УДК 537.591

О. В. Доценко¹, В. Т. Маслюк², В. Б. Тарасов¹, В. Г. Тихий¹, Ю. А. Шовкопляс¹

¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ ² Інститут електронної фізики Національної академії наук України, Ужгород

УЛУЧШЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК УГЛЕПЛАСТИКОВЫХ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ОТ ИОНИЗИРУЮЩИХ ИЗЛУЧЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВ

Подаються результати досліджень характеристик екранування іонізаційних випромінювань космічного простору тришаровими вуглепластиковими конструкціями. Пропонується рішення, яке покращує ці характеристики до заданого рівня, не виходячи за встановлені обмеження на масу вуглепластикової конструкції. Результати розрахунків та експериментів підтверджують ефективність розроблених рішень.

Композиционные материалы, создаваемые на основе углеродных волокон, заметно уступают традиционным материалам космической техники по эффективности экранирования ионизирующих излучений космического пространства (ИИКП). Этот факт в значительной степени нивелирует очевидные преимущества их использования в составе конструкций и бортовой аппаратуры космических аппаратов. Проектант всегда отдаст предпочтение более тяжёлому, но проверенному многолетней практикой алюминиевому сплаву, если не будет уверен в том, что аппаратура будет так же надёжно защищена от космических излучений корпусом из композиционного материала.

В настоящей работе проводятся исследования, цель которых — улучшение характеристик трёхслойной углепластиковой конструкции до уровня защиты от ИИКП, который обеспечивается алюминиевой пластиной толщиной два миллиметра. При этом доработанная углепластиковая конструкция, сохраняя присущие ей механические, теплофизические и электрофизические преимущества, не должна превосходить по массе алюминиевый аналог. Кроме того, предложенное решение должно быть универсальным с точки зрения характеристик радиационного окружения в условиях околоземного космического пространства.

Схема исследований представлена на рис. 1. Первый этап исследований ставит своей целью выбор варианта доработки трёхслойной углепластиковой конструкции, который в рамках заданных ограничений по массе обеспечивает наилучшие характеристики экранирования ИИКП. Решение этой задачи достигается путём перебора различных вариантов доработки исходной углепластиковой конструкции и анализа их эффективности в условиях воздействия ИИКП, характерных для различных областей околоземного космического пространства. В связи с большим объёмом необходимых для этого расчётов на первом этапе исследований задача решается в двумерном приближении. После выбора наилучшего из рассмотренных вариантов проводится детальное трехмерное моделирование транспорта космических излучений сквозь материалы доработанной углепластиковой сотовой конструкции. Сопоставление результатов этих расчётов с аналогичными результатами для алюминиевой пластины толщиной 2 мм должно подтвердить эффективность принятого решения по улучшению характеристик углепластиковой сотовой конструкции в части

[©] О. В. ДОЦЕНКО, В. Т. МАСЛЮК, В. Б. ТАРАСОВ,

В. Г. ТИХИЙ, Ю. А. ШОВКОПЛЯС, 2009



Рис. 1. Схема исследований по улучшению экранирующих характеристик углепластиковых сотовых конструкций

экранирования ИИКП. На заключительном этапе проводится экспериментальная верификация результатов исследований.

В табл. 1 приведен состав ИИКП, воздействующих на спутник в процессе орбитального полёта [5]. Как видим, космические излучения достаточно разнообразны как по составу, так и по энергетике частиц. Их воздействия на спутник деструктивны и ведут к деградации характеристик и отказам оборудования. В контексте поставленной задачи в качестве критериального параметра, на основании которого делался вывод об эффективности того или иного решения в части защиты от ИИКП, использована интегральная

T (1	0				
Таблица I.	Состав потоков	частиц,	воздейству	ющих на	спутник

Источник	Вид частиц	Энергетический диапазон	Примечания
Естественные радиационные пояса Земли	электроны протоны	0.04-7 МэВ 0.1-400 МэВ	
Солнечные космические лучи	протоны	0.1-200 МэВ	
Галактические космические лучи	ионы протоны	1 МэВ/n-800 МэВ/n 0.1-1000 МэВ	заряд ядра <i>Z</i> = 292
Плазма	ионы электроны	10 МэВ/n–100 ГэВ/n 0.1 эВ–27.5 кэВ	заряд ядра <i>Z</i> = 292
Верхняя атмосфера	протоны атомы	0.1 эВ–28 кэВ 699–1622 К	N ₂ , N, O ₂ , O, He, H, Ar

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2009. Т. 15. № 4



Рис. 2. Тормозная способность некоторых материалов для электронов

энергия частиц космических излучений, прошедших защиту. В таком случае из всего комплекса ИИКП, приведенных в табл. 1, в рассмотрение необходимо включить электроны и протоны естественных радиационных поясов Земли (ЕРПЗ), а также протоны солнечных космических лучей (СКЛ). Воздействие всех остальных космических излучений на мишень, размещённую за двухмиллиметровой алюминиевой защитой, которая принята в нашей задаче в качестве эталонной, пренебрежимо мало.

Для того чтобы обосновать выбор решений по улучшению защитных свойств углепластиковых сотовых конструкций, кратко рассмотрим физические аспекты взаимодействия вещества с электронами и протонами в энергетических диапазонах, характерных для ИИКП. Замедление частиц в веществе характеризуется тормозной способностью, которая численно равна потерям энергии частицы на единице длины её пути. Очевидно, что этот параметр является одним из определяющих при оценке эффективности экранирования ИИКП тем или иным материалом. Тормозные способности материалов в настоящее время достаточно хорошо исследованы [2, 4].

Основными механизмами потери энергии электронов при их прохождении сквозь вещество являются ионизация атомов среды и радиационные потери, связанные с генерированием тормозного излучения. На рис. 2 представлены интегральные тормозные способности некоторых материалов для электронов [3]. Как видим, в энергетическом диапазоне 0.1–7 МэВ, характерном для электронов ЕРПЗ, лучшей тормозной способностью обладают лёгкие материалы с низким ядерным зарядом. Эффективность экранов, включающих тяжёлые элементы, начинает возрастать с энергий электронов порядка 10 МэВ, так как для тяжёлых элементов увеличивается роль радиационных потерь. В контексте нашей задачи высокая тормозная способность по радиационным эффектам не слишком желательна. Материалы с высоким ядерным зарядом по сути трансформируют энергию электронов космических излучений в электромагнитное излучение, которое проникает намного глубже первичных электронов и не экранируется в рамках массовых затрат, приемлемых для изделий космической техники. В то же время дозы тормозного излучения в условиях космоса невелики, и чаще всего их повышение не является критичным при использовании материалов с высоким ядерным зарядом в качестве защиты от электронов. Упругие взаимодействия не играют существенной роли в общем балансе потерь энергии электронов, но определяют рассеивание частиц. В результате упругих взаимодействий электроны постоянно изменяют направление своего движения, что удлинняет их путь в материале экрана и способствует отражению. Сечение упругих взаимодействий увеличивается с ростом ядерного заряда вещества, то есть, тяжёлые элементы более интенсивно рассеивают электроны, генерируя при этом больше тормозного излучения.

В конечном итоге эффективность защиты от электронного излучения определяется тем, какой из приведенных выше эффектов доминирует в энергетическом диапазоне, характерном для космических излучений. В руководстве [6], в частности, показано, что для электронов с энергиями порядка нескольких МэВ доминирующим является эффект рассеивания. По этой причине суммарная энергия первичного и вторичного электронного излучения ЕРПЗ, прошедшего защиту из материала с высоким ядерным зарядом, будет ниже. Торможение протонов определяется главным образом взаимодействием с электронной подсистемой вещества, следствием которого является ионизация и возбуждение атомов. Неупругие взаимодействия с атомами среды, следствием которых является генерирование дефектов смещения и ядерные реакции, не играют существенной роли в общем балансе энергетических потерь протонов при их транспорте сквозь материал защиты.

На рис. 3 приведены значения тормозной способности некоторых материалов по отношению к протонам космических излучений [3]. Видно, что эффективность торможения протонов уменьшается с увеличением ядерного заряда материала; при этом водород как защита от протонов вне конкуренции во всём энергетическом диапазоне космических излучений. Тормозная способность всех материалов уменьшается с увеличением энергии протонов.

Последний вывод приводит к несколько парадоксальному заключению: увеличение защиты может привести не к снижению, а к увеличению дозы протонного облучения. По определению [5] доза облучения равна

$$D = \frac{dE}{dX} \cdot F ,$$

где dE/dX — тормозная способность материала, МэВ·см²/г, *F* — поток частиц, см⁻².

В том случае, если защита только замедлит протоны, и в особенности если после этого пробег протонов станет сопоставимым с толщиной мишени, доза за защитой будет выше, чем без защиты. В условиях космического пространства этот эффект нивелируется тем, что спектры протонов ЕРПЗ и СКЛ содержат большое количество низкоэнергетичных частиц, пробеги которых меньше, чем толщина защиты. Эффект уменьшения числа протонов за защитой доминирует над эффектом увеличения тормозной способности замедленных защитой частиц, и в целом доза протонного излучения имеет тенденцию к уменьшению с увеличением защиты. Тем не менее, если в спектре космических излучений есть протоны с энергиями порядка нескольких десятков МэВ, доза протонного излу-



Рис. 3. Тормозная способность некоторых материалов для протонов

чения за защитой достигает насыщения, и дальнейшее увеличение защиты не приводит к адекватному снижению дозы.

В отличие от электронов, протоны не так интенсивно рассеиваются веществом, и этот фактор не оказывает существенного влияния на выбор материала защиты.

Подведем итоги проведенного анализа.

1. Защита от ИИКП заключается в экранировании электронного излучения в энергетическом диапазоне 0.04—7 МэВ и протонного излучения в энергетическом диапазоне 0.1—400 МэВ. Физические аспекты экранирования электронного и протонного излучений существенно различаются.

2. Электронное излучение космического пространства более эффективно экранируется материалами с высоким ядерным зарядом. При этом негативным фактором является рост интенсивности генерирования тормозного излучения материалами защиты.

3. Протонное излучение космического пространства более эффективно экранируется лёгкими материалами, наилучшим из которых является водород.

Приведенное выше составляет основу двух используемых в настоящее время концепций повышения эффективности материалов в части защиты от космических излучений.

Для орбит, где доминирует электронное излучение, защита создаётся с использованиием материалов, в состав которых входят тяжёлые элементы. Примером такого решения может служить материал PolyRad^{тм} фирмы Longhill Technologies, Inc. [http://www.polyrad.net/]. Этот материал, изготавливаемый методом компрессионной формовки, имеет плотность порядка 15 г/см³, и при создании защиты требует на 20-30 % меньших массовых затрат, чем вольфрам. Понятно, что использование такого материала для коллективной защиты оборудования, находящегося внутри корпуса спутника или блоков аппаратуры, ведёт к неоправданному утяжелению конструкций. По этой причине его используют в качестве локальных защит наименее стойких элементов, что позволяет решить задачу обеспечения стойкости с минимальными массовыми затратами. Аналогичные решения применены при создании технологий RAD-PAK [http://www.maxwell.com/]. Все они ориентированы не на доработку конструкционных материалов с целью улучшения их защитных характеристик, а на непосредственную защиту критичных элементов аппаратуры спутников, которыми чаще всего являются микросхемы высокой степени интеграции.

Наиболее известным решением в части создания конструкционных материалов для защиты от электронного излучения космического пространства являются конструкции типа «сэндвич» с чередующимися слоями материалов, имеющих низкий и высокий ядерный заряд [6]. Логика построения такой структуры выглядит следующим образом. Электроны сначала замедляются в материале с низким ядерным зарядом Z, который при этом не генерирует тормозное излучение высокой интенсивности. В результате следующий за ним слой материала с высоким ядерным зарядом более эффективно остановит и рассеет проникшие электроны. Рассеянные частицы, в свою очередь, будут поглощены верхним слоем «сэндвича», который также частично ослабит и тормозное излучение. Третий слой остановит электроны, проникшие сквозь первые два, и также ослабит тормозное излучение.

Применительно к задаче улучшения защитных характеристик углепластиковых сотовых конструкций такая идеология выглядит достаточно перспективной. Роль материалов с низким ядерным зарядом вполне могут играть углепластиковые обшивки, где преобладающим элементом является углерод. Если разместить внутри каждой из обшивок слой материала с высоким ядерным зарядом, обе они будут играть роль «сэндвича», эффективно ослабляющего электронное излучение. Металлические соты также внесут некоторый вклад в рассеивание частиц.

Для орбит, где преобладает протонное излучение, защита создаётся с использованиием материалов, в максимальной степени включающих в свой состав лёгкие элементы, в особенности водород. С этих позиций наиболее перспективным выглядит полиэтилен С₂Н₄. Последний тезис подтверждается рядом исследований, проведенных в контексте обеспечения радиационной безопасности миссий к Луне и Марсу. Так, например, в работе [8] проанализированы материалы, потенциально пригодные для обеспечения защиты от солнечных и галактических излучений в ходе этих миссий. Результаты этого анализа представлены на рис. 4. Как видим, в качестве защиты от протонов и ионов СКЛ и ГКЛ полиэтилен на 20-40 % эффективнее, чем алюминий. Защита на базе углеродных нанотрубок была рассчитана в предположении технологического прогресса, который позволил бы обеспечить в нанотрубках соотношение атомов углерода и водорода в пропорции 1 к 25. К сожалению, ни сегодня, ни в ближайшей перспективе выход на такие показатели не ожидается. Таким образом, пока что наиболее перспективным материалом для улучшения защитных характеристик углепластиковых сотовых конструкций от протонного компонента ИИКП остается полиэтилен, который может быть интегрирован непосредственно в сотовый заполнитель углепластиковой конструкции.

Проведенный анализ показывает, что выбор концепции модификации углепластиковых сотовых конструкций с целью улучшения их защитных свойств по отношению к космическим излучениям, напрямую зависит от характеристик космических излучений, воздействующих на спутник в процессе его орбитального функционирования. В условиях околоземного и межпланетного космического пространства эти характеристики подвержены пространственным и временным вариациям в пределах нескольких порядков величин.

Вопросам пространственного распределения плотностей потоков электронной и протонной составляющих ЕРПЗ, а также закономерностей воздействия на спутники протонов СКЛ посвящена обширная литература [5–7]. Не вдаваясь в детали этой тематики, отметим ряд моментов, которые имеют значение для нашего исследования.

• Электроны ЕРПЗ образуют два пояса: внутренний и внешний. В первом плотности потоков и средняя энергия электронов несколько ниже. Максимум плотности потока электронного излучения во внутреннем поясе находится на высоте 3000 км в плоскости геомагнитного экватора. Во внешнем поясе максимум электронного излучения находится на высоте 20000 км в плоскости геомагнитного экватора.

• Максимум интенсивности протонного излучения ЕРПЗ находится на высоте 3000 км. В дальнейшем плотности потоков и средняя энергия протонов монотонно убывают с увеличением высоты.

• Протонное излучение ЕРПЗ достигает максимума интенсивности в период минимума солнечной активности; электронное — в период максимума.

• Воздействие на спутник протонов СКЛ зависит от продолжительности и интенсивности солнечных протонных событий, а также параметров орбиты спутника. Поскольку определяющим фактором для проникновения протонов СКЛ в заданную точку околоземного пространства является величина индукции геомагнитного поля в этой точке, интенсивность воздействия протонов СКЛ увеличивается с увеличением высоты и наклонения орбиты. На высоте геостационарной орбиты потоки протонов СКЛ такие же, как и в межпланетном пространстве.

Как видим, характеристики радиационных воздействий на спутник в условиях космического пространства зависят от нескольких факторов,



Рис. 4. Массы *М* радиационных защит для лунной (*a*) и марсианской (*б*) миссий: ALM – алюминий, PSF – полисульфон, PET – полиэтилен, LIN – гидрид лития, LME – жидкий метан, GNF – графитовые нанотрубки, LH2 – жидкий водород

причём в зависимости от параметров орбиты, состояния солнечной активности и величины защиты доминировать может либо протонная, либо электронная составляющая ИИКП. Невозможно задать орбиту, которая однозначно была бы «наихудшей» с точки интенсивности радиационных воздействий. Это означает, что задача не может быть решена с позиций «наихудшего случая», т. е. когда находится решение, которое во всех других ситуациях обеспечивает заведомо лучшие показатели.

В таких условиях единственным вариантом решения задачи остаётся проведение анализа

для набора «типовых» орбит, каждая из которых отражает специфические особенности космических излучений в некоторой области околоземного космического пространства. В нашем исследовании в качестве «типовых» были выбраны орбиты, параметры которых представлены в табл. 2.

Первым шагом на пути решения поставленной задачи является определение спектров космических излучений на выбранных орбитах. В качестве методологической базы для этих целей был выбран стандарт [5], регламентирующий как порядок проведения расчётов, так и состав используемых для этих целей моделей, которые приведены в табл. 3. Результаты расчётов интегральных и дифференциальных плотности потоков (I, F), проведенных с использованием интернет-сервиса SPENVIS [http://www.spenvis. ота.be/], представлены на рис. 5.

Рассмотрим два альтернативных варианта доработки углепластиковой сотовой конструкции, имеющих целью улучшить её характеристики в части экранирования ИИКП: 1) введение в углепластиковые обшивки слоя вольфрама; 2) введение в сотовый заполнитель слоя полиэтилена.

В обоих случаях толщина дополнительной защиты задаётся таким образом, чтобы общая масса реальной углепластиковой конструкции была не выше, чем у эталонного образца.

Высота круго- вой орбиты, км	Наклонение орбиты	Примечания
600	60°	Интенсивность электронно- го и протонного излучений примерно одинакова
3000	60°	Доминирует протонное излучение
35794	0°	Доминирует электронное излучение

Таблица 2. Параметры типовых орбит

Таблица З. Модели, используемые для характеристик ИИКП

Характеристика	Модель	Примечания
Спектр электронов ЕРПЗ	AE-8	Максимум СА
Спектр протонов ЕРПЗ	AP-8	Минимум СА
Спектр протонов СКЛ	JPL-90	Максимум СА

Первый цикл расчётов по оценке эффективности экранирования ИИКП доработанными углепластиковыми конструкциями был произведен с использованием кода MULASSIS, разработанного фирмой QUNETIQ [http://www. qunetiq.com/]. Эта программа, которая по сути является модификацией широко известного кода GEANT4 [http://geant4.web.cern.ch/], реализует двумерное моделирование транспорта частиц сквозь вещество с использованием методологии Монте-Карло. Геометрию задачи иллюстрирует рис. 6.

При использовании двумерного кода MULASSIS невозможно промоделировать сотовое заполнение углепластиковой конструкции, которое вносит существенный вклад в общую картину экранирования ИИКП. В этой связи масса представленных на рис. 6 расчётных моделей меньше, чем у эталонного образца. На данном этапе целью исследования ставится качественная оценка эффективности экранирования ИИКП на заданных орбитах с последующим выбором наилучшего из вариантов доработки углепластиковой сотовой конструкции.

Для обоих из представленных на рис. 6 вариантов была определена интегральная энергия ИИКП, спектральные характеристики которых приведены на рис. 5, в кремниевой мишени, размещённой за защитой. Толщина мишени выбрана таким образом, чтобы все частицы, прошедшие защиту, были ею поглощены. Потоки ИИКП соответствуют годичному пребыванию спутника на орбите. Угловое распределение частиц задано изотропным, что соответствует реальным условиям космического пространства. Для каждого из расчётов моделировался транспорт 107 частиц. Погрешность определения интегральной энергии космических излучений, прошедших защиту, при такой постановке задачи не превышала 1 %. После того как были найдены искомые значения энергии ИИКП, прошедших защиту, был проведен ещё один цикл расчётов, целью которого являлось определение толщины алюминиевой пластины, обеспечивающей такую же эффективность экранирования ИИКП, что и доработанная углепластиковая конструкция.



Рис. 5. Интегральная (*I*) и дифференциальная (*F*) плотность потоков ИИКП для рассматриваемых орбит: a – высота орбиты H = 600 км, наклонение $i = 60^{\circ}$, $\delta - H = 3000$ км, $i = 60^{\circ}$, e - H = 35794 км, i = 0

Результаты расчётов энергии ИИКП, поглощённой кремниевой мишенью за защитами представлены на рис. 7. Как и следовало ожидать, вариант с использованием полиэтилена обеспечивает более высокую эффективность экранирования протонов ЕРПЗ и СКЛ, в то время как для вольфрамового заполнителя характерно более эффективное ослабление электронов ЕРПЗ.

По этой причине на низкой орбите эффективность экранирования ИИКП для обоих рассмотренных вариантов примерно одинаков. На средней орбите преимущество у полиэтиленового заполнителя, а на ГСО вне конкуренции вариант с использованием вольфрама. В целом для всех орбит обеспечивается экранирование ИИКП на том же уровне, что и для плоской алюминиевой защиты толщиной 1.66—1.84 мм. При этом масса доработанной углепластиковой конструкции остаётся на 7.9—16.6 % ниже, чем у эквивалентной ей в плане защиты от ИИКП алюминиевой пластины.



Рис. 6. Геометрия двумерной задачи моделирования транспорта частиц в материалах углепластиковой сотовой конструкции



Рис. 7. Эффективность экранирования ИИКП углепластиковыми конструкциями с вольфрамовым и полиэтиленовым заполнением для различных орбит

Полученные результаты подтверждают возможность улучшения защитных характеристик углепластиковых сотовых конструкций до уровня, не уступающего алюминиевой защите с аналогичной массой. С другой стороны, мы видим подтверждение тезиса о том, что невозможно предложить решение задачи защиты от ИИКП, которое было бы «наилучшим» для всех возможных орбит в условиях околоземного космического пространства. В нашем случае мы отдали предпочтение варианту с использованием вольфрама, руководствуясь следующей аргументацией. 1. В контексте поставленной задачи вариант с использованием вольфрама обеспечивает требуемое решение.

2. Средние орбиты, где доминируют протоны ЕРПЗ, используются значительно реже, чем низкие и высокие орбиты, где эффективность варианта с использованием вольфрама выше.

3. Полиэтилен не обладает высокой стойкостью к воздействию факторов космического пространства [1], и в условиях практического применения может потребовать дополнительных мер защиты.

Очевидно, что полученные в представленной выше постановке характеристики экранирования радиационных излучений являются заниженными, поскольку в расчёт не принималось сотовое заполнение углепластиковых панелей. Для всех направлений прихода частиц, за исключением нормального к поверхности, их прохождение сквозь углепластиковые конструкции связано с многократным пересечением материала сотового заполнителя. Этот эффект играет существенную роль для электронного излучения, поскольку способствует рассеиванию частиц в объёме материала.

Расчёт характеристик экранирования углепластиковых конструкций с учётом сотового заполнителя возможен только с использованием трёхмерного моделирования транспорта заряженных частиц. Для этих целей был использо-



Рис. 8. Геометрия трёхмерной задачи моделирования транспорта частиц в углепластиковых сотовых панелях и алюминиевой пластине

ван код GEANT4, разработанный ядерным центром CERN [http://geant4.web.cern.ch/]. Как и в предыдущем случае, в рассмотрение были включены три орбиты, спектральные характеристики ИИКП для которых представлены на рис. 5. Для каждой из орбит были исследованы три варианта защиты:

- исходная углепластиковая конструкция;
- доработанная углепластиковая конструкция;
- алюминиевая пластина толщиной 2 мм.

В качестве сотового заполнения углепластиковых панелей был промоделирован материал PAMG-XR-3.1-3/16-P-5056 [www.plascore.com]. Геометрия задачи трёхмерного моделирования транспорта частиц с использованием кода GEANT4 представлена на рис. 8, а результаты расчётов энергии ИИКП, поглощённой кремниевой мишенью за защитами, — на рис. 9. Как видим, для всех трёх орбит предложенная схема доработки углепластиковых конструкций демонстрирует более высокую эффективность экранирования ИИКП, чем эталонная защита. При этом масса доработанной углепластиковой сотовой конструкции остаётся на 15 % ниже, чем у алюминиевой пластины толщиной 2 мм. Наилучшим образом предложенное решение проявляет себя на геостационарной орбите, где доминирует электронный компонент ИИКП. Здесь улучшение экранирующих характеристик составило 69 % по сравнению с исходной конструкцией, и при этом эффективность экранирования оказалась на 38 % выше, чем у эталонного аналога. Для орбиты № 2, где по предварительным оценкам вольфрамовое заполнение

E. 10¹² МэВ 0.06 6 1.2 0.04 4 0.80.02 2 0.40 0 $H = 3000 \text{ Km}, i = 60^{\circ}$ $H = 600 \text{ Km}, i = 60^{\circ}$ ГСО 🕅 Протоны ЕРПЗ 🕅 Протоны СКЛ Электроны ЕРПЗ

Рис. 9. Эффективность экранирования ИИКП углепластиковыми конструкциями с вольфрамовыми заполнением (3) в сравнении с исходной конструкцией (2) и алюминиевой пластиной толщиной 2 мм (1) на различных орбитах

проигрывало полиэтиленовому по эффективности экранирования ИИКП, эти цифры составили соответственно 16 и 4 %.

Достаточно неожиданным выглядит высокий уровень экранирования сотовыми конструкциями протонного компонента космических излучений. Для всех орбит он сопоставим с тем уровнем, который обеспечивается алюминиевой пластиной толщиной 2 мм. Этот эффект, который не проявлялся при двумерном моделировании транспорта заряженных частиц сквозь материалы защит, свидетельствует о существенной роли сотового заполнителя в общей картине экранирования космических излучений.



Рис. 10. Рассевание электронов с энергией E = 5 МэВ при падении на образцы под углом 50°

Окончательно правильность предложенного решения была подтверждена испытаниями, проведенными в Институте электронной физики Национальной академии наук Украины (г. Ужгород) на ускорителе электронов «Микротрон М-30». В качестве объектов испытаний были использованы три образца: образец № 1 — исходная углепластиковая сотовая панель; образец № 2 — сотовая панель, в углепластиковые обшивки которой введен слой вольфрама, толщина которого определена по результатам предшествующих расчётных работ; образец № 3 алюминиевая пластина толщиной 2 мм.

В настоящее время ни один из испытательных комплексов не обеспечивает воспроизведение в наземных условиях спектрального и углового распределения космических излучений. В отличие от условий космического пространства, где излучения изотропны и имеют выраженное энергетическое распределение, ускорители дают возможность воздействовать на объекты моноэнергетическим и мононаправленным пучком частиц. Применительно к нашей задаче это означает невозможность постановки прямого эксперимента, который позволил бы имитировать воздействие на образцы космических излучений со спектральными характеристиками, приведенными на рис. 5 и получить количественное подтверждение расчётных результатов, представленных на рис. 9. С другой стороны, достаточно сложно поставить численный эксперимент, в ходе которого моделировалось бы реальное распределение плотности потока частиц ускорителя по сечению пучка. Важность учёта этого фактора для сопоставления расчётных и экспериментальных результатов видно из рис. 10, где представлены примеры рассеивания электронов с энергией 5 МэВ, испущенных точечным источником под углом 50° к поверхности образцов (визуализация транспорта частиц с использованием кода GEANT-4). Даже от точечного источника рассеивание электронов весьма су-



Рис. 11. Матрица испытаний по исследованию характеристик экранирования образцов в поле излучения ускорителя электронов М-30

щественно, в особенности для сотовых конструкций. Следует ожидать, что в случае протяжённого источника с неравномерным распределением плотности потока электронов по сечению пучка картина рассеивания частиц существенно усложнится, и без учёта этого фактора сопоставление расчётных и экспериментальных результатов не будет адекватным.

В связи с этим на данном этапе целью экспериментальных исследований была поставлена качественная оценка эффективности экранирования электронного излучения выбранными образцами, на основании которой можно было бы сделать вывод о том, насколько предложенное решение улучшило экранирующие характеристики углепластиковой сотовой конструкции.

В ходе эксперимента каждый из образцов был облучён потоками электронов с энергиями 2, 4, 5, 6 и 7 МэВ под углами 0°, 25°, 50° и 75° к нормали. Для обеспечения надежной статистики каждое испытание было проведено не менее 1500 раз. Нижняя энергия облучения незначительно превышает пороговую энергию проникновения электронов сквозь образцы; верхняя задана как граничная энергия в спектре электронов ЕРПЗ. Матрица испытаний представлена на рис. 11.

В ходе каждого единичного испытания определялось значение безразмерного параметра D_{sp} , характеризующего экранирующие свойства образцов в поле электронного излучения:

$$D_{sp} = \frac{D}{F},$$



Рис. 12. Схема организации эксперимента по исследованию характеристик экранирования образцов в поле излучения ускорителя электронов М-30

где D — поток электронов, прошедших сквозь образец, F — поток электронов на внешней поверхности образца. Значения параметров D и Fизмерялись in situ с помощью монитора вторичной эмиссии и цилиндра Фарадея. Схема организации эксперимента представлена на рис. 12. Результаты испытаний приведены на рис. 13. Как видим, степень рассеивания электронов для всех возможных направлений прихода частиц и во всём энергетическом диапазоне, характер-



Рис. 13. Экспериментальные зависимости характеристик экранирования электронного излучения от энергии E электронов и угла падения α электронов на поверхность образцов 1, 2, 3

ном для ЕРПЗ, существенно выше для углепластиковой панели, в состав которой введен вольфрамовый заполнитель. По сравнению с исходной конструкцией эффективность рассеивания электронов возросла в среднем на 75.3 %, превосходя при этом показатели эталонного образца в среднем на 50.1 %. С учётом того, что рассеивание для электронов является доминирующим механизмом ослабления в материалах защит, результаты испытаний подтверждают правильность разработанных подходов к улучшению характеристик углепластиковых сотовых конструкций в части экранирования ИИКП.

Проведенные исследования подтвердили возможность создания углепластиковых сотовых конструкций, которые обеспечивают экранирование космических излучений на том же уровне, что и традиционные материалы космической техники, сохраняя при этом преимущества своих тепловых, механических и электрофизических характеристик. Естественным продолжением работ в этом направлении представляется интеграция методов радиационного проектирования в процесс разработки углепластиковых конструкций. Конечной целью должно стать оптимальное решение задачи обеспечения стойкости создаваемого оборудования с учётом следующих факторов:

• характеристик стойкости используемой элементной базы по отношению к эффектам общей дозы, неионизационной дозы и одиночных событий;

• степени защищённости критичных элементов оборудования с учётом их реального размещения в составе спутника;

• характеристик радиационного окружения на орбите, где планируется эксплуатация аппаратуры.

Решение задачи в такой постановке позволит не только минимизировать массу необходимой защиты от ИИКП, но и перейти к созданию качественно новых многофункциональных структур, в которых наравне с тепловыми, механическими и электрофизическими свойствами будут заложены решения, обеспечивающие требуемый уровень защиты от космических излучений.

- Радиационная стойкость органических материалов: Справочник / Под ред. В. К. Милинчука, В. И. Тупикова. — М.: Энергоатомиздат, 1986.
- Andersen H. H., Ziegler J. F. Hydrogen: stopping powers and ranges in all elements. — Elmsford, New York: Pergamon Press, 1977. — Vol. 3. The Stopping and Ranges of Ions in Matter.
- 3. Berger M. J., Coursey J. S., Zucker M. A., Chang J. Stopping-Power and Range Tables for Electrons, Protons, and Helium Ions. — Gaithersburg, MD, USA, National Institute of Standards and Technology.
- Berger M. J., Seltzer S. M. Stopping Powers and Ranges of Electrons and Positrons // Rep. NBSIR 82-2550 Aug., 1982.
- ECSS-E-10-04. Space Engineering. Space Environment. Noordwijk, The Netherlands, ECSS Secretariat, ESA-ESTEC, Requirements & Standards Division, 2000. – 196 p.
- ESA-PSS-01-609 The radiation design handbook. Noordwijk, the Netherlands, ESA, ESTEC, 1993.

- 7. Hastings D., Garret H. Spacecraft-Environment Interaction. – Cambridge: University Press, 1996.
- Tripathi R. K., Wilson J. W., Cucinotta F. A. Deep Space Mission Radiation Shielding Optimization // Paper Number 011CES-2326. – 2001.

Надійшла до редакції 02.04.09

O. V. Dotsenko, V. T. Maslyuk,

V. B. Tarasov, M. G. Tikhii, Y. A. Shovkoplyas

IMPROVEMENT OF SPACE RADIATION SHIELDING CHARACTERISTICS OF CARBON-FIBER REINFORCED HONEYCOMB STRUCTURES

The results of the investigation of space radiation shielding characteristics of three-layered carbon-fiber reinforced honeycomb structures are presented. A solution to improve these characteristics up to a given level taking into consideration mass restrictions is proposed. The results of calculations and tests to verify the proposed solution are given.