

УДК 621.382+629.78

## УСТРОЙСТВА ДЛЯ КОНТРОЛЯ РАДИАЦИОННОЙ ОБСТАНОВКИ НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ

© 2015 Н. Д. Сёмкин, П. Г. Плохотниченко, А. Б. Ильин,  
М. П. Калаев, Д. М. Рязанов, Р. А. Помельников

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Приведены результаты экспериментов, которые проводились в 90-е, 2000-е годы как в нашей стране, так и за рубежом по изучению воздействия радиации на электронное оборудование космических аппаратов. Дана общая характеристика факторов космического пространства, приведены характеристики ионизирующих излучений. Предложена концепция построения устройства контроля воздействия ионизирующих излучений космического пространства на отдельные элементы бортовой аппаратуры космических аппаратов. Рассмотрены отказы, вызываемые в интегральных микросхемах ионизирующим излучением космического пространства, приведена их классификация. Рассмотрены радиационные мониторы, применяемые в экспериментах, такие как Radiation Environment Monitor, Standard Radiation Environment Monitor, Cosmic-Ray Effects and Dosimetry, Призма-3, СТЭП-Ф, МДП-дозиметры (RadFET). Рассмотрены характеристики радиационных мониторов, общие принципы измерения характеристик ионизирующих излучений. Рассмотрен комплекс аппаратуры «ДЧ-ДМС» для проведения эксперимента по изучению воздействия факторов космической среды на образцы оптических элементов, покрытий и электронных компонентов. Рассмотрен модуль «ЭРИ ИП», предназначенный для проведения эксперимента по исследованию воздействия ионизирующего излучения космического пространства на электрорадиоизделия иностранного производства (commercial off-the-shelf – COTS). В данном эксперименте испытываются микросхемы Atmega168PA, STM32F303, AM29F010b, AM24C32.

*Космический аппарат, контроль, ионизирующее излучение, радиационные эффекты, интегральные микросхемы, радиационные мониторы.*

doi: 10.18287/1998-6629-2015-14-1-58-72

### Введение

Наибольшее количество отказов бортовой аппаратуры вызвано воздействием ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП). Главной причиной отказов бортовой аппаратуры космического аппарата (КА) является повреждение комплектующих электрорадиоизделий (ЭРИ), состоящих из полупроводниковых приборов (ПП) и интегральных микросхем (ИМС), значительная часть которых обладает невысоким уровнем стойкости к радиации.

Поэтому важнейшую роль в обеспечении длительного срока активного существования КА играет стойкость бортового оборудования к воздействию ИИ КП [1].

На ранних этапах становления космической физики, ещё до запуска первого искусственного спутника Земли, сред-

ствами для регистрации частиц были ионизационные камеры, счётчик Гейгера-Мюллера, фотоэмульсии, ионизационные калориметры, сцинтилляционные детекторы.

Начиная с 90-х годов 20-го века и по настоящее время для регистрации отдельных ядерных частиц (ОЯЧ) используются оперативно запоминающие устройства (ОЗУ) или p-i-n диоды, а для регистрации дозовых нагрузок – МДП-дозиметры (radFET).

Учёт всех воздействующих параметров КП на бортовое оборудование КА не представляется возможным, так как при одновременном или последовательном воздействии на бортовую аппаратуру наблюдается неаддитивность воздействия (синергетические эффекты).

Одним из вариантов анализа взаимодействия КА с окружающей космиче-

ской средой являются натурные (лётные) эксперименты на борту КА. При этом необходимо установить функциональную зависимость между электрофизическими параметрами ИМС и величинами, непосредственно характеризующими степень радиационного воздействия ИИ на ЭРИ.

Основными компонентами ИИ КП являются: солнечные космические лучи (СКЛ), галактические космические лучи (ГКЛ), естественные радиационные пояса Земли (ЕРПЗ), потоки электронов и ионов высоких энергий и искусственные радиационные пояса Земли.

В настоящее время проведено большое количество измерений потоков ИИ на различных орбитах и разработаны теоретические модели потоков [1-20].

### Характеристики ионизирующих излучений

В общем случае ИИ КП характеризуются составом излучения, энергетическим спектром, количеством частиц, временным распределением излучения, пространственным распределением излучения [3].

В свою очередь количество частиц характеризуется скалярными параметрами: поток частиц, флюенс (перенос) частиц, плотность потока частиц.

Галактические космические лучи состоят в основном из протонов (85%), ядер гелия (13-14%), тяжёлых ядер с атомным

номером до 26 (1-2%) с энергиями  $10^2$ - $10^{15}$  МэВ. Угловое распределение частиц изотропно и приходит в околоземное пространство со всех направлений. ГКЛ занимают особое место среди факторов космического пространства (ФКП). Потоки ГКЛ очень низкой интенсивности не могут вызвать больших дозовых нагрузок. Однако тяжёлые ядра (с зарядовым числом  $Z > 2$ , например, O, Si, Fe, Mg) могут вызвать отказы в электронном оборудовании КА. Поток космического излучения уменьшается при возрастании солнечной активности, так как усиливается существующее магнитное поле, что затрудняет проникновение ГКЛ в Солнечную систему [3, 4].

Солнечные космические лучи появляются в результате хромосферных вспышек. СКЛ состоят в основном из протонов, энергия которых лежит в диапазоне  $10^6$ - $10^{10}$  эВ, однако плотность их потока мала:  $10^7$ - $10^8$  м<sup>-2</sup>·с<sup>-1</sup>.

Радиационные пояса образуются в результате захвата и последующего удержания магнитным полем Земли заряженных частиц. Характерные значения энергии ЕРПЗ находятся в диапазоне  $10^5$ - $10^8$  эВ, плотность потоков составляет  $10^8$ - $10^{12}$  м<sup>-2</sup>·с<sup>-1</sup>. Вне магнитосферы главными действующими факторами являются ГКЛ и СКЛ.

Характеристики ИИ КП представлены в табл. 1.

Таблица 1. Усреднённые характеристики ИИ КП

Вид излучения	Состав излучения	Энергия частиц, МэВ	Плотность потока частиц, м <sup>-2</sup> ·с <sup>-1</sup>
ГКЛ	протоны	$10^2$ - $10^{15}$	$1,5 \cdot 10^4$
	ядра гелия		$1,0 \cdot 10^3$
	тяжёлые ядра		$1,2 \cdot 10^1$
СКЛ	протоны	$1 \cdot 10^4$	$10^7$ - $10^8$
ЕРПЗ	протоны	1-30	$3 \cdot 10^{11}$
		>30	$2 \cdot 10^8$
	электроны	0,1-1,0 >1,0	$1 \cdot 10^{12}$ $1 \cdot 10^{10}$

Для измерения ИИ КП необходимо построение специальной радиометрической аппаратуры. При разработке аппаратуры важно учитывать ряд особенностей объекта измерения, такие как: величина потока, энергетическое распределение и вид излучения КП.

Кроме скалярных величин ионизирующее излучение характеризуется дифференциальным и интегральным энергетическим спектрами флюенса частиц.

### **Радиационные эффекты в интегральных микросхемах**

Основой современного электронного оборудования КА являются ИМС, изготовленные на основе МОП-транзисторов (МОПТ) и биполярных транзисторов (БТ) [5-8].

На рис. 1 приведено соответствие компонентов ИИ КП и вызываемых ими эффектов в ИМС.

Радиационные пояса являются источником дозовых эффектов, СКЛ и ГКЛ – эффектов от ОЯЧ (локальные радиационные эффекты).

Сбои и отказы от воздействия отдельных высокоэнергетических частиц происходят при воздействии протонов с энергиями выше 10-20 МэВ, ионов СКЛ и ГКЛ с линейными потерями энергии (ЛПЭ) выше нескольких МэВ·см<sup>2</sup>·мг<sup>-1</sup> [8].

Эксперименты по изучению воздействия радиации на интегральные микросхемы могут проводиться на малых космических аппаратах (МКА). Высота орбиты таких аппаратов не превышает 20000 км (внешний РПЗ). Проникновение частиц СКЛ и ГКЛ внутрь магнитосферы ограничено геомагнитным полем, однако они оказывают заметное влияние на радиационную обстановку на КА.

В таких экспериментах проходят тестирование различные ЭРИ ИП, в том

числе изделия, доступные на коммерческом рынке (commercial off-the-shelf – COTS), силовые транзисторы, микроконтроллеры, а также программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС). Проводятся эксперименты по определению реакции этих ЭРИ на воздействие радиации космического пространства.

Невозможность точного предсказания величины потока излучения и энергетического спектра делает необходимой одновременную регистрацию параметров излучения на борту КА и вызываемых радиационных эффектов, так как при таком подходе можно получить достоверную информацию о природе таких эффектов и условиях их возникновения. При этом необходимо учитывать, что воздействие ИИ на аппаратуру КА ослабляется массовой защитой и конструкцией самого КА. Необходимо также контролировать обстановку непосредственно за массовой защитой. Данный подход показан на рис. 2 [3].

Для получения экспериментальных данных о пространственном распределении, временном распределении, энергетических спектрах, составе и процессах воздействия факторов космического пространства на оборудование проводились научно-технические эксперименты на борту КА и МКА: APEX, CRRES (Combined Release and Radiation Effects Satellite) (исследование эффекта резонансного ускорения электронов и протонов), STRV-1A, STRV-1B, STRV-1C, CREEP, UoSAT-2, UoSAT-3, KITSAT-1, KITSAT-2, KITSAT-3, KAISTSAT-4 (STSAT-1), STSAT-2, ETS-VI, CFESat, Chandrayaan-1, TechDemoSat-1, GIOVE-A, GIOVE-B, Galileo IOV, PROBA-I, PROBA-V, INTEGRAL, Университетский – «Татьяна» и на космических станциях «МИР» и «МКС» [9].

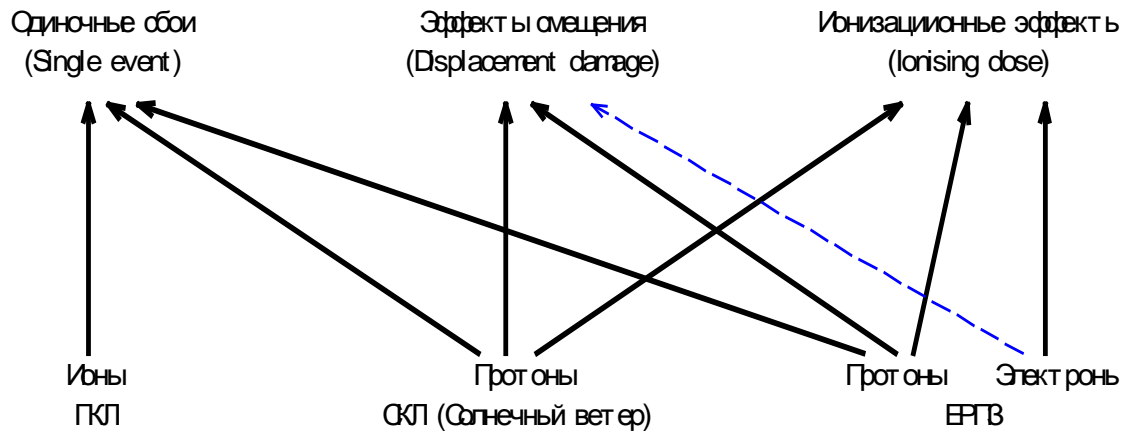


Рис. 1. Соответствие компонентов ионизирующего излучения и эффектов в ИМС

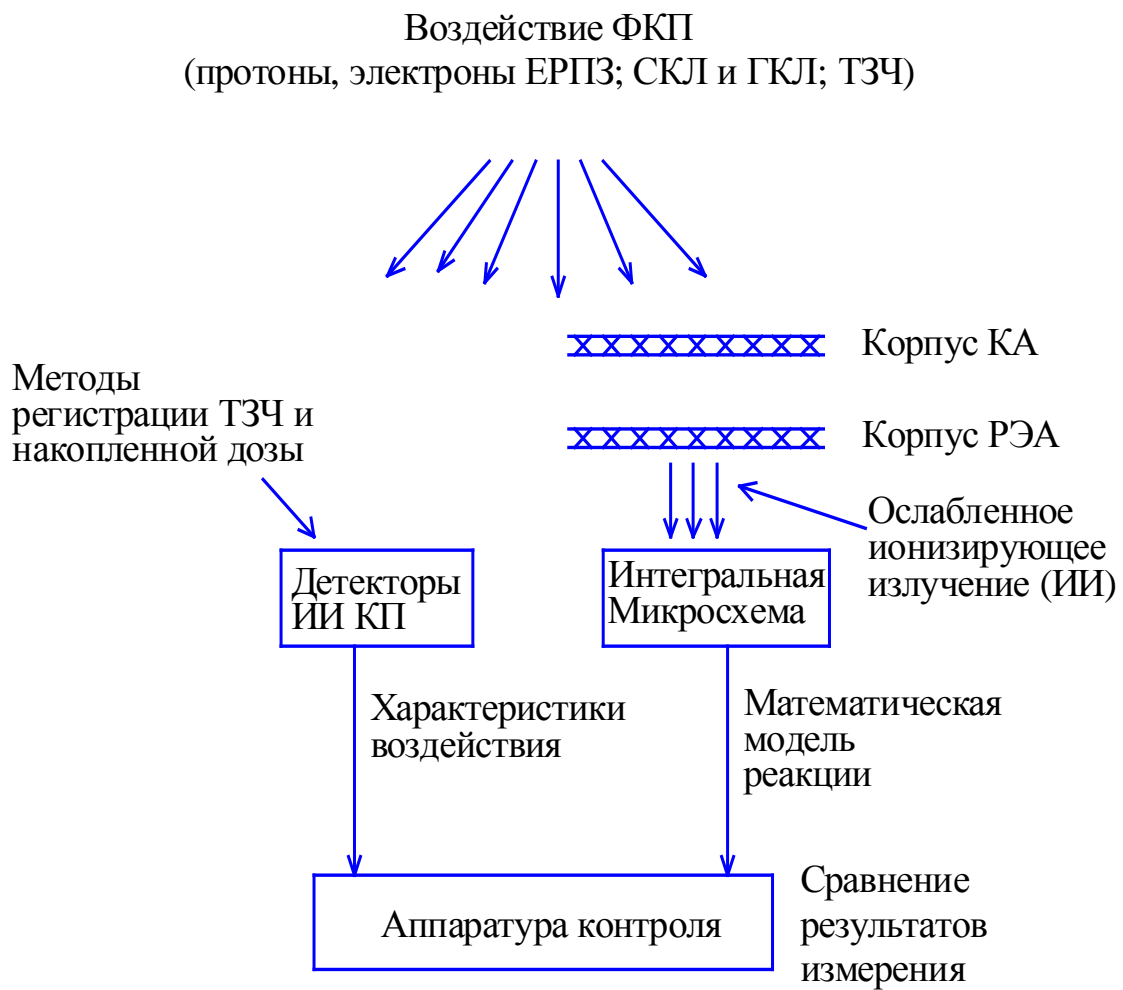


Рис. 2. Блок-схема устройства контроля воздействия ИИ КП на отдельные элементы бортовой аппаратуры КА

### Радиационные мониторы

Для измерения характеристик радиационной среды космического пространства применяют радиационные мониторы.

Мотивацией для создания радиационного монитора стало стремление создать простой инструмент для контроля радиационной среды на борту КА с малой массой и малой потребляемой мощностью.

Radiation Environment Monitor (REM) – первая попытка создания малогабаритного радиационного монитора. Разработан в Paul Shearer Institute, PSI (Швейцария). Применялся на МКА STRV-1B (Великобритания, Defence Evaluation and Research Agency, Farnborough, UK) и на Российской станции «МИР». разрабо-

тан для измерения потоков протонов в диапазоне энергий от 30 до 600 МэВ и потоков электронов с энергией выше 1 МэВ.

REM состоит из модуля детекторов и модуля электроники. Модуль детекторов состоит из двух полупроводниковых детекторов и аналоговой электроники (зарядочувствительного усилителя). Масса модуля составляет 1 кг. Габариты 13x10x8 см. Модуль электроники состоит из аналого-цифрового преобразователя (АЦП), цифровой процессорной электроники, коммуникационного интерфейса с телеметрией. Масса модуля 1,8 кг, габариты 20x16x8 см [10].

На рис. 3 показана структурная схема REM, а на рис. 4 – два полупроводниковых детектора вместе с защитой.

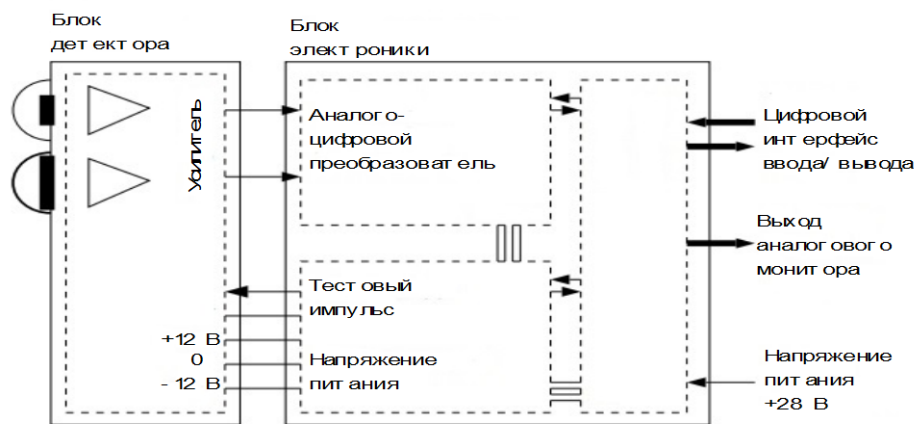


Рис. 3. Структурная схема REM

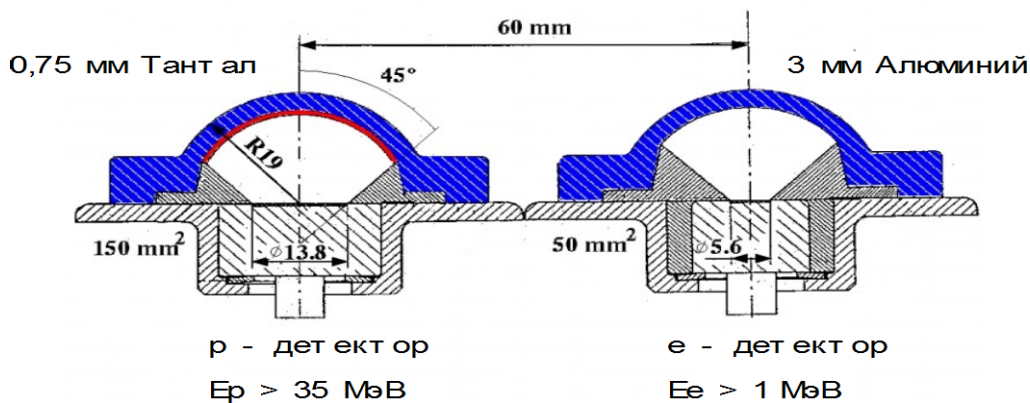


Рис. 4. Два полупроводниковых детектора REM вместе с защитой

Максимальная потребляемая мощность составляет 5 Вт. Оба детектора помещены под сферическую защиту из алюминия толщиной 3 мм. Детектор протонов дополнительно имеет защиту из тантала толщиной 0,75 мм. Толщина защиты определялась с помощью метода Монте-Карло с использованием реальных величин космического пространства. Скорость счёта составляет  $2 \cdot 10^4$  Гц.

Дальнейшим развитием REM стала разработка Standard Radiation Environment Monitor (SREM), который применялся на КА STRV-1C (Великобритания), PROBA-1 (Бельгия), GIOVE-B (Surrey Satellite Technology Ltd, Великобритания), INTEGRAL (Европейское Космическое агентство). Разработан и произведён Contraves Space (Швейцария) в сотрудничестве Paul Scherrer Institut (PSI, Швейцария) по контракту с Европейским космическим агентством (ESA) [11].

SREM монитор является улучшенной версией REM монитора. Преимущества этого монитора заключаются в массе, потребляемой мощности и функциональности. Монитор предназначен для измерения потоков электронов с энергиями от 300 кэВ до 7 МэВ, потоков протонов с энергиями от 10 до сотен МэВ.

SREM имеет три полупроводниковых детектора (кремниевые диоды). Два детектора телескопической конфигурации предназначены для детектирования протонов, электронов и ионов. Третий детектор предназначен для счёта низкоэнергетических протонов и электронов. SREM имеет три смотровых конуса с углом раскрытия  $40^\circ$ . Габариты прибора составляют 24,6x12,2x10,57 см, потребляемая мощность – 2,6 Вт, масса монитора составляет 2,5 кг. Интерфейс передачи информации RS422, погрешность измерения  $<1\%$ , скорость счёта более  $10^5$  событий/с [11].

На борту спутника APEX (Advanced Photovoltaic And Electronic Experiments, США), который находился на эллиптической орбите (362-2544 км, наклонение  $70^\circ$ ), с августа 1994 по май 1996 гг. проведено несколько экспериментов, одним из

которых был CRUX (Cosmic Ray Upset Experiment). В этом эксперименте проводилось тестирование различных полупроводниковых изделий. Контролировалось возникновение различных видов локальных радиационных эффектов от ОЯЧ, такие как SEE. В силовых n-канальных МДП-транзисторах HEXFET 100 В и 200 В (типа 2N6796 и 2N6798) контролировалось возникновение вторичного пробоя SEB. В микросхемах памяти 4 Мбит DRAM, Hitachi SRAM 1 Мбит контролировалось возникновение одиночных сбоев SEU, многократных сбоев MBU. Тестировался микропроцессор Intel 80386. Возникновение SEE привязывалось к географическим и геомагнитным координатам [12].

CRUX включал в себя субэксперимент CREDO, разработанный Royal Aerospace Establishment (Великобритания), который позволял получить информацию о накопленной дозе радиации на борту спутника и фиксации воздействия ОЯЧ на аппаратуру спутника APEX.

Исследование возникновения одиночных сбоев (SEU) в микросхемах статической и динамической памяти, а также исследование околоземной радиационной среды проводились с помощью аппаратуры CREDO (Cosmic-ray effects and dosimetry) на борту МКА «UoSAT-2», разработанного в University of Surrey (Великобритания) и запущенного в 1984 г., и UoSAT-3, запущенного в январе 1990 г. UoSAT-2 был запущен на квазиполярную околоземную орбиту (LEO) высотой 700 км, UoSAT-3 – на LEO высотой 800 км.

Аппаратура CREDO состояла из двух подсистем: подсистема измерения накопленной дозы (TDE), подсистема регистрации космических частиц (Cosmic Particle Experiment, CPE) и имела габаритные размеры 330x330x26 мм [13,14].

Измерение накопленной дозы производилось с помощью МДП-дозиметров radFET.

Работа CPE основана на PIN-диодах, которые подключены к измерительной

цепи. При прохождении ОЯЧ через диод внутри него вдоль траектории движения частицы наводится заряд, пропорциональный величине линейной потери энергии (ЛПЭ) (LET). В свою очередь, TDE состоит из низкоуровневого детектора (LAD) и высокоуровневого детектора (HAD). LAD включает в себя один PIN-диод площадью  $1 \text{ см}^2$ , глубиной  $300 \text{ мкм}$  с пороговым зарядом  $0,02 \text{ пК}$ , что эквивалентно уровням ЛПЭ  $6,4 \text{ МэВ}/(\text{г}\cdot\text{см}^{-2})$ .

«Мёртвое время» составляет  $0,5 \text{ мс}$ . HAD включает в себя  $10 \text{ PIN}$ -диодов, соединённых параллельно, образует детектор площадью  $10 \text{ см}^2$ . Диапазон измеряемого наведённого заряда составляет от  $0,1$  до  $20 \text{ пК}$ , что соответствует уровням ЛПЭ от  $32,2$  до  $6430 \text{ МэВ}/(\text{г}\cdot\text{см}^{-2})$ . «Мёртвое время» составляет  $1 \text{ мс}$ .

Принцип работы CPE изображён на рис. 5.

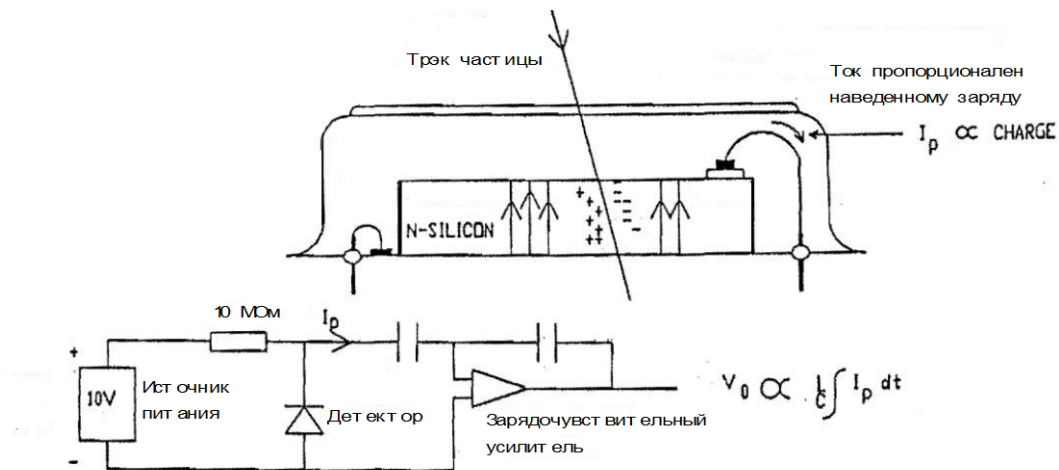


Рис. 5. Принцип работы CPE аппаратуры CREDO

В состав научной аппаратуры спутника Университетский – «Гатьяна» входит блок «Призма-3», разработанный в КБ «Полет». Аппаратура «Призма-3» разработана для контроля частоты одиночных сбоев в микросхемах статической памяти К6Х8008С ёмкостью  $8 \text{ Мбит}$  и оптронах МОСД217, находящихся за защитой различной толщины. В состав блока входят четыре независимые платы, которые помещены в стакан. Толщина стенок стакана ступенчато меняется, создавая защиту  $10, 5, 2,5 \text{ мм}$  соответственно для трёх узлов каждого из модулей. Четвёртый узел не имеет защиты. В каждом узле находится по одному контролируемому прибору (микросхема и оптрон) и цифровой датчик температуры (DS1820) [15].

Для регистрации ИИ на борту спутника были установлены полупроводниковые детекторы, сцинтилляционные, газо-

разрядные и электростатические анализаторы.

Результаты экспериментов, проведённых с помощью блока «Призма-3», приведены на рис. 6. Точками обозначены экспериментальные данные, цифрой 1 обозначено расчётное воздействие протонов РПЗ, цифрой 2 обозначено расчётное воздействие ГКЛ. В табл. 2 приведены усреднённые данные за неделю полёта спутника и данные о частоте сбоев [15].

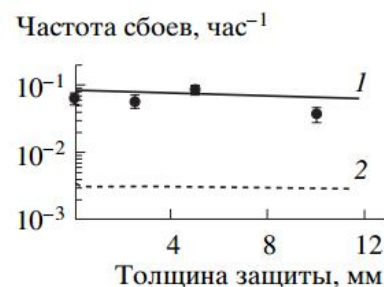


Рис. 6. Частота сбоев в микросхемах памяти

Таблица 2. Усреднённые данные и данные о частоте сбоев

Толщина защиты, мм	Температура, °С	21.01.2005-27.01.2005		21.01.2005
10	+28	0,0606±0,006 (±10%)	0,0606±0,006 (±10%)	0,045±0,012 (±27%)
5	+56	0,0854±0,0136 (±16%)		
2,5	+30	0,0567±0,0111 (±20%)		
0	+24	0,0633±0,0117 (±19%)		

Телескоп электронов и протонов «СТЭП-Ф», разработанный в Харьковском национальном университете им. В.Н. Каразина, предназначен для регистрации потоков и спектров: протоны 9,8 — 61,0 МэВ; электроны 0,4 — 14,3 МэВ; альфа-частицы 37,0 — 246,0 МэВ. Прибор состоит из блока детекторов СТЭП-ФД, устанавливаемого вне гермоотсека космического аппарата, и блока обработки цифровой информации СТЭП-ФЭ. Блок детекторов содержит в себе два идентичных кремниевых позиционно-чувствительных матричных детектора, каждый размером 45×45 мм и толщиной 350 мкм, и два сцинтилляционных детектора на базе кристаллов CsI (Tl), просматриваемых фотодами большой площади. Поле зрения телескопа составляет 97×97°. Размер каждого из 36 квадратных элементов матрицы на полупроводниковом детекторе составляет 7,3×7,3 мм, что позволяет получить среднее угловое разрешение в общем поле зрения телескопа около 8°. Эффективные площади каждого из полупроводниковых детекторов — 20 см<sup>2</sup>, сцинтилляционных кристаллических детекторов — 36 и 49 см<sup>2</sup>. Геометрический фактор прибора составляет 20 см<sup>2</sup>-стер, масса прибора около 16 кг [16].

В ОАО «НИИ КП» разработан ряд бортовых приборов контроля одиночных и дозовых воздействий на РЭА КА: сенсоры интегральной накопленной дозы, реализующие принципы МДП дозиметрии (базовый, с пониженным напряжением питания, с удалённым чувствительным элементом, дублированный, многоточечный); сенсоры тяжёлых заряженных частиц (СТЗЧ), созданные на принципах фиксации SEU эффектов в статических оперативно запоминающих устройствах (СОЗУ); комбинированные приборы бор-

товых измерений дозовых и одиночных воздействий. Основу СТЗЧ составляют микросхема AT60142F-DC20M в количестве 8 штук и вычислительное ядро на основе микроконтроллера Atmel. Интерфейс связи сенсора с бортовой аппаратурой осуществляется по интерфейсу RS422/485. Диапазон измерений от 1 до 3 МэВ. Потребляемая мощность не более 3 Вт, масса не более 0,65 кг, габариты 12,5×12,5×4,2 см. Данная аппаратура контроля дозовых воздействий размещена на двенадцати КА «ГЛОНАСС», а с 2010 г. размещается на борту КА «Спектр-УФ» [17]. Для измерения накопленной дозы применяют МДП-дозиметры (RadFET). Возможность и базовые принципы применения МОП-транзисторов для измерения накопленной дозы была описана ещё в 1974 г. По причине небольших размеров, малой потребляемой мощности, низкой цены RadFET применяются на КА. Диапазон измерения накопленной дозы составляет от 10 рад до 0,5 Мрад [18, 19].

Дозиметры строятся на основе р-канальных МДП-транзисторах. Электрическая схема включения приведена на рис. 7. Затвор соединён со стоком, и через транзистор пропускается постоянный рабочий ток. Информативным параметром является напряжение между объединёнными выводами затвора и стока и объединёнными выводами истока и подложки. При радиационном облучении транзистора в подзатворном диэлектрике происходит накопление положительного заряда, что приводит к изменению порогового напряжения (Threshold Voltage). Следует отметить, что радиационная чувствительность зависит от толщины подзатворного диэлектрика [19, 20].



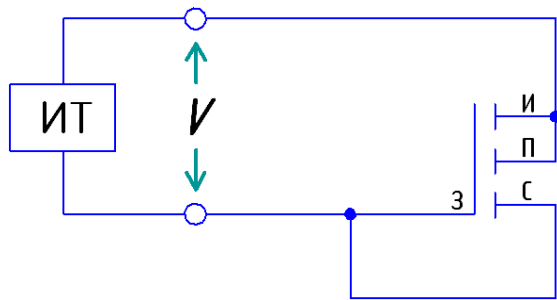


Рис. 7. Схема включения р-МДП-транзистора в качестве детектора поглощённой дозы

### Комплекс аппаратуры «ДЧ-ДМС»

В рассмотренных экспериментах и применяемых в них методах не учитывается влияние потоков протонов на элементы конструкции КА. При воздействии протонов с энергиями более 50 МэВ на элементы конструкции КА возможна генерация вторичного излучения нейтронов и гамма-излучения, которые, как известно, имеют большую проникающую способность [8].

Высота орбиты МКА «Аист-2» составляет порядка 600 км. Это говорит о том, что аппаратура, установленная на борту МКА, будет подвержена воздействию протонов внутреннего радиационного пояса Земли с энергиями 1-700 МэВ, а также электронов окружающей плазмы.

Согласно [8] гамма-излучение обладает меньшей способностью проникать

через щели защиты из-за сильно выраженной направленности движения.

Поэтому в комплекс аппаратуры «ДЧ-ДМС» установлен детектор нейтронного излучения. При прогнозировании отказов бортовой электронной аппаратуры необходимо учитывать дополнительное воздействие нейтронов.

На МКА «АИСТ-2» планируется установка научной аппаратуры разработки института космического приборостроения СГАУ (ИКП СГАУ) – «ДЧ-ДМС», которая предназначена для экспериментального изучения влияния факторов космической среды на образцы оптических элементов, покрытий и электронных компонентов. Структурно аппаратура разделена на 2 контроллерных и 3 измерительных модуля, объединённых в один корпус и предназначенных для установки на поверхности МКА (рис. 8). Каждый контроллерный модуль имеет в своем составе гальванически развязанные источники питания и каналы телеметрии, а также набор информационных и управляющих шин для сбора данных с измерительных модулей.

Основные характеристики «ДЧ-ДМС»: габариты 246x174x90 мм, масса 3 кг, допустимый диапазон температур в местах установки датчика от 20 до 50°C, энергопотребление не более 8 Вт.

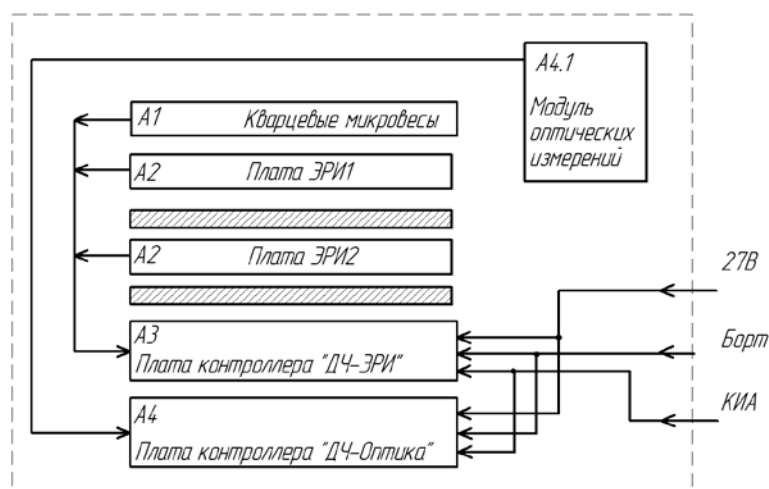


Рис. 8. Структурная схема аппаратуры «ДЧ-ДМС»

Аппаратура предназначена для проведения нескольких экспериментов. Одним из них является эксперимент по исследованию воздействия факторов космического пространства на электрорадиоизделия иностранного производства (ЭРИ ИП) – модуль «ДЧ-ЭРИ».

На поверхности МКА расположены платы с исследуемыми элементами. Под защитным экраном располагается блок управления с микропроцессорным устройством, предоставляющим различные интерфейсы обмена данными: SPI, I2C, PARALLEL BUS (address/data), а также линии управления режимами работы тестируемых микросхем.

С тестируемыми микросхемами ведётся информационный обмен в запросно-ответном режиме. В случае искажения или потери данных на любом из элементов этот факт фиксируется и передаётся в канал телеметрии с указанием номера ка-

нала и типа ошибки (искажение/нет ответа).

Аппаратура позволяет выявить: возникновение ошибки при циклическом переборе массива данных для микросхем статической памяти; искажение или потерю данных, записанных во FLASH память; полный отказ элементов; превышение потребления тока отдельными ИМС; температуру платы с ИМС.

Структурная схема аппаратуры показана на рис. 9.

Исследуется работоспособность следующих ЭРИ: микросхемы FLASH памяти различных типов; микросхемы статической памяти; микроконтроллеры типа AVR.

В качестве образцов используются электронные компоненты, выполненные с различным технологическим процессом – 0,8 мкм, 0,35 мкм, 0,32 мкм, 0,25 мкм. Данные об исследуемых ИМС приведены в табл. 3.

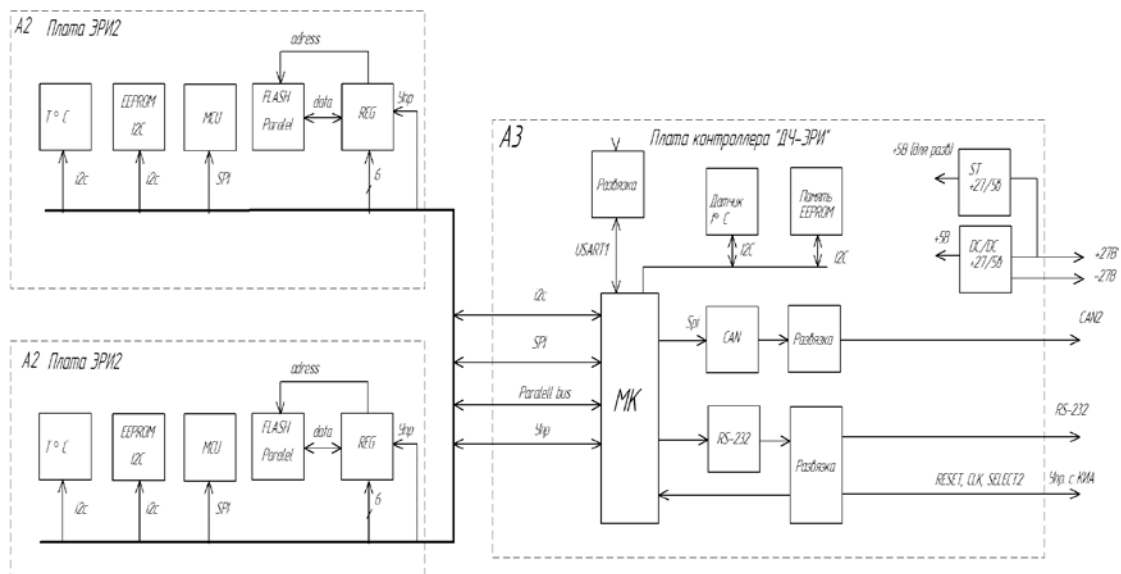


Рис. 9. Структура аппаратуры «ДЧ-ЭРИ»

Таблица 3. Исследуемые ИМС

Элемент	Функциональное назначение	Технологический процесс, мкм
Atmega168PA	MCU	0,25
STM32F303	MCU	0,09
AM29F010b	FLASH	0,32
AM24C32	EEPROM	0,35

### Заключение

Рассмотрены детекторы ионизирующих излучений, эксперименты по регистрации частиц различных энергий.

Построение аппаратуры для исследования воздействия радиации на электронное оборудование КА необходимо вести на основе полупроводниковых детекторов. Полупроводниковые детекторы позволяют снизить массу аппаратуры, потребляемую мощность и дают возможность применять их на малых космических аппаратах. Для измерения дозовых нагрузок (поверхностные (дозовые) иони-

зационные эффекты) применяются МДП-дозиметры, для регистрации высокоэнергетичных протонов космического пространства (ВЭК КП) и ионов ЕРПЗ, СКЛ, ГКЛ применяют динамические, статические ОЗУ, так как в них можно зафиксировать SEU эффекты. Для измерения ЛПЭ ТЗЧ применяют р-і-п диоды.

Дальнейшее развитие работ по данной тематике должно проводиться в направлении разработки новых методик построения радиационных мониторов и методик расчёта защиты от ионизирующих излучений.

### Библиографический список

1. Панасюк М.И., Новиков Л.С. Модель космоса: научно-информационное издание. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. 1144 с.
2. Панасюк М.И. Становление и развитие космической физики в МГУ. Радиация в космосе: Наследие С.Н. Вернова // Успехи физических наук. 2011. Т. 181, № 2. С. 197-210.
3. Новиков Л.С., Радиационные воздействия на материалы космических аппаратов. М.: Университетская книга, 2010. 192 с.
4. Хаффнер Дж. Ядерное излучение и защита в космосе. М.: Атомиздат, 1971. 320 с.
5. Никифоров А.Ю., Телец В.А., Чумаков А.И. Радиационные эффекты в КМОП ИС. М.: Радио и связь, 1994. 164 с.
6. Устюжанинов В.Н. Радиационные эффекты в биполярных интегральных микросхемах. М.: Радио и связь, 1989. 144 с.
7. Зебрев Г.И. Радиационные эффекты в кремниевых интегральных схемах высокой степени интеграции. М.: НИЯУ МИФИ, 2010. 148 с.
8. Кулаков В.М., Ладыгин Е.А., Шаховцов В.И. Действие проникающей радиации на изделия электронной техники. М.: Советское радио, 1980. 224 с.
9. Kramer H.J. Observation of the Earth and its environment: survey of missions and sensors. Springer, 1996. 988 p.
10. Buhler P., Ljungfelt S., Mchedlishvili A., Schlumpf N., Zehnder A. Radiation environment monitor // Nuclear Instruments and Methods in Physics Research A. 1996. V. 368, no. 3. P. 825-831. doi: 10.1016/0168-9002(95)00757-1
11. Evans H.D.R., Buhler P., Hajdas W., Daly E.J., Nieminen P., Mohammadzadeh A. Results from the ESA SREM monitors and comparison with existing radiation belt models // Advances in Space Research. 2008. V. 42, no. 9. P. 1527-1537. doi: 10.1016/j.asr.2008.03.022
12. Knight F.L. The space test program APEX mission satellite // Proceedings of the 6th Annual AIAA USU Conference on Small Satellites, 1992.
13. Underwood C.I. In-orbit radiation effects monitoring on the UoSAT satellites // Proceedings of the 4th Annual AIAA USU Conference on Small Satellites, 1990.
14. Dyer C.S., Truscott P.R., Sanderson C., Watson C., Peerless C.L., Knight P., Mugford R., Cousins T., Noulty R. Radiation environment measurements from CREAM and CREDO during the approach to solar maximum // Nuclear Science. 2000. V. 47, no. 6. P. 2208-2217. doi: 10.1109/23.903755

15. Садовничий В.А., Панасюк М.И., Бобровников С.Ю., Веденькин Н.Н. и др. Первые результаты исследования космической среды на спутнике *Университетский-Татьяна* // Космические исследования. 2007. Т. 45, № 4. С. 291-305.

16. Дудник А.В., Прето М., Курбатова Е.В., Санчез С., Тимакова Т.Г., Титов К.Г., Парра П., Авилов А.М., Котов Ю.Д., Юров В.Н. Концепция построения всенаправленной системы регистрации потоков заряженных частиц на малом космическом аппарате // Труды научно-технического семинара «Научные эксперименты на малых космических аппаратах». Серия: Аппаратура, сбор данных и управление, электронная компонентная база. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 21-47.

17. Анашин В.С. Контроль воздействия ионизирующих излучений космического пространства на радиоэлектронную аппаратуру как способ обеспечения высоких сроков активного существования кос-

мических аппаратов // Датчики и системы. 2009. № 4. С. 2-6.

18. Holmes-Siedle A. The space charge dosimeter. General principles of a new method of radiation detection // Nuclear Instruments and Methods. 1974. V. 121, no. 1. P. 169-179. doi: 10.1016/0029-554X(74)90153-0

19. Kelleher A., O'Sullivan M., Ryan J., O'Neill B., Lane W. A Development of the Radiation Sensitivity of pMOS Dosimeters // IEEE Transactions on Nuclear Science. 1992. V. 39, Issue 3, part 1. P. 342-346. doi: 10.1109/23.277514

20. Мещуров О.В., Таперо К.И., Емельянов В.В., Улимов В.Н., Артемов А.Д., Калинин И.Ю., Орлов В.А. Дозиметрический контроль на борту космических аппаратов с помощью МДП-дозиметров // Научно-технический сборник «Вопросы атомной науки и техники. Серия: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру». 2002. Вып. 4. С. 34-38.

### Информация об авторах

**Сёмкин Николай Данилович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Область научных интересов: высокоскоростной удар, масс-спектрометрия, космическое приборостроение.

**Плохотниченко Павел Геннадьевич**, аспирант кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [titton88@mail.ru](mailto:titton88@mail.ru). Область научных интересов: космическое приборостроение.

**Ильин Арсений Борисович**, аспирант кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств,

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sen9-hotab4@mail.ru](mailto:sen9-hotab4@mail.ru). Область научных интересов: космическое приборостроение.

**Калаев Михаил Павлович**, кандидат технических наук, доцент кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kalaev@ssau.ru](mailto:kalaev@ssau.ru). Область научных интересов: космическое приборостроение.

**Рязанов Дмитрий Михайлович**, аспирант кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail:

[dRRleaRd@gmail.com](mailto:dRRleaRd@gmail.com). Область научных интересов: космическое приборостроение.

**Помельников Роман Александрович**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Самарский государственный аэрокосмический университет

имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [r\\_cosmos@mail.ru](mailto:r_cosmos@mail.ru). Область научных интересов: масс-спектрометрия, космическое приборостроение.

## DEVICE FOR MONITORING RADIATION SITUATION ON SPACECRAFT

© 2015 N. D. Syomkin, P. G. Plokhotnichenko, A. B. Ilyin,  
M. P. Kalaev, D. M. Ryazanov, R. A. Pomel'nikov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The results of experiments carried out both in our country and abroad in 1990s, 2000s to study the impact of radiation on the electronic equipment of space vehicles are presented in the paper. General characteristics of factors of space are given as well as characteristics of ionizing radiation. A concept of constructing a device for the control of the impact of space ionizing radiation on individual elements of spacecraft onboard equipment is proposed. Failures caused by space ionizing radiation in integrated chips are discussed, their classification is given. Radiation monitors such as Radiation Environment Monitor, Standard Radiation Environment Monitor, Cosmic-Ray Effects and Dosimetry, Prisma-3, STEP-F, MIS-dosimeters (RadFET) used in the experiments are discussed. Characteristics of radiation monitors, general principles of measuring characteristics of ionizing radiation are also discussed. The “DH-DMS” complex of equipment for carrying out an experiment to study the impact of space environment factors on samples of optical elements, coverings and electronic components is presented. The “ERI IP” module intended for carrying out an experiment to study the impact of space ionizing radiation on electronic equipment of foreign production is described (commercial off-the-shelf – COTS). Chips of Atmega168PA, STM32F303, AM29F010b, AM24C32 are tested In the experiment.

*Spacecraft, control, ionizing radiation, radiation effects, integrated circuits, radiation monitors.*

### References

1. Panasyuk M.I., Novikov L.S. *Model' kosmosa: nauchno-informatsionnoe izdanie. Vozdeystvie kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovanie kosmicheskikh apparatov* [Model of space: scientific and information publication. The impact of space environment on materials and equipment of spacecraft]. Moscow: KDU Publ., 2007. 1144 p.
2. Panasyuk M.I. Coming of age and development of space physics at Moscow State University. Radiation in space: The legacy of S N Vernov. *Physics-USpekhi*. 2011. V. 54, no. 2. P. 190-202. doi: 10.3367/UFNe.0181.201102j.0197
3. Novikov L.S. *Radiatsionnye vozdeystviya na materialy kosmicheskikh apparatov* [Effects of radiation on spacecraft materials]. Moscow: Universitetskaya kniga Publ., 2010. 192 p.
4. Haffner G. *Yadernoe izluchenie i zashchita v kosmose* [Nuclear radiation and security in space]. Moscow: Atomizdat Publ., 1971. 320 p.
5. Nikiforov A.J., Taurus V.A., Chumakov A.I. *Radiatsionnye efekty v KMOP IS* [Radiation Effects in CMOS ICs]. Moscow: Radio i svyaz' Publ., 1994. 164 p.
6. Ustyuzhaninov V.N. *Radiatsionnye efekty v bipolyarnykh integral'nykh mikroshemakh* [Radiation effects in bipolar integrated circuits]. Moscow: Radio i svyaz' Publ., 1989. 144 p.
7. Zebras G.I. *Radiatsionnye efekty v kremnievykh integral'nykh skhemakh vysokoy stepeni integratsii* [Radiation effects in large-scale silicon integrated circuits]. Moscow: National Research Nuclear University MEPhI Publ., 2010. 148 p.

8. Kulakov V.M., Ladygin E.A., Shakhovtsov V.I. *Deystvie pronikayushchey radiatsii na izdeliya elektronnoy tekhniki* [Radiation effects on electronic equipment]. Moscow: Sovetskoe Radio Publ., 1980. 224 p.
9. Kramer H.J. Observation of the Earth and its environment: survey of missions and sensors. Springer, 1996. 988 p.
10. Buhler P., Ljungfelt S., Mchedlishvili A., Schlumpf N., Zehnder A. Radiation environment monitor. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research A*. 1996. V. 368, no. 3. P. 825-831. doi: 10.1016/0168-9002(95)00757-1
11. Evans H.D.R., Buhler P., Hajdas W., Daly E.J., Nieminen P., Mohammadzadeh A. Results from the ESA SREM monitors and comparison with existing radiation belt models. *Advances in Space Research*. 2008. V. 42, no. 9. P. 1527-1537. doi: 10.1016/j.asr.2008.03.022
12. Knight F.L. The space test program APEX mission satellite. *Proceedings of the 6th Annual AIAA USU Conference on Small Satellites*, 1992.
13. Underwood C.I. In-orbit radiation effects monitoring on the UoSAT satellites. *Proceedings of the 4th Annual AIAA USU Conference on Small Satellites*, 1990.
14. Dyer C.S., Truscott P.R., Sanderson C., Watson C., Peerless C.L., Knight P., Mugford R., Cousins T., Noulty R. Radiation environment measurements from CREAM and CREDO during the approach to solar maximum. *Nuclear Science*. 2000. V. 47, no. 6. P. 2208-2217. doi: 10.1109/23.903755
15. Sadovnichy V.A., Panasyuk M.I., Beaver S.Y., Vedenkin N.N. First results of investigating the space environment onboard the Universitetskii-Tatyana satellite. *Cosmic Research*. 2007. V. 45, no 4. P. 273-286. doi: 10.1134/S0010952507040016
16. Dudnik A.V. Concept of an omnidirectional recording system streams of charged particles in a small spacecraft. *Trudy nauchno-tekhnicheskogo seminara «Nauchnye eksperimenty na malykh kosmicheskikh apparatakh»*. Seriya: Apparatura, sbor dannykh i upravlenie, elektronnyaya komponentnaya baza. Moscow: Space Research Institute Publ., 2013. P.21-47. (In Russ.)
17. Anashin V.S. Control of exposure of electronic equipment to ionizing radiation of outer space as a way of ensuring spacecraft long life time. *Sensors and Systems*. 2009. No.4. P.2-6. (In Russ.)
18. Holmes-Siedle A. The space charge dosimeter. General principles of a new method of radiation detection. *Nuclear Instruments and Methods*. 1974. V. 121, no. 1. P. 169-179. doi: 10.1016/0029-554X(74)90153-0
19. Kelleher A., O'Sullivan M., Ryan J., O'Neill B., Lane W. A Development of the Radiation Sensitivity of pMOS Dosimeters. *IEEE Transactions on Nuclear Science*. 1992. V. 39, issue 3, part 1. P. 342-346. doi: 10.1109/23.277514
20. Meschurov O.V., Pianist K.I., Emelyanov V.V., Ulimov V.N., Artemov A.D., Kalinkin I.Y., Orlov V.A. Monitored the spacecraft using MIS dosimeters. *Questions of atomic science and technics. Series: Physics of radiation effects on radio-electronic equipment*. 2002. Iss. 4. P. 34-38. (In Russ.)

#### About the authors

**Syomkin Nikolai Danilovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Area of Research: high-speed impact, mass spectrometry, space device engineering.

**Plokhotnichenko Pavel Gennadyevich**, postgraduate student of the Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [titton88@mail.ru](mailto:titton88@mail.ru). Area of Research: space device engineering.

**Ilyin Arseny Borisovich**, postgraduate student of the Department of Design and

Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [sen9-hotab4@mail.ru](mailto:sen9-hotab4@mail.ru). Area of Research: space device engineering.

**Kalaev Mikhail Pavlovich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [kalaev@ssau.ru](mailto:kalaev@ssau.ru). Area of Research: space device engineering.

**Ryazanov Dmitry Mikhailovich**, postgraduate student of the Department of

Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [dRRleaRd@gmail.com](mailto:dRRleaRd@gmail.com). Area of Research: high-speed impact, space device engineering.

**Pomel'nikov Roman Alexandrovich**, Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [r\\_cosmos@mail.ru](mailto:r_cosmos@mail.ru). Area of Research: mass spectrometry, space device engineering.