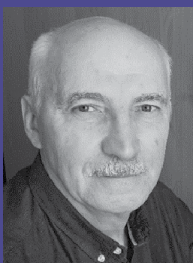




Сергей Грабчиков,
главный научный сотрудник
НПЦ НАН Беларуси по
материаловедению, доктор
физико-математических наук



Станислав Ластовский,
ведущий научный сотрудник
НПЦ НАН Беларуси по
материаловедению, кандидат
физико-математических наук



Анна Якушевич,
научный сотрудник
НПЦ НАН Беларуси
по материаловедению



Николай Василенков,
технический директор
АО «ТЕСПРИБОР»



Материалы радиационной защиты электронной компонентной базы космических аппаратов

Одна из актуальных задач, стоящих перед разработчиками ракетно-космической техники, — обеспечение показателей эксплуатационной надежности и сроков активной эксплуатации приборов и аппаратуры в условиях повышенного уровня ионизирующих излучений (ИИ), включающих электроны, протоны и тяжелые заряженные частицы (ТЗЧ), рентгеновское и гамма-излучения [1–4]. Как известно [3], для наступления необратимых изменений в полупроводниковых приборах поглощенные дозы радиации должны составлять или превышать $10^5 \div 10^6$ рад, в интегральных микросхемах (ИМС) — $10^4 \div 10^5$ рад. При этом некоторые ИМС категорий commercial и industrial могут характеризоваться уровнями 10^3 рад и ниже. Данные уровни радиационной стойкости электронной компонентной базы (ЭКБ) не обеспечивают требуемого временного ресурса космических аппаратов (КА) даже при работе в условиях ряда околоземных орбит, не говоря уже о полетах на другие планеты Солнечной системы.

В околоземном космическом пространстве (КП) существует три наиболее мощных радиационных поля, отличающихся по своей природе:

- **радиационные пояса Земли (РПЗ)**, состоящие в основном из электронов и протонов. Условно РПЗ делят на две части [4]: внутреннюю, расположенную ближе к Земле (от 1000 до 13 тыс. км), и внешнюю, дальнюю (от 13 тыс. до 65 тыс. км). Основная компонента частиц внутреннего РПЗ – высоко-энергетические протоны (до 1000 МэВ), внешнего – электроны с энергией в несколько МэВ;
- **солнечные космические лучи (СКЛ)**, в состав которых входят протоны и ТЗЧ. Потоки СКЛ сложно прогнозировать, что связано со случайным характером возникновения солнечных вспышек. Основная компонента СКЛ (до 95%) – протоны с энергией $1\div 10^4$ МэВ, для ТЗЧ – 10 МэВ/нуклон;
- **галактические космические лучи (ГКЛ)**, в состав которых входят протоны и ТЗЧ. В общем случае они не дают существенного вклада в величину суммарной поглощенной дозы из-за невысокой плотности потоков, однако имеют спектр энергий от 10^2 до 10^{15} МэВ. Воздействие ТЗЧ на ИМС повышенной степени интеграции приводит к сбоям и отказам за счет радиационных эффектов от отдельных ядерных частиц [1].

ИИ КП являются одним из основных дестабилизирующих факторов, определяющих сроки надежной работы ЭКБ ракетно-космических комплексов. В связи с этим ясна актуальность направления физического материаловедения, связанного с исследованием и разработкой новых материалов и технологий для защиты указанных объектов.

Методы повышения радиационной стойкости электронной компонентной базы

В настоящее время проблема повышения радиационной стойкости ЭКБ решается несколькими методами – технологическим, конструктивным, схемотехническим, а также путем моделирования радиационных эффектов на стадии проектирования. Одним из перспективных методов повышения радиационной стойкости является одна из разновидностей конструктивного метода – локальная радиационная защита (ЛРЗ). ЛРЗ представляет собой дополнительный экран, предназначенный для защиты только критичных узлов и элементов изделия, не влечет за собой серьезного увеличения массы или габаритов блоков КА. Данный подход позволяет снизить радиационные нагрузки на ЭКБ и имеет следующие преимущества: обеспечивает повышенную радиационную стойкость ЭКБ и электронной аппаратуры; позволяет использовать commercial и industrial классы, расширять номенклатуру и снижать затраты на комплектацию при производстве КА; обеспечивает снижение весовых параметров по сравнению со стандартными методами конструкционной защиты.

Эффект воздействия радиации на ЭКБ и аппаратуру КА определяется типом излучения, энергией, интенсивностью и проникающей способностью первичных и вторичных частиц в объеме вещества. Экраны ЛРЗ защищают от воздействия мягкой компоненты космического излучения – электронов и протонов, не способных глубоко проникать в вещество и определяющих дозовую составляющую радиационной нагрузки. По отношению к ИИ с более высокой проникающей способностью (рентгеновское излучение, гамма-излучение, мюоны, ТЗЧ и др.) технология ЛРЗ менее эффективна. Отметим,

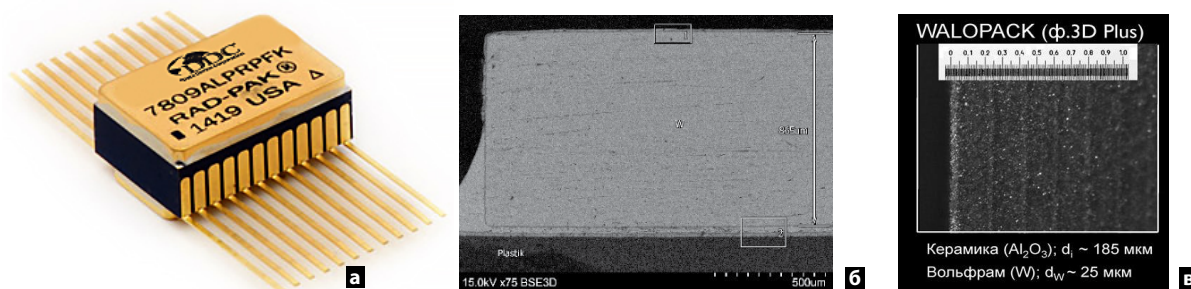


Рис. 1. Общий вид металлокерамического корпуса, изготовленного по технологии RAD-PAK (Maxwell Technologies, USA) (а), штифы крышек корпусов, изготовленных по технологиям RAD-PAK (б) и WALOPACK (в) (3D Plus, France, многослойная структура W/Al₂O₃)

что с помощью одного метода невозможно обеспечить достаточный уровень защиты оборудования КА от всего спектра космических воздействий.

Создание аппаратуры КА с заданным уровнем стойкости к локальным дозовым нагрузкам (ЛДН) при воздействии ИИ КП включает в себя решение следующих задач:

- *определение характеристик радиационной обстановки для заданной орбиты КА;*
- *анализ перечня комплектующих ЭКБ в составе аппаратуры КА и их чувствительности к интегральным дозовым эффектам;*
- *расчет ЛДН в объеме отдельных приборов;*
- *сравнение рассчитанных ЛДН с имеющимися данными об уровнях радиационной стойкости ЭКБ, расчет параметров ЛРЗ (толщина и состав материала) и применение их для дополнительной защиты критических узлов или элементов аппаратуры КА.*

За рубежом активные исследования и разработка изделий микроэлектроники с применением радиационной защиты начались в 90-х гг. прошлого века [5–7]. В патентной литературе содержится множество примеров использования с этой целью различных материалов на основе тяжелых элементов (W, Ta, W-Cu (англ. «High-Z material»)) [8–9]. Среди основных зарубежных разработчиков – производителей локальной защиты электронных компонентов и кристаллов ИМС на основе материалов специальных составов – RAD-PAK® (Maxwell Technologies, США) [10]; WALOPACK (3D Plus, Франция) [11]; RAD-COAT (Space Electronics, США) [12]; X-Ray (Actel Inc., США), (близко к RAD-PAK) [13]; ЛОЗА (локальная защита, РФ, близко к RAD-COAT) [14].

Согласно данным изготовителя [10], технология RAD-PAK обеспечивает уровень стойкости не ниже 100 крад по отношению к эффектам поглощенной дозы в условиях КП, или в 3–10 раз снижает уровень воздействия ИИ на ИМС. При этом важно, что

эффективность такой защиты существенно зависит от параметров орбиты, сроков эксплуатации и компоновки КА. Исследования защитных элементов корпуса – крышки (рис. 1б) и основания, изготовленных по технологии RAD-PAK, показали, что они представляют собой пластины толщиной 0,93 мм (Maxwell Technologies, USA). Элементный микроанализ, проведенный в работе [15], указал на содержание в их составе вольфрама (85% по массе) и меди, что согласуется с результатами измерения средней плотности объектов (16,4 г/см³). Исследования коэффициентов ослабления защитными элементами корпуса от электронного излучения с энергией 2÷4 МэВ, проведенные экспериментальным и расчетным путем, показали сильную зависимость коэффициента ослабления от энергии излучения. При энергии электрона до 1,5÷2,0 МэВ доза за экраном определяется тормозным излучением, при 4÷5 МэВ и выше – непосредственным прохождением электронов за защиту.

Покрытие корпусов типа WALOPACK [11] представляет собой структуру с чередующимися слоями с преимущественным содержанием керамики (Al₂O₃) и порошкообразного вольфрама (рис. 1в) с толщиной слоев порядка 185 мкм и 25 мкм соответственно. Средняя плотность материала составляет 4,42±0,03 г/см³. Покрытия предназначены для защиты от жесткого ионизирующего излучения и обеспечивают коэффициент ослабления по гамма-квантам – 1,5.

Технология нанесения покрытий RAD-COAT более универсальна [12–14], чем RAD-PAK и WALOPACK, она не привязана жестко к конструкции корпуса ИМС и формирует радиационную защиту в виде покрытий на основе эластичной матрицы с наполнителем из порошка вольфрама. Их нанесение проводят по технологии паст, мастик или красок. В России эти материалы получили условное название ЛОЗА (локальная защита). Некоторые



Рис. 2. Материнские платы компьютеров компании «Baе Systems» (а) и блок аппаратуры КА, содержащий радиационно-стойкую электронную память (технология RAD-PAK) (б), корпус ИМС компании «3D Plus» (технология WALOPACK) (в)

результаты работы [14]: при облучении покрытий ЛОЗА-А и ЛОЗА-В толщиной 1 г/см^2 электронами с энергией 2 МэВ и дозой до 240 Мрад уровень потоков прошедших электронов составил 7% (ЛОЗА-А) и 4% (ЛОЗА-В) по отношению к потоку падающих электронов. Для сравнения: через Al аналогичной толщины проходит 8%.

Некоторые примеры практической реализации технологии локальной радиационной защиты зарубежных производителей приведены на рис. 2. Особенно следует отметить, что подобные изделия и комплекующие категории срассе невозможно приобрести из-за санкций западных стран. При этом стоимость данных изделий составляла от 1 тыс. до 100 тыс. долл.

Результаты совместных белорусско-российских работ

В НПЦ НАН Беларуси по материаловедению в рамках ГПНИ «Материаловедение, новые материалы и технологии» на 2021–2025 гг. и НТП Союзного государства «Комплекс-СГ» на 2022–2026 гг. разработаны технологии получения материалов ЛРЗ на

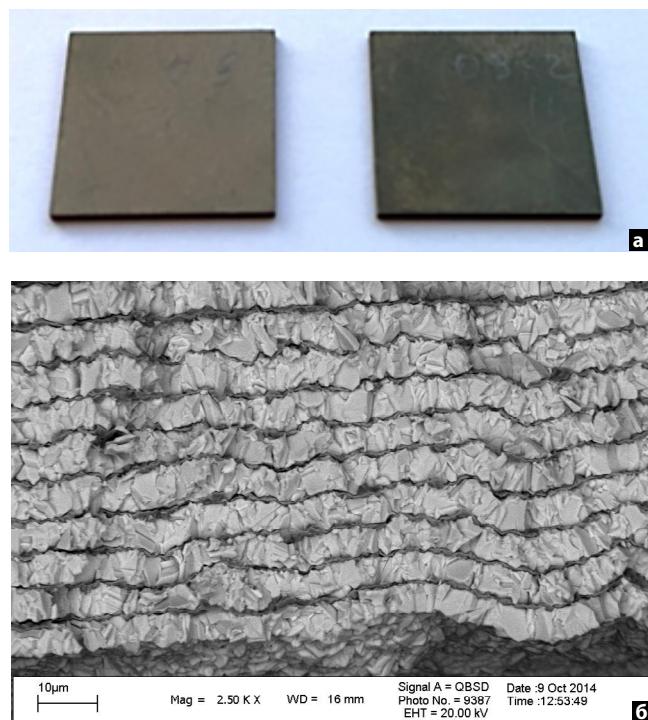


Рис. 3. Образцы композиционного материала W-Cu (20×20 мм), толщина 0,9÷1,5 мм (а). Оптическое изображение шлифа многослойного экрана Bi/Al (б)

основе композиционных W-Cu и многослойных Bi/Al структур (рис. 3) [16, 17]. Изучены зависимости эффективности экранов на основе композитов W-Cu от толщины при воздействии потоков электронов с энергиями 1,6÷1,8 МэВ. Оценка проводилась по изменению порогового напряжения р-МОПТ (ΔU) в зависимости от флюенса электронного облучения (Φ) при облучении ИМС IN74AC04N на ускорителе электронов ЭЛУ-4. На рис. 4 приведены зависимости $\Delta U(\Phi)$ для экранов из композита W-Cu с плотностью $16,6 \text{ г/см}^3$ для различных толщин (d). Значения коэффициентов ослабления для образцов толщинами 0,6, 1,2 и 1,5 мм составили 96, 130 и 156 ед. соответственно. Сделан вывод, что оптимальными для данных уровней воздействия с позиции эффективности и массогабаритных параметров являются экраны W-Cu с толщиной 0,9÷1,5 мм, поскольку чрезмерное ее наращивание не дает существенного выигрыша в радиационно-защитных свойствах, что связано с вкладом от тормозного излучения.

В рамках федеральных программ РФ разработаны и изготовлены специализированные металло-керамические корпуса с интегрированными радиационно-защитными экранами: 100-выводной МК4247.100-2 (рис. 5а) и 144-выводной МК4248.144-2 (рис. 5б), а также для электронных многокристальных модулей («система в корпусе») с элементами ЛРЗ (рис. 5в). Проведен полный цикл их испытаний [18], в частности на стойкость к электронному облучению ИМС, собранных в корпусах серийного и специализированного исполнения. Объекты испы-

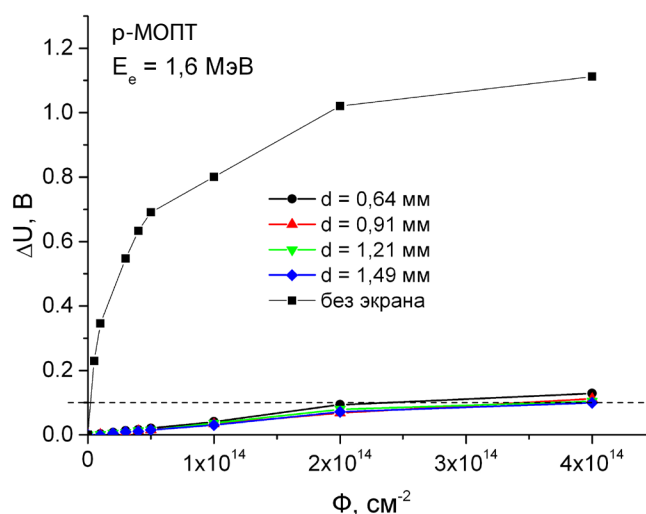


Рис. 4. Зависимости порогового напряжения р-МОПТ от флюенса электронов при облучении ИМС за экранами из композита W-Cu различной толщины и без них

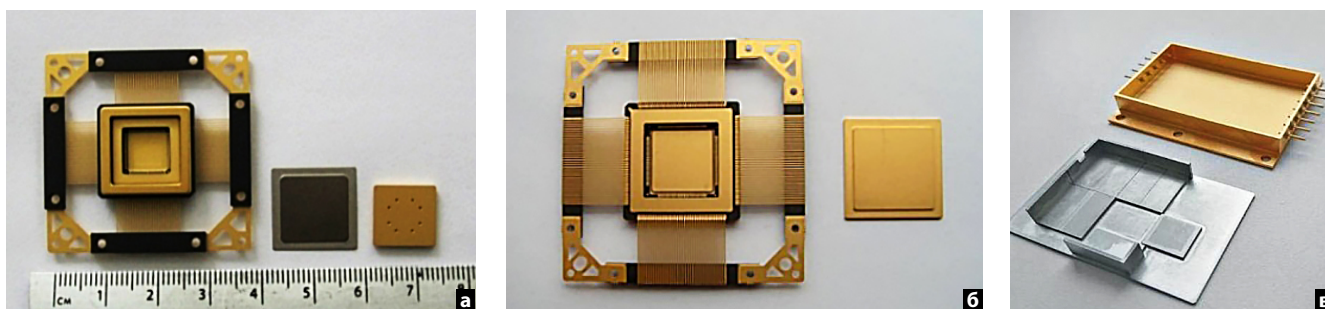


Рис. 5. Специализированные металлокерамические корпуса с интегрированными радиационно-защитными экранами: 100-выводной (а) и 144-выводной корпуса (б), корпус многокристального электронного модуля («система в корпусе») с ЛРЗ (в)

таний: ИМС типа ППЗУ 1632РТ1Т 256 К, размещенные в серийном металлокерамическом и специализированном корпусах. Показано, что в последнем стойкость ИМС к облучению электронами с энергией 1,6÷1,8 МэВ возрастает более чем в 100 раз до флюенсов $\Phi = (3\div6) \times 10^{14} \text{ см}^{-2}$ (поглощенная доза для кремния $(1\div2) \times 10^4$ крад). Технология изготовления корпусов с элементами ЛРЗ для многокристалльных электронных модулей защищена патентом [19].

Методы математического моделирования

Современные установки для проведения испытаний ИМС и полупроводниковых приборов к воздействию радиационных факторов не моделируют реальный спектр ИИ КП, так как технически это труднореализуемая задача. Действующие методы по дозовым эффектам основаны на ГОСТ РВ 5962-004.10 и других нормативных документах, допускающих работы на установках со спектром излучения, отличающимся от реального. Дозовые эффекты ЭКБ зависят от спектра излучения, поэтому единственным решением для определения ЛДН являются методы численного моделирования. Наличие компьютерных программ дает возможность заменять дорогостоящие испытания ЭКБ на воздействие ИИ КП.

Существуют различные программные продукты для компьютерного моделирования ЛДН, основанные на прямом и обратном методах Монте-Карло, а также лучевом методе. Среди них можно отметить Geant4, NOVICE, SPENVIS, OMERE, Fastrad, FLUKA и др.

Программный комплекс (ПК) Geant4 позволяет выполнять расчеты ЛДН электронных компонентов за экранами заданной геометрии и изготовленных из любых материалов. Он представляет собой инстру-

ментарий для моделирования взаимодействия излучения с веществом методом Монте-Карло, реализованный на языке программирования C++ с использованием объектно-ориентированной технологии [20]. На рис. 6 представлены результаты расчета в ПК Geant4 зависимости коэффициентов ослабления ЛДН от массовой толщины ЛРЗ при воздействии на кристалл кремния электронов и протонов РПЗ и протонов СКЛ (массовая толщина $d_m = d \times \rho$; где d – толщина, и ρ – плотность материала). Расчетной моделью служил кристалл кремния в центре металлического корпуса из сплава НК29 с массовой толщиной стенок $d_m = 0,2 \text{ г/см}^2$. Экраны ЛРЗ из композита $W_{85}Cu_{15}$ ($\rho = 16,5 \text{ г/см}^3$) представляли собой дополнительные внешние оболочки к металлическому корпусу. Коэффициенты ослабления потоков электронов (K_e) и протонов (K_p) определялись как отношение поглощенной дозы кристаллом кремния в базовом металлическом корпусе к поглощенной дозе в корпусе с ЛРЗ. Расчеты проводились для следующих орбит:

- низкая круговая (НКО) на высоте $H = 370 \text{ км}$ с углом наклона $i = 97^\circ$;
- средняя круговая (СКО) на высоте $H = 4000 \text{ км}$ с углом наклона $i = 60^\circ$;
- высокоэллиптическая (ВЭО) с углом наклона $i = 63^\circ$ и углом перигея $\omega = 90$ на высоте в апогее $H_A = 40\,000 \text{ км}$ и высоте в перигее $H_{II} = 600 \text{ км}$.

Из результатов моделирования следует, что значения K_e на порядки (10–1000 раз) выше значений K_p на трех орбитах. Минимальные значения K_e фиксируются на НКО, а максимальные – преимущественно на СКО. Наибольший эффект применения ЛРЗ в отношении протонов РПЗ наблюдается на СКО и ВЭО, где K_p превышает 10 единиц при $d_m = 1,0 \text{ г/см}^2$. Существенного различия эффективности применения ЛРЗ при воздействии протонов СКЛ на рассматриваемых орбитах не наблюдается (рис. 6б).

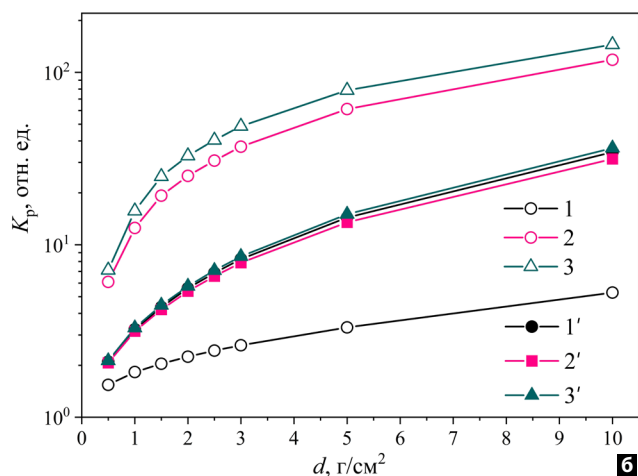
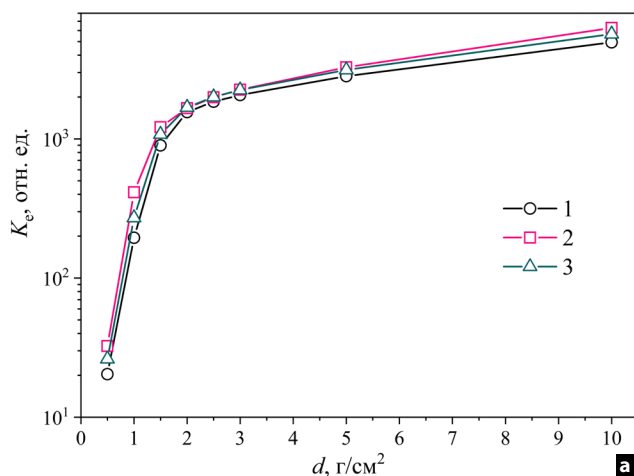


Рис. 6. Зависимости коэффициентов ослабления от массовой толщины экранов ЛРЗ: при воздействии потоков электронов ЕРПЗ (а) и потоков протонов ЕРПЗ и СКЛ (со штрихом) (б), где 1 – НКО; 2 – СКО; 3 – ВЭО

Расчет ЛРЗ для ЭКБ в корпусах многокристалльных электронных модулей

В последние годы в сборке электронных компонентов наблюдается тенденция повышения функциональности изделий за счет размещения в одном корпусе отдельных ИМС, в целом выполняющих функции законченной системы. В РФ данная технология получила название «система в корпусе» (СвК) [21], за рубежом – SIP (System in packaging). Она обладает рядом преимуществ по сравнению с традиционной сборкой ИМС в корпусе на печатной плате, таких как: совместное использование в одном устройстве ЭКБ, изготовленных по различным технологиям; высокая скорость разработки; возможность модернизировать систему без внесения серьезных изменений в конструкцию и технологию сборки; повышенная производительность и увеличение числа выходов годных по сравнению с методом «система на кристалле».

Применение технологии СвК в изделиях КА требует решения ряда дополнительных задач, среди которых одна из важнейших – обеспечение требуемых уровней радиационной стойкости и сроков активного существования. Изделия СвК иногда приходится комплектовать ЭКБ с низким порогом стойкости, поэтому наиболее оптимальным решением проблемы является применение экранов ЛРЗ [22].

В работе [22] с помощью ПК Geant4 рассчитывалась поглощенная доза D_0 электронов в каждой ИМС, расположенной в различных конструкциях корпусов для многокристалльных модулей: без экранов радиационной защиты (тип I), с экранами ЛРЗ на основе

композиата W-Cu (тип II, рис. 5в) и с экранами оптимизированной конструкции ЛРЗ (тип III). Конструкция оптимизировалась за счет опускания верхнего слоя композиата W-Cu на минимально допустимое расстояние к ИМС и выбора площади его поверхности, достаточной для минимизации эффекта «бокового подсвета». Показано (рис. 7), что на круговой орбите с углом наклона $i=30^\circ$ высотой $H=8000$ км увеличение d_m основания и крышки корпусов экранами ЛРЗ до значения $1,67 \text{ г/см}^2$ позволяет снизить дозовую нагрузку от электронов в 3,5–3,7 раза при минимуме и в 3,9–4,1 раза – при максимуме солнечной активности, а при оптимизации защиты (тип III) – в 6,8–9,3 раза и 7,6–10,7 раза соответственно.

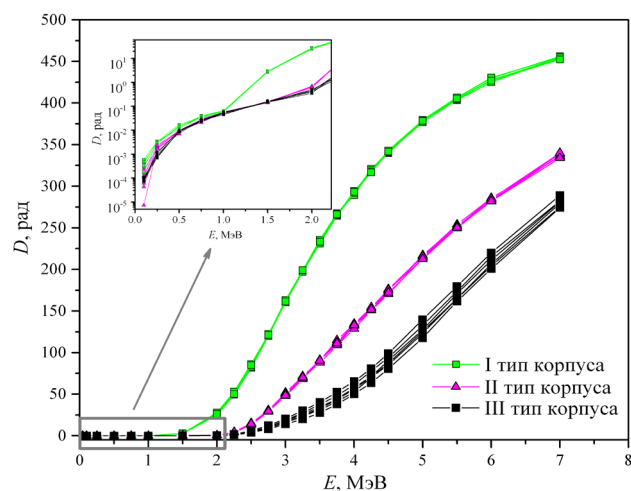
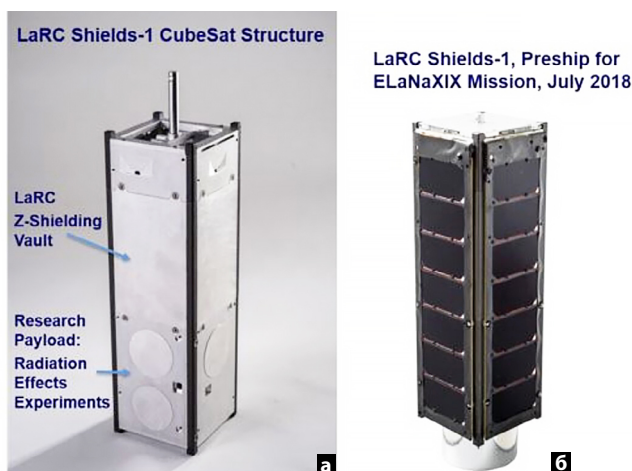


Рис. 7. Зависимости поглощенной дозы для ИМС, размещенных в корпусах многокристалльных электронных модулей трех типов, при облучении электронами флюенсом $\Phi=4,1 \times 10^6 \text{ см}^{-2}$



LaRC Shields-1, Preship for ELaNAX Mission, July 2018

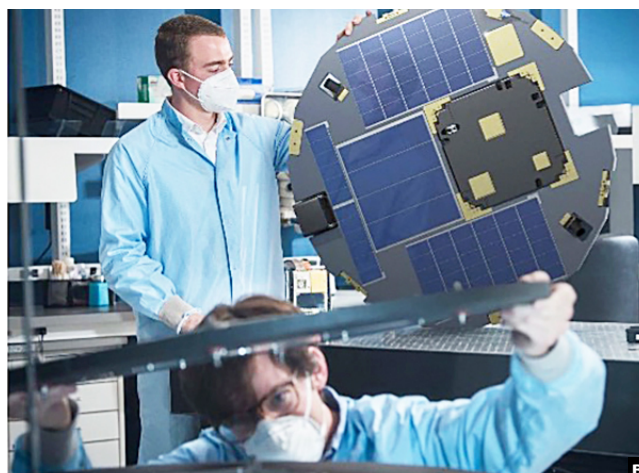


Рис. 8. Общий вид МКА стандартов «CubeSat» Shields-1 миссии ELaNAX (a), «DiskSat» (Aerospace Corporation) (б) и конструкция радиационной защиты на основе пластин Z-материалов (в)

Малые космические аппараты, в том числе стандарта «CubeSat» и «DiskSat»

Бурно развивается новое направление космического приборостроения, связанное с малыми космическими аппаратами (МКА). Стоимость запуска в первую очередь зависит от их веса, поэтому классификация МКА обычно выглядит следующим образом: мини-спутники – от 100 до 600 кг, микроспутники – от 10 до 100 кг, наноспутники – от 1 до 10 кг, пикоспутники – от 100 г до 1 кг.

В последние 10–15 лет большой практический успех достигнут при использовании одного из вариантов МКА – наноспутников, так называемый стандарт «CubeSat» [23]. Он обусловлен унификацией и стандартизацией основных габаритных и весовых параметров комплектующих элементов. Наноспутники, как правило, выводятся на орбиту сразу по несколько (до 70) единиц либо посредством ракет-носителей, либо с борта пилотируемых космических кораблей и орбитальных станций. Стоимость выведения таких спутников не превышает нескольких десятков тысяч долларов, вследствие чего они нашли широкое применение в различных сферах жизнедеятельности человека: логистика и навигация наземного, воздушного и морского транспорта; Интернет и мобильная связь; спутниковое и цифровое ТВ; геологоразведка; точное земледелие; спасательные работы и т.д.

Подавляющее большинство МКА запускают США: от общего мирового объема 10 052 аппаратов за период с 2014 по 2023 г. доля США – 74% (7420 шт.,

из них 5652 шт. – «StarLink»). Участие остальных стран-операторов таково: 7% – Китай (719 шт.), 7% – Великобритания (679 шт.), 2% – Россия (159 шт.), 2% – Япония (135 шт.). Остальные 7% распределены между 67 странами [24].

Наноспутники системы CubeSat состоят из базовых стандартных блоков – унитов (U) и содержат от 1 до 8 единиц (рис. 8а). Размер одного такого блока составляет $10,0 \times 10,0 \times 11,3$ см³, вес – 0,118 кг (1U). Разновидность МКА в дискообразном стандарте «DiskSat» (рис. 8б), разработанная Aerospace Corporation, представляет собой композитную плоскую панель диаметром 1 м и толщиной 2,5 см с объемом 20 дм³, что эквивалентно 20U CubeSat при массе конструкции менее 3 кг.

В большинстве случаев наноспутники собирают из готовых, доступных материалов, комплектующих и электронных компонентов. Их стоимость варьируется в пределах от нескольких тысяч до нескольких десятков тысяч долларов. Несмотря на невысокую стоимость наноспутников, производители всегда стремятся к повышению сроков их эксплуатации. Отметим основные проблемы, возникающие при решении данных вопросов:

- применение ЭКБ классов *commercial* и *industrial*;
- низкий уровень конструкционной защиты МКА по сравнению с обычными КА (внешний корпус, стенки корпуса приборов и оборудования МКА обычно изготавливают из алюминия толщиной 2 мм и менее);
- сложная радиационная обстановка на рабочих орбитах МКА, расположенных на расстоянии 300–600 км от Земли (низкие околоземные орбиты (НОО)).

НОО позволяют использовать атмосферное торможение для утилизации МКА, в результате при запуске их в большом количестве не создается угрожающего объема космического мусора. Особую опасность для ЭКБ на этих орбитах представляют протоны СКЛ, спектр которых простирается далеко в область высоких энергий. Так, при значениях энергий 10, 100, 200 и 500 МэВ плотности потоков протонов достигают значений $1,5 \times 10^3$, $1,1 \times 10^3$, $2,5 \times 10^2$ и $1,6 \times 10^1$ см²с⁻¹ соответственно.

Все перечисленные моменты значительно усложняют решение проблемы повышения сроков эксплуатации МКА. Перспективный путь – повышение надежности используемой ЭКБ, в том числе за счет применения технологии ЛРЗ. Следует отметить, что последняя имеет еще одно важное практическое достоинство – возможность выравнивания уровней стойкости элементов ЭКБ с различной радиационной стойкостью, что в итоге способствует обеспечению функциональной и эксплуатационной надежности приборов и аппаратуры в условиях повышенной радиационной нагрузки.

Актуальность направления, связанного с применением радиационной защиты ЭКБ МКА, подтверждена последними результатами, полученными NASA в рамках миссии ELaNaXIX [25]. МКА Shields-1 был запущен в декабре 2018 г. и работал на полярной НОО. На МКА Shields-1 использовали радиационную защиту в виде пластин из материалов Z-типа Al-Ti-Ta (рис. 8в). Результаты, приведенные в работе [25], свидетельствуют о снижении общей ионизирующей дозы при применении защиты из пластин состава Al-Ti и Al-Ti-Ta, по сравнению со стандартными алюминиевыми конструкциями.

Космическое пространство характеризуется огромными по диапазонам энергий и широкими по своим видам спектрами ионизирующих излучений. Радиационные условия в разных его зонах и во времени различаются. Решить задачу защиты ЭКБ по всему энергетическому спектру и видам космических излучений очень сложно. Одним или несколькими материалами здесь не обойтись, поэтому необходимо иметь широкий их набор, равно как и технологий. Это задача на многие годы для разработчиков, технологов и материаловедов. Как известно, следующий этап освоения КП связан с изучением Луны, планет Солнечной системы и дальнего космоса. Перед создателями космических аппаратов встают цели, связанные со сложными условиями, длительностью полетов, необходимостью защиты человека и аппаратуры, что в свою очередь возвращает нас к вопросам радиационной защиты и безопасности.

Сотрудничество России и Беларуси должно играть более значительную роль, поскольку стоящие перед Союзным государством масштабные, долгосрочные задачи и цели по обеспечению логистики и навигации наземного, воздушного и морского транспорта, интернет- и мобильной связи, спутникового и цифрового телевидения требуют эффективных технологических и технических решений. ■

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Чумаков А.И. Действие космической радиации на интегральные схемы / А.И. Чумаков. – М., 2004.
2. Ионизирующие излучения космического пространства и их воздействие на бортовую аппаратуру космических аппаратов / под ред. Г.Г. Райкунова. – М., 2013.
3. Новиков Л.С. Радиационные воздействия на материалы космических аппаратов / Л.С. Новиков. – М., 2010.
4. Модель космоса / под ред. М.И. Панасюка. Т. 1. – М., 2007.
5. Fan W.S. Shielding considerations for satellite microelectronics / W.S. Fan, C.R. Drumm, S.B. Boeske // IEEE Transactions on Nuclear Science. 1996. Vol. 45, №6. P. 2790–2796.
6. Mangeret R. Effects of material and/or structure on shielding of electronic devices / R. Mangeret, T. Carriere, J. Beacour // IEEE Transactions on Nuclear Science. 1996. Vol. 45, №6. P. 2665–2670.
7. The Radiation design Handbook. European Space Agency / European Space Research and Technology Centre. – Netherlands, 1993.
8. Patent USA №6720493 B1. Apr. 13. 2004.
9. Patent USA №7163752 B2. Jan. 16. 2007.
10. www.maxwell.com/microelectronics/products/technologies/radpak_overview.html.
11. www.3d-plus.com/radiation-assurance.php.
12. www.spaceelectronics.com.
13. www.actel-in.com.
14. Оптимальные составы для локальной защиты бортовой электроники от космической радиации / В.Т. Заболотный, Е.Е. Старостин, А.В. Кочетков // Физика и химия обработки материалов. 2008. №5. С. 15–18.
15. Уланова А.В. Особенности оценки радиационной стойкости микросхем в специализированных защитных корпусах / А.В. Уланова [и др.] // МЭС-2012: материалы конф., Москва, октябрь 2012 г. / ИППМ РАН. – М., 2012.
16. Грабчиков С.С., Цыбульская Л.С., Шендюков В.С. и др. Способ нанесения толсто-слоистого висмутитового покрытия на алюминий и его сплавы для создания радиационных экранов. Евразийский патент №201700228 от 31.10.2018. Дата выдачи заявки: 2019.02.28.
17. Василенков Н.А. В борьбе с радиацией / Н.А. Василенков, С.С. Грабчиков, А.Ю. Максимов, С.Б. Ластовский // Российский космос. Т. 113. 2015. №5. С. 38–41.
18. Якушевич А.С. Локальная радиационная защита электронной компонентной базы космических аппаратов / А.С. Якушевич, Ю.В. Богатырев, Н.А. Василенков, С.С. Грабчиков [и др.] // Электроника: наука, технология, бизнес. 2021. №1. С. 1–7.
19. Василенков Н.А., Грабчиков С.С., Ластовский С.Б. [и др.]. Корпус прибора с радиационной защитой электронных компонентов. Патент на полезную модель Республики Беларусь №u 20240201 от 28.03.2025. Заявка №20240201 от 05.09.2024.
20. geant4.web.cern.ch.
21. Мейлицев В. Система в корпусе. Краткий обзор технологий / В. Мейлицев // Электроника: наука, технология, бизнес. 2021. №2. С. 108–113.
22. Ослабление потоков электронов радиационных поясов Земли защитными экранами на основе композита W-Cu / А.С. Якушевич, Ю.В. Богатырев, С.С. Грабчиков [и др.] // Современная электроника. 2021. №2. С. 2–5.
23. Абламейко С.В. Малые космические аппараты / С.В. Абламейко, В.А. Саечников, А.А. Спиридонов. – Минск, 2012.
24. Филатов С.А., Долгих М.Н., Батырев Е.В., Филатова О.С., Гавриленко Н.А. Технологии и конструктивные решения увеличения ресурса малых космических аппаратов. Доклад на IX космическом конгрессе. г. Минск 21–23.11.2025 г. Минск. <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/structures-materials-and-mechanisms/#6.5>.
25. <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/structures-materials-and-mechanisms/#6.5>.