина каждого из интервалов  $\lambda_\Delta = \lambda_v \dots \lambda_n$  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 радиоиз-

лучения Солнца на длине волны 10,7 см,  $10^{22}$  Вт/(м<sup>2</sup>·Гц). Плотность потока фотонов мягкого рентгеновского излучения  $N_\lambda$  в различных интервалах длин волн (от  $\lambda_B$  до  $\lambda_H$ ) рассчитана по формуле:

$$N_\lambda = N_\lambda^0 (I_r / I_r^0)^d, \quad (5)$$

где  $N_\lambda$  — плотность потока фотонов в реперном спектре (соответствующем  $F_{10,7} = 120$ ) в интервале от  $\lambda_H$  до  $\lambda_B$ ;  $I_r$  — плотность потока энергии рентгеновского излучения в интервале длин волн 0,8... 2,0 нм;  $I_r^0$  — 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):

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

Таблица 1.6 - Реперные потоки рентгеновского излучения в области 0,1...10 нм при  $F_{10,7} = 120$ [15]

$\lambda$ , нм	$N_\lambda^0$ , см <sup>-2</sup> с <sup>-1</sup>	$\lambda$ , нм	$N_\lambda^0$ , см <sup>-2</sup> с <sup>-1</sup>
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	1,25E+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	-	-

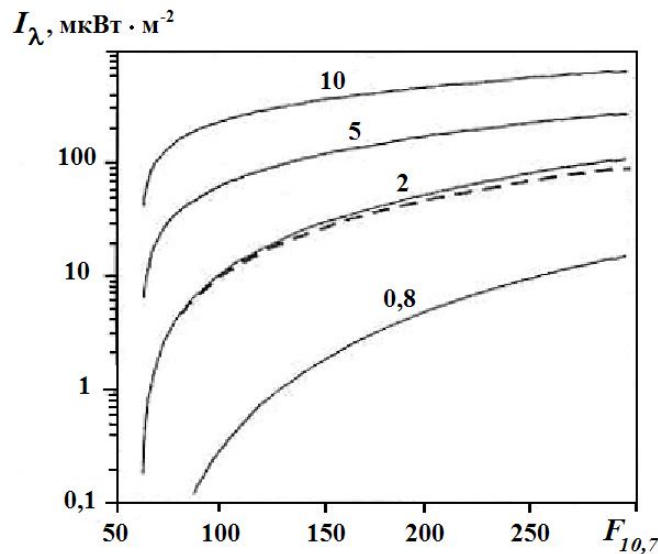


Рисунок 1.9 - Потоки рентгеновского излучения при разных уровнях солнечной активности:

--- величины  $I_\lambda$  при различных уровнях активности;  
 — потоки энергии при длинах волн меньше  $\lambda$ .

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

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

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

Для приближенных оценок на рис. 1.9 представлены величины  $I_\lambda$  при различных уровнях активности.

Значения плотности потока фотонов ( $N_\lambda$ ) и потока энергии ( $I_\lambda$ ), рассчитанные по формулам (5-7) для ряда величин индекса активности  $F_{10,7}$ , приведены в приложении 5.

### 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 HeI ( $\lambda = 58,4$  нм) [16]. Исходя из этого плотность потока фотонов ультрафиолетового излучения  $N_\lambda$  (фотон/м<sup>2</sup>·с) в различных интервалах длин волн рассчитывают по формуле:

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

где  $N_{58,4}$  — плотность потока фотонов в линии 58,4 нм (фотон/(м<sup>2</sup>·с));  $a_\lambda$  и  $b_\lambda$  — 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]:

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

где  $N_{58,4}$  выражена в  $10^{13}$  фотон/(м<sup>2</sup>·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:

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

где  $T$  — период цикла (10,2 лет для 20-го и 21-го циклов), а коэффициенты  $A_i$  и  $B_i$  представлены в табл. 1.8.

Приближенную оценку плотности потока энергии радиоизлучения  $P_{10,7}$  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  $T$ ).

Плотность потока энергии  $I_\lambda$  мкВт·м<sup>-2</sup> в интервалах длин волн от  $\lambda_b$  до  $\lambda_n$ , т.е. для эмиссионных линий ( $\lambda_o = \lambda_n$ ), вычисляется по формуле:

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



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 1.7 - Значения коэффициентов  $a_\lambda$  и  $b_\lambda$

<b>Интервал длин волн, нм</b>	<b>Длина волны, нм</b>	$a_\lambda$	$b_\lambda$
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

Таблица 1.8 - Коэффициенты  $A_i$  и  $B_i$  для расчета фонового радиоизлучения

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

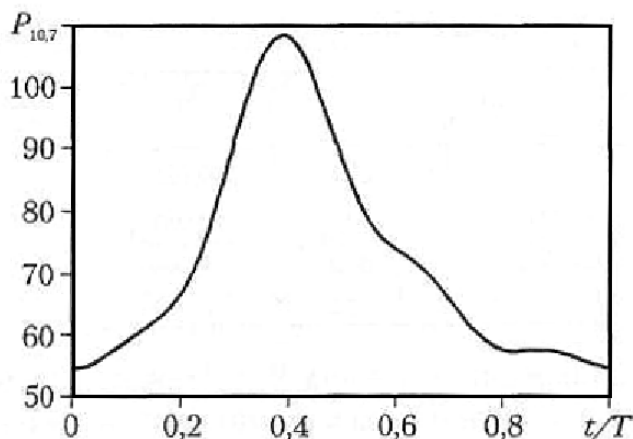


Рисунок 1.10 - Фоновое радио-излучение в зависимости от фазы солнечного цикла

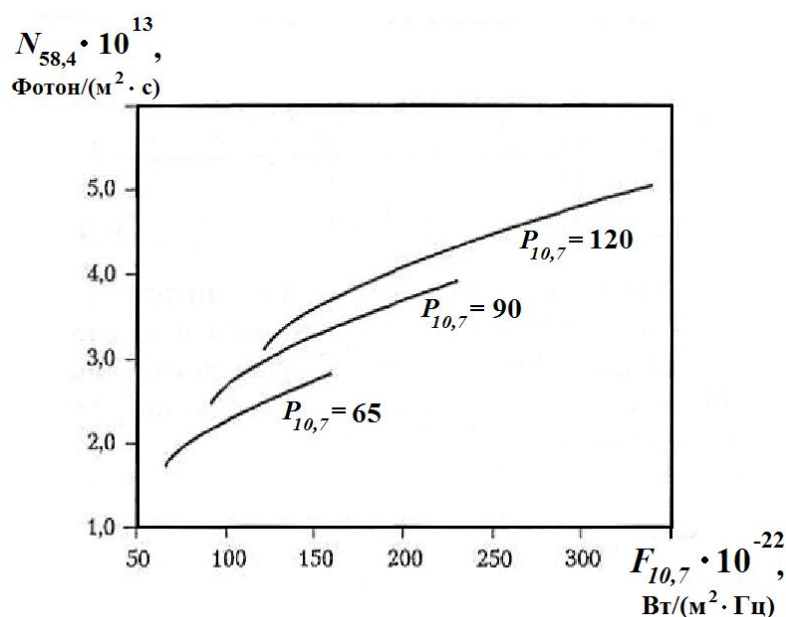


Рисунок 1.11 - Величины потока в реперной линии при различных уровнях активности Солнца

## 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 ( $10^{-6} \dots 10^{-8}$  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) 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  $\vec{F}_E$ :

$$\vec{F}_E = q(\vec{E} + \vec{v} \cdot \vec{B}), \quad (12)$$

где  $\vec{E}$  и  $\vec{B}$  — электрическое и магнитное поля;  $\vec{v}$  — 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:

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

где  $T$  — температура частицы, К;  $n$  — концентрация частиц, см<sup>-3</sup>;  $k$  — 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, 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 заряд уменьшится 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<sup>4</sup>К, ионов порядка 10<sup>3</sup>К и атомов (молекул) порядка 10<sup>2</sup>К.

### 1.5.3. Пылевые частицы как часть плазмы

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

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

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:

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

где  $\mu$  — гравитационный параметр Земли;  $r_p$  — радиус частицы;

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

здесь  $v$  — скорость частицы;  $\rho_a$  — плотность атмосферы;  $c$  — коэффициент сопротивления ( $c = 2$  при скоростях частиц, достигающих несколько км·с<sup>-1</sup>);

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

где  $f = 4,5 \times 10^{-5} \epsilon$ ;  $\xi$  — единичный вектор;  $\epsilon = 1$  и  $1,44$  — соответственно для зеркального и диффузионного отражений света;

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

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

Потенциал силы  $F_j$  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:

$$\frac{\partial q}{\partial t} = J_e + J_i + J_{ph}, \quad (19)$$

где  $J_e + J_i + J_{ph}$  — соответственно ток электронов, ток ионов и ток фотоионизации.

В свою очередь:

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

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

Тепловую скорость электронов можно рассчитать как:

$$V_e = \left( \frac{2kT_e}{m_e} \right)^{1/2} \gg v_p. \quad (21)$$

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

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

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

Ток фотоионизации:

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

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

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

Окончательно уравнение расчета заряда пылевой частицы примет вид:

$$\left[ \frac{\partial q}{\partial t} = e \pi r_p^2 n_e \left[ v - \left( \frac{8kT_e}{\pi m_e} \right)^{1/2} \times \exp\left(\frac{e\Psi}{kT_e}\right) \right] + J_{ph} \right] \quad (23)$$

$$q = r_p \psi.$$

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

Для частиц  $\text{Al}_2\text{O}_3$  с  $r_p \leq 0,1 \text{ мкм}$  сила светового давления  $F_m$  и сила Лоренца  $F_l$  превосходят силу сопротивления  $FR$  на высотах более  $600 \text{ км}$ . 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  $1000 \text{ км}$ . 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  $r_p \leq 0,1 \text{ мкм}$  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  $10^{-5} \text{ г}$  сила гравитационного притяжения Земли на три порядка превосходит силу кулоновского взаимодействия;
- для пылевых частиц массой  $10^{-8} \text{ г}$  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  $10^{-12} \text{ г}$  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  $10^{-8} \text{ г}$  определяется, в первую очередь, не гравитационной силой, а сложным движением в электромагнитном поле Земли;

- частицы массой  $10^{-12}$  г ( $\beta$  — 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:

$$\frac{q^2}{4\pi\epsilon_0 r_{cp}} - q^2 n^{1/3} \ll T, \text{ или } \eta - \frac{r_{cp}^2}{l_D^2} \ll 1, \quad (24)$$

где  $r_{cp}$  — среднее расстояние между исследуемыми частицами;  $\eta$  — 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 континууме 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, -3, -4. Полученные данные позволили установить снижение верхнего предела до величин  $10^{-2}$ ...  $10^{-4}$  м<sup>2</sup>/с<sup>2</sup>. 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<sup>2</sup>·с<sup>-1</sup>, 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 «Лу-на-10», «Зонд-5, -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, -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  $10^{13} \dots 10^{15}$  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, -9» (1968-1969); «Маринер-4» (1964-1967); «Джемини-8, -10» (1966); ракеты «Найк-Апаш» (1968); ракет «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  $10^{-7} \dots 10^{-10}$  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  $10^{-8} \dots 10^{-11}$  г. В более грубом приближении полученные данные могут быть описаны единым распределением в диапазоне  $10^{-6} \dots 10^{-12}$  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	
	$\text{м}^{-2} \cdot \text{сут}^{-1}$	$\text{м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$
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 помощью датчиков, регистрирующих кинетическую энергию частиц на ИСЗ «Эксплорер-1», «Эксплорер-8», «Аван-гард-3», с учетом поправок в соответствии с новой тарифовкой по  $mV^2 \text{ср}/2$  для  $V \text{ср} \approx 20 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ .

Таблица 1.10 - Средние значения плотности потоков пылевых частиц на расстоянии более 200 км от поверхности Земли

Масса частицы, г	Плотность потока	
	$\text{м}^{-2} \cdot \text{сут}^{-1}$	$\text{м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$
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 измерения различными методами плотностей потоков пылевых частиц, обладающих различными массами, 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. ИМИТАЦИОННЫЕ ВАКУУМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

### 2.1. 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. 2.1). 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. 2.2). 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").

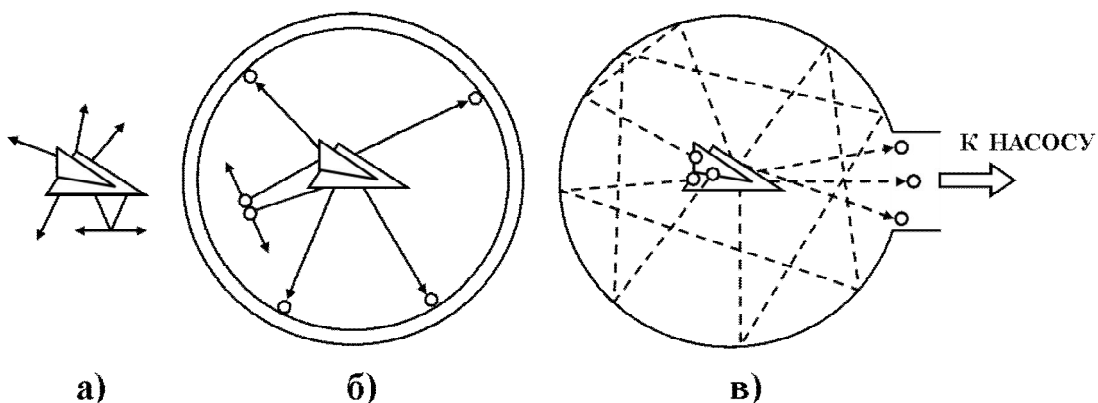


Рисунок 2.1 - Схема, поясняющая принцип моделирования вакуумных условий применительно к испытаниям КА, оборудования и материалов

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 2.1 - Явления, вызываемые воздействием космического вакуума, и конструктивные способы защиты от них

	<b>Явление, вызываемое воздействием космического вакуума</b>	<b>Способы защиты</b>
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 гажением; 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. 2.2 представлена типовая схема экспериментальной имитационной камеры, в которой проводятся тепловвакуумные испытания при имитации космического вакуума и потоков солнечной электромагнитной радиации [14-19].

В табл. 2.3 приведены основные характеристики зарубежных вакуумных имитационных камер второго поколения, которые применяются в космическом аппаратостроении [20-22].

Таблица 2.2- Ориентировочные давления, требуемые для лабораторного моделирования физических явлений, происходящих в космосе

	<b>Исследуемый процесс или явление</b>	<b>Давление, Па</b>
<b>1</b>	Воздействие перепада давлений на механическую прочность герметичных корпусов КА	$10^3$
<b>2</b>	Воздушное демпфирование при вибрациях	$10^{-1}$
<b>3</b>	Теплопередача излучением	$10^{-2}$
<b>4</b>	Электрофизические явления в диэлектриках; электрические разряды в газах	$10^{-2}$
<b>5</b>	Изменение физических и механических свойств материалов	$10^{-4}$
<b>6</b>	Работа ионных и плазменных двигателей	$10^{-5}$
<b>7</b>	Холодная сварка	$10^{-5}$
<b>8</b>	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 парциальными 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 2.3 - Основные характеристики зарубежных вакуумных имитационных камер

Страна	Габаритные размеры, м		Объем, м <sup>3</sup>	Скорость откачки, л·с <sup>-1</sup>	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	$10^6$	$10^{-8}$

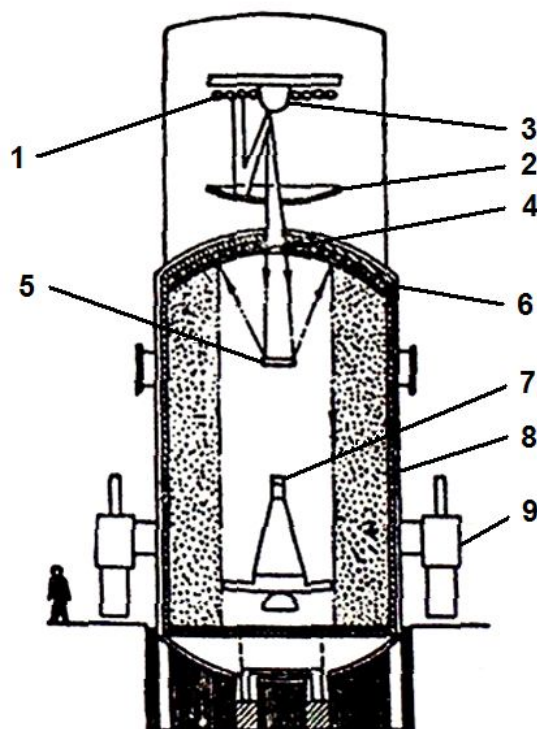


Рисунок 2.2 - Типовая схема экспериментальной имитационной камеры

## 2.2. 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. 2.3, где в качестве оптического модуля используется конструкция НАСА (см. рис. 2.4). Источниками излучения в ИСИ являются, как правило, газоразрядные лампы высокого давления (рис. 2.6). Имитаторы излучения Солнца в диапазоне  $\lambda = 200-400$  нм представлены в табл. 2.4, а в табл. 2.5 перечислены те источники для имитации вакуумного ультрафиолета (ВУФ), которые могут быть использованы при испытании материалов в лабораторных условиях.

## 2.3. 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 2.4 - 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), $\lambda > 200$ нм
ОС-78, ОС-80, ИС-160	Имитаторы солнца на основе ламп типа ДКсР с корректирующим светофильтром, $\lambda > 200$ нм
ВКсШ-10000	Ксеноновая высокочастотная лампа высокого давления, континуум, $\lambda > 220$ нм

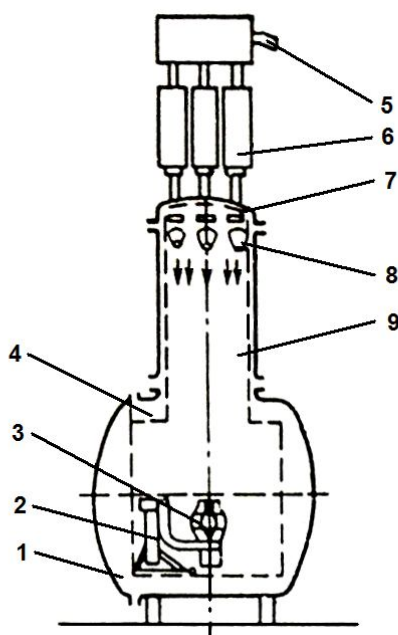


Рисунок 2.3 - Схема вакуумной камеры НАСА с модулями ИСИ: 1 - корпус тепловакуумной камеры; 2 - система вращения объекта испытаний; 3 - объект испытаний; 4 - криоэкраны; 5 - подвод для охлаждения ламп; 6 - кожух лампы эллиптического и сферического отражателей и конденсатора; 7 - полевая линза (входное окно камеры); 8 - отражатели оптической системы модулей ИСИ; 9 - оптический отсек камеры

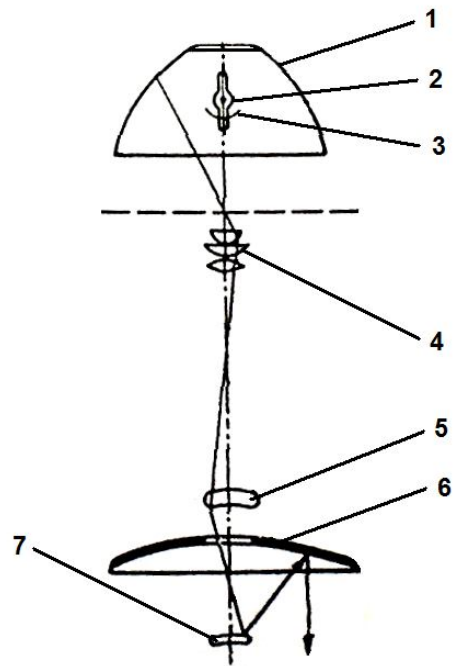


Рисунок 2.4 - Оптическая система модуля ИСИ НАСА: 1 - эллиптический отражатель; 2 - дуговая ксеноновая лампа; 3 - сферический отражатель лампы; 4 - конденсорные линзы; 5 - полевая линза (одновременно окно камеры); 6,7 - соответственно параболический и гиперболический отражатели оптической системы

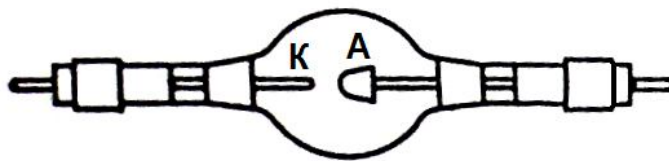


Рисунок 2.5 - Дуговая ксеноновая лампа в кварцевом корпусе: А - охлаждаемый водой анод; К - вольфрамовый катод

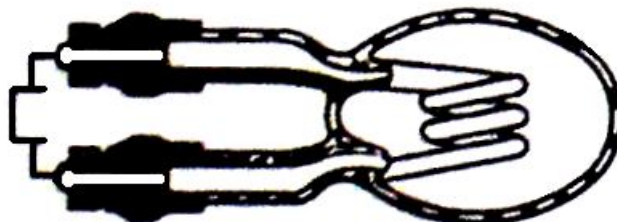


Рисунок 8.6 - Высокочастотная безэлектродная шаровая ксеноновая лампа с водяным охлаждением



Таблица 2.5 - Имитаторы ВУФ излучения Солнца

Тип источника	Общая характеристика
ДВС-200	Водородная лампа с окном из плавленого кварца
ДДС-400	Дейтериевая лампа (непрерывный спектр, $\lambda > 150$ нм) Водородная (дейтериевая) лампа с окном из LiF (непрерывный спектр, $\lambda > 105$ нм)
Капиллярная разрядная трубка с наружными электродами	Непрерывный спектр $\lambda > 167$ нм, линейчатый молекулярный спектр 90-167 нм, серия Лаймана (резонансная линия 121 нм)
КсР-1 КсР-2	Ксеноновые дуговые низковольтные резонансные лампы ( $\lambda > 129,5$ нм; $\lambda > 145,9$ нм)
Синхротрон	Синхротронное излучение, $\lambda > 4$ нм (непрерывный спектр)
Газоструйный источник ФТИНТ АН УССР	Непрерывный и линейчатый спектры, $\lambda > 50$ 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. 2.9. 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.

## Список литературы

### К главе 1

1. Гришин В.К., Нусинов А.А., Семкин Н.Д. Инженерная модель космической среды для диапазона орбит 300... 1000 км и солнечной активности  $F_{10,7} = 70... 370$  // Ракетно-космическая техника. Труды. Серия XII. Вып. 1. Расчет, проектирование, конструирование и испытания космических систем. — РКК «Энергия», 2001.- 60 с.
2. Мак-Ивен М., Филипс Л. Химия атмосферы.: Пер. с англ. — М.: Мир, 1978.-376 с.
3. Альвен Х. Космическая плазма.: Пер. с англ. — М.: Мир, 1983.- 216 с.
4. Горни А.Д. Влияние солнечного цикла на околоземную плазму и космические системы // Аэрокосмическая техника: Пер. с англ. — М.: Мир, 1990. — № 8.
5. Собственная внешняя атмосфера высокотемпературных космических аппаратов // НТО П27126: РКК «Энергия». Научн. руков. В.К. Гришин. — 1989. — 110 с
6. Гришин В.К. Космическое пространство на низких околоземных орбитах как рабочая среда космических энергетических установок // 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 // Аэрокосмическая техника: Пер. с англ. — 1990. — № 8. — С. 32-48.
8. Стассинопулос Э.Г., Реймонд Дж. Н. Радиационные условия работы электроники в космическом пространстве // ТННЭР. — 1988. — Ч. 6, № 11. — С. 28-43.
9. Гришин В.К. Массоперенос в сильно разреженном газе // Инженерно-физический журнал. — 1974. — Т. XXVII, № 2. — С. 246-252.
10. Альперт Я.Л., Гуреевич А.В., Питаевский Л.П. Искусственные спутники в разреженной плазме. — М.: Наука, 1964. — 384 с.
11. Копецкий М. Правило Гневышева-Оля по гринвичским и пулковским каталогам солнечных пятен // Солнечные данные. — 1992. — № 7. — С. 70-74.
12. Hedin A.E. MSIS-86 Thermospheric model // J. Geophys. Res. — 1987. — Vol. 9. — P. 4649.
13. Wilson R.M., Reichman E.J., Teuber D.L An empirical method for estimating sunspot number // 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 Å // 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 // Солнечные данные. — 1986. — №7. — С. 57-60.

16. Бруевич Е.А., Нусинов А.А. Спектр коротковолнового излучения для агрономических расчетов при различных уровнях солнечной активности // Геомагнетизм и аэрономия. — 1984. — Т. 24, — № 4. — С. 581-585.
17. Нусинов А.А. Зависимость интенсивности линий коротковолнового излучения Солнца от уровня солнечной активности // Геомагнетизм и аэрономия. — 1984. — Т. 24, — №4. — С. 529-536.
18. Иванов-Холодный Г.С., Нусинов А.А. Коротковолновое излучение Солнца и его воздействие на верхнюю атмосферу и ионосферу // Итоги науки и техники ВИНТИ. Сер. Исследование космического пространства. — 1987. — №26.—С. 80-154.
19. Нусинов А.А. Связь между потоками рентгеновского излучения в различных спектральных интервалах // Труды Института прикладной геофизики. — М.: Гидрометеиздат, 1986. — Вып. 68. — С. 70-89.
20. Нусинов А.А. Вариации рентгеновского излучения Солнца с изменением солнечной активности. // Труды Института прикладной геофизики. — М.: Гидрометеиздат, 1986. — Вып. 68. — С. 90-103.
21. Solar Geophysical Data. Boulder. USA: US Dept. of Commerce, NOAA. 1967-1988.
22. Альвен Х. Космическая плазма. — М.: Мир, 1983. — С. 121-128.
23. Барсуков В.Л., Назарова Т.Н. О пылевых кольцевых образованиях вокруг Земли и Луны и некоторых структурных элементах пылевого образования вокруг Солнца // Астрономический вестник. — 1983. — Т. XXII, №1. — С. 61-70.
24. Гулак Ю.К. О возможности образования дискретных пылевых поясов вокруг Земли // 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. - 165 с.
26. Макдонелл Ж.А.М. Обзор замеров частиц пыли, сделанных в отдаленных точках космического пространства: XII конф. КОСПАР. — Ленинград, 1970.

## К главе 2

1. Акишин А.И., Новиков Л.С. Воздействие окружающей среды на материалы космических аппаратов. М.: Знание, 1983. - 64 с.
2. Вернов С.Н., Вакулов П.В., Логачев Ю.И. Радиационные пояса Земли. В кн.: Успехи СССР в исследовании космического пространства. Первое космические десятилетия. 1957-1967. М.: Наука, 1968. - с. 106-148.
3. Муртазов А.К. Экология околоземного космического пространства. 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. 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. Тем. сб. науч. тр. МАИ, М.: Изд-во МАИ, 1988. с. 3-27.
9. Хирс Д., Паунд Г. Испарение и конденсация. М.: Metallurgy, 1966. - 195 с.
10. Кошмаров Ю. А., Рыжов Ю. А. Прикладная динамика разреженного газа. М.: Машиностроение, 1977.- 184 с.
11. Барейсс Л. Э. Метод расчета параметров собственной внешней атмосферы орбитальной станции. Спейслэб. Ракетная техника и космонавтика, 1979.- с. 97-108.
12. Рыжов Ю. А., Бургасов М. П., Кузовкин К.Н., Свирцевский С.Б. О методах расчета параметров собственной внешней атмосферы космических аппаратов. Тезисы докладов VIII Всесоюзной конференции по динамике разреженных газов. М., 1986.- с. 107.
13. Варакин Г. К. Динамика собственной внешней атмосферы при газовой выделении поверхности летательных аппаратов. Труды VIII Всесоюзной конференции по динамике разреженных газов (Аэродинамика, тепло- и массообмен в разреженном газе). М., 1987. - с. 16-21.
14. Альперт Я. Л., Гуревич А. В., Питаевский Л. П. Искусственные спутники в разреженной плазме. М.: Наука, 1965. - 384 с.
15. Баранцев Р.Г. Взаимодействие газов с обтекаемыми поверхностями. М.: Наука, 1975. - 344 с.
16. Лукьянов Г. А., Силантьев В. А. Об истечении газа в вакуум. Изв. АН СССР, Сер. МЖГ, 1968, №5. - с. 146-149.
17. Хасаншин Р. Х. Математическое моделирование конденсации продуктов газовой выделении при термовакуумном воздействии на материалы покрытий

- космических аппаратов. Космонавтика и Ракетостроение, 2003, вып. 4 (33). - с. 111-120.
18. Сальников В. А., Вайсберг Б. С. Потеря массы материалами в вакууме (Математическая модель). 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. 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. Киев. Высшая школа, 1981. - 263 с.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	3
<b>ГЛАВА 1. ИНЖЕНЕРНАЯ МОДЕЛЬ КОСМИЧЕСКОЙ СРЕДЫ.....</b>	<b>7</b>
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. Потoki космических нейтральных частиц (атомы, молекулы) на поверхности космической станции.....	15
1.3.1. Состав и объемная плотность газовых частиц атмосферы на орбите МКС.....	15
1.3.1.1. Выбор модели.....	15
1.3.1.2. Усредненные значения.....	16
1.3.2. Потoki газовых частиц орбитальной атмосферы на поверхности орбитальной станции (по нормали к поверхности).....	17
1.3.3. Флюенсы газовых компонентов атмосферы на орбитах МКС (по нормали к поверхности).....	19
1.3.4. Угловой корректирующий фактор.....	21
1.4. Потoki 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. Потoki мягкого рентгеновского излучения.....	22
1.4.3. Потoki крайнего ультрафиолетового излучения.....	24
1.5. Космическая пылевая плазма на поверхности станции.....	26
1.5.1. Пылевые образования вокруг Земли.....	26
1.5.2. Концепция пылевой плазмы.....	27
1.5.3. Пылевые частицы как часть плазмы.....	28
1.5.4. Пылевая плазма в магнитосфере.....	30
1.5.5. Потoki пылевых частиц на орбитах космической станции.....	31
<b>ГЛАВА 2. ИМИТАЦИОННЫЕ ВАКУУМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ.....</b>	<b>35</b>
2.1. Имитация вакуумных условий.....	35
2.2. Имитация солнечного электромагнитного излучения.....	38
2.3. Методы изучения влияния продуктов СВА на оборудование КА.....	38
<b>Список литературы.....</b>	<b>42</b>