

УДК 520.6.07:551.521.31

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-202-213

Для цитирования: Результаты мониторинга радиационной обстановки на средней круговой орбите / Д. В. Елисеев, О. С. Графодатский, В. В. Иванов и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 202–213. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-202-213.

For citation: Eliseev D. V., Grafodatskiy O. S., Ivanov V. V. et al. [Results of monitoring the radiation environment in medium circular orbit]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 202–213. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-202-213.

Результаты мониторинга радиационной обстановки на средней круговой орбите

Д. В. Елисеев^{1*}, О. С. Графодатский², В. В. Иванов¹, И. А. Максимов¹,
К. В. Молчанов³, В. Ю. Прокопьев³

¹АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

²АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»
Российская Федерация, 141070, Московская область, г. Королёв, ул. Пионерская, 4

³Новосибирский национальный исследовательский государственный университет
Российская Федерация, 630090, г. Новосибирск, ул. Пирогова, 1

*E-mail: eliseevdv@iss-reshetnev.ru

В данной статье описаны методы и средства измерений ионизирующего излучения космического пространства (ИИКП), проводимых с помощью экспериментального комплекса контроля дозы (ЭККД), расположенного на экспериментальном космическом аппарате (ЭКА) «Скиф-Д», который был выведен на орбиту $H=8070$ км и наклоном 90° . Произведен сравнительный анализ результатов расчётов и экспериментальных данных, полученных в ходе летной эксплуатации за один год исследования. Следует отметить, что данная орбита для российских производителей КА с точки зрения воздействия факторов космического пространства (ФКП) является малоизученной. Основная идея измерений ЭККД заключается в создании различных условий массовой защиты для каждого из девяти модулей регистрации интегральной накопленной дозы (МРИНД).

При освоении нового типа орбиты для эксплуатации КА, актуальной является задача обеспечения стойкости бортовой аппаратуры и КА в целом к воздействию факторов ионизирующего излучения космического пространства, характерных на данной орбите. Для этого необходимо экспериментальное подтверждение или уточнение на базе полученных натурных данных расчётной радиационной модели воздействия.

Основной задачей, которая решается в статье, является проведение мониторинга уровней интегральной накопленной дозы за различными массовыми защитами при воздействии ионизирующего излучения космического пространства на орбите с $H=8070$ км и сравнение результатов экспериментальных данных с расчётными оценками, проведенными по ОСТ134-1044-2007 изм. 1 (2017 г.).

Практическая значимость заключается в том, что экспериментальные результаты подтвердили расчётную модель. Получено экспериментальное подтверждение больших радиационных нагрузок в диапазоне типовых защит для ЭКБ $0,5-3$ г/см², круговой орбиты с $H=8070$ км по сравнению с орбитами ГСО и $H=1500$ км. Модернизированные датчики МРИНД получили летную квалификацию и подтвердили свою эффективность в части выполнения задач мониторинга факторов ионизирующего излучения космического пространства.

Ключевые слова: космический аппарат, радиационные эффекты, ионизирующее излучение космического пространства, мониторинг радиационной обстановки, полупроводниковый чувствительный элемент.

Results of monitoring the radiation environment in medium circular orbit

D. V. Eliseev^{1*}, O. S. Grafodatskij², V. V. Ivanov¹, I. A. Maksimov¹,
K. V. Molchanov³, V. Y. Prokopyev³

¹JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

²JSC “Central Research Institute for Machine Building”
4, Pionerskaya St., Korolev, Moscow Region, 141070, Russian Federation

³Novosibirsk State University
1, Pirogova St., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

*E-mail: eliseevdv@iss-reshetnev.ru

Problem definition – these data will form the basis for the development of technical solutions that will minimize mass, time and financial costs while ensuring the radiation resistance of on-board equipment and the spacecraft as a whole.

Goal – the experimental dose control complex measures the level of absorbed ionizing space radiation doses in the sensitive element, assesses the radiation effects influence on the spacecraft, determines spacecraft’s residual radiation resource and refines impact models of the ionizing space radiation, located on an experimental spacecraft “Skif-D”, which was launched into orbit $H=8070$ km and inclination 90° .

Results – flight experiment demonstrated high convergence of the comparative analysis’ results of the experimentally obtained impact levels in orbit of the operation of the “Skif-D” spacecraft with the impact model stated in the Russian Federation Scientific and Technical Documentation (OST134-1044-2007 amend.1 (2017) “Methods of the calculation of radiating conditions on-board of spacecrafts and specification of requirements for resistance of radio-electronic equipment of spacecrafts to the action of the charged particles from the space of natural origin”);

Practical value – successful modernization of the ICDRM integral accumulated dose sensors in terms of their miniaturization and transition to a digital output (flight qualification of the sensors was obtained); the prospects of the concept of monitoring the integral accumulated radiation dose using semiconductor detectors with individual mass protection; experimental confirmation of a higher radiation exposure in the range of typical protections for ECB equal to $0.5-3$ g/cm², on a 8000 km circular orbit compared to the GEO and 1500 km circular orbit.

Keywords: spacecraft, radiation effects, factors of outer space, monitoring on-board equipment, semiconductor-sensing element.

Введение

Развитие спутниковой группировки космической системы «Сфера» определило необходимость освоения круговой орбиты с $H \sim 8000$ км. Первый космический аппарат «Скиф-Д», запуск которого состоялся 22.10.2022, был выведен на орбиту $H = 8070$ км и наклоном 90° . Результаты его лётных испытаний планируется реализовать для развертывания штатной орбитальной группировки системы широкополосного доступа в Интернет.

Данная орбита для отечественных производителей КА с точки зрения воздействия факторов космического пространства является малоизученной, в связи с этим мониторинг радиационной обстановки [1–4] является важнейшей задачей, решение которой позволит сформировать требования и обеспечить стойкость БА и КА в целом к воздействию ионизирующего излучения космического пространства. Необходимо отметить, что в настоящее время в открытых источниках доступен только малый объем информации со спутников 03В с $H = 8063$ км и наклоном $\sim 0^\circ$ [5–7].

С целью уточнения уровней воздействия ионизирующего излучения космического пространства, на КА «Скиф-Д» АО «РЕШЕТНЁВ» совместно с Новосибирским государственным

университетом была интегрирована аппаратура мониторинга дозовых нагрузок на электронно-компонентную базу. Полученная информация с аппаратуры экспериментального комплекса контроля дозы (ЭККД) ляжет в основу уточнения радиационной обстановки, что в дальнейшем поможет дополнить имеющиеся исследования на различных орбитах [8; 9] и выработать технические решения, позволяющие минимизировать массовые, временные и финансовые затраты при обеспечении радиационной стойкости бортовой аппаратуры и КА в целом.

Описание эксперимента

ЭККД обеспечивает измерения уровней поглощённых доз ионизирующих излучений космического пространства в чувствительном элементе и предназначен для оценки влияния радиационных воздействий на КА, определения остаточного радиационного ресурса КА, уточнения моделей воздействия ионизирующего излучения космического пространства (ИИКП).

ЭККД выполнен в виде моноблока, включающего в себя матрицу модулей регистрации интегральной накопленной дозы (матрица МРИНД) (рис. 1). Регистрация ионизирующих излучений производится с помощью матрицы идентичных чувствительных элементов МРИНД, расположенных по сетке 3×3.

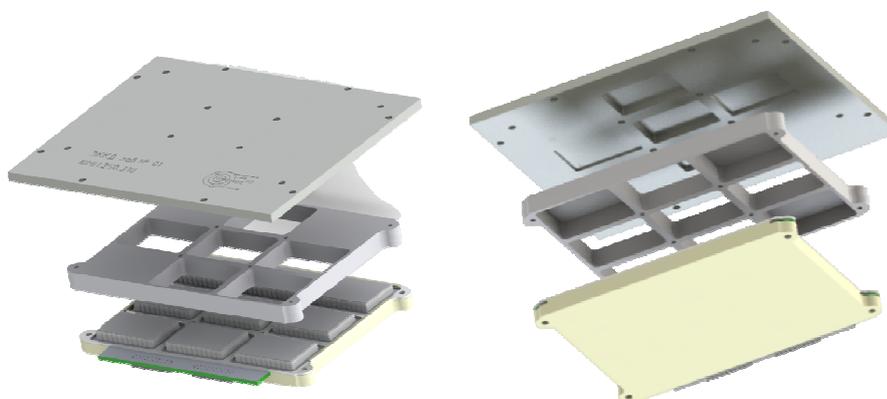


Рис. 1. Матрица МРИНД под разной массовой защитой

Fig. 1. ICDRM matrix under different mass protection

Толщины алюминия над МРИНД		
d=6,3 мм МРИНД №3	d=1,0 мм МРИНД №4	d=4,8 мм МРИНД №9
d=2,5 мм МРИНД №2	d=0,3 мм МРИНД №5	d=3,0 мм МРИНД №8
d=7,5 мм МРИНД №1	d=2,0 мм МРИНД №6	d=4,0 мм МРИНД №7

Рис. 2. Соответствие порядкового номера МРИНД и его массовой защиты

Fig. 2. ICDRM and mass protection sequence number matching

Отдельный МРИНД представляет микросборку из полупроводникового чувствительного элемента и радиационно-стойкого кристалла аналого-цифрового интеллектуального преобразователя. МРИНД имеет цифровой выход для внешнего управления и чтения измеряемых данных. Информационный обмен МРИНД и ЭККД осуществляется по внутреннему цифровому интерфейсу SPI.

МРИНД регистрирует интегральный поток всех основных видов ионизирующих излучений (фотоны, электроны, протоны), попадающих на его чувствительный элемент. Отклик МРИНД на каждый из видов излучений известен благодаря проведению калибровок в наземных условиях. Датчик испытан в поле γ излучения радионуклида ^{60}Co источника ГЭТ 38-2011 и в поле β излучения радионуклида Sr-Y-90 на установке УПБ-ИД методом эквивалентного поля в диапазоне поглощенных доз от 0,50 Гр до $1,20 \cdot 10^3$ Гр (ФГУП ВНИИФТРИ).

Каждый чувствительный элемент находится в специфических условиях облучения – массовая защита ослабляет поток ионизирующих излучений и изменяет их спектр (по-разному для каждого вида излучения). Массовая защита варьируется благодаря установке стальной решетки с различными толщинами ячеек (рис. 2).

В результате длительного наблюдения за динамикой показаний каждого из МРИНД формируется кривая дозовых нагрузок в зависимости от уровня защищенности, характерная для данного типа орбиты.

Технические характеристики представлены на табл. 1.

Таблица 1

Технические характеристики ЭККД

Параметр	Значение
Расчетный срок службы	3 года
Габариты	134 мм × 134 мм × 82,5 мм
Масса, не более	1,4 кг
Мощность потребления, не более	6 Вт
Рабочий диапазон температур	от -20 до +50 °С
Напряжение питания	От 23 до 32 В
Информационная магистраль обмена	Мультиплексный канал обмена ГОСТ Р 52070–2003
Количество модулей МРИНД	9 шт
Диапазон накопленной дозы МРИНД	0,05 до 120 крад

Методика измерения

Принцип работы ЭККД основан на различных исследованиях воздействия ионизирующего излучения на электронно-компонентную базу [10–12]. Под воздействием радиации в чувствительном элементе происходит деградация проводимости канала во встроенном полевом транзисторе. Таким образом, измеряя падение напряжения на чувствительном элементе при пропускании через него постоянного тока, можно судить о величине интегральной накопленной дозы радиации.

Разброс при фиксированной дозе по выборке аппроксимирующих кривых (σ) вычислен как среднеквадратичное отклонение от средней аппроксимирующей кривой. Величина относительного среднеквадратичного отклонения сопротивления при заданной накопленной дозе по выборке калибровок серии датчиков МРИНД не превышает $\pm 2,5\%$ в рабочем диапазоне поглощенной дозы. Диапазон разброса $\pm \sigma$ значения электрического сопротивления от значения сопротивления, соответствующего усредненной калибровочной кривой, показан на рис. 3 пунктирными линиями.

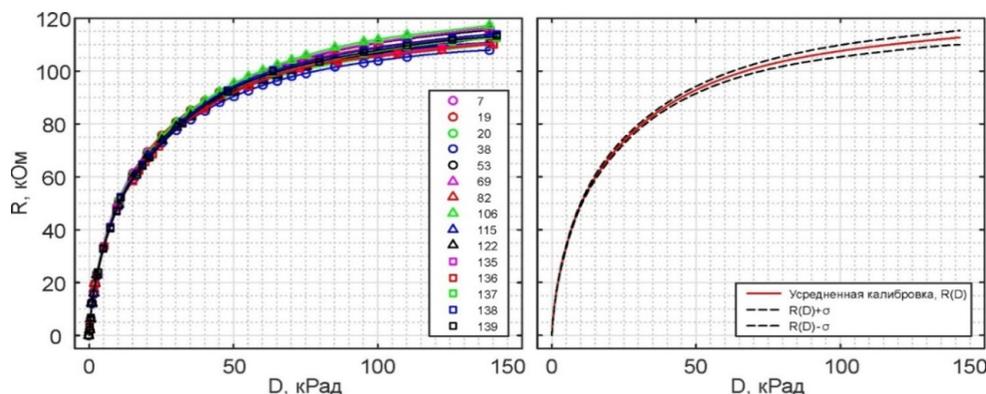


Рис. 3. Зависимости изменения значения электрического сопротивления чувствительного элемента МРИНД от поглощенной дозы на основе данных, полученных в результате проведения калибровок в наземных условиях

Fig. 3. Depending on the change in the value of the electrical resistance of the ICDRM's sensitive element and absorbed dose based on data obtained from ground-based calibrations

Результаты экспериментальных данных и их сравнение с расчётными оценками

Полученные экспериментальные данные позволяют оценить динамику роста поглощенной дозы для каждого значения массовой защиты. На рис. 4–6 представлены графики, характеризующие динамику изменения напряжения сток-истока чувствительных элементов МРИНД при воздействии ионизирующего излучения космического пространства.

Показания напряжения сток-истока МРИНД имеют ожидаемую динамику, обусловленную соответствующей массовой защитой чувствительного элемента, кроме МРИНД № 5 (защита 1 мм по алюминию). Отличия показаний МРИНД № 4, вероятнее всего, можно объяснить меньшим значением начального сопротивления канала транзистора чувствительного элемента МРИНД № 4. Среднее значение начального сопротивления канала сток-исток составляет около 31 ± 1 кОм, в то время как начальное сопротивление МРИНД № 4 составило 28,1 кОм.

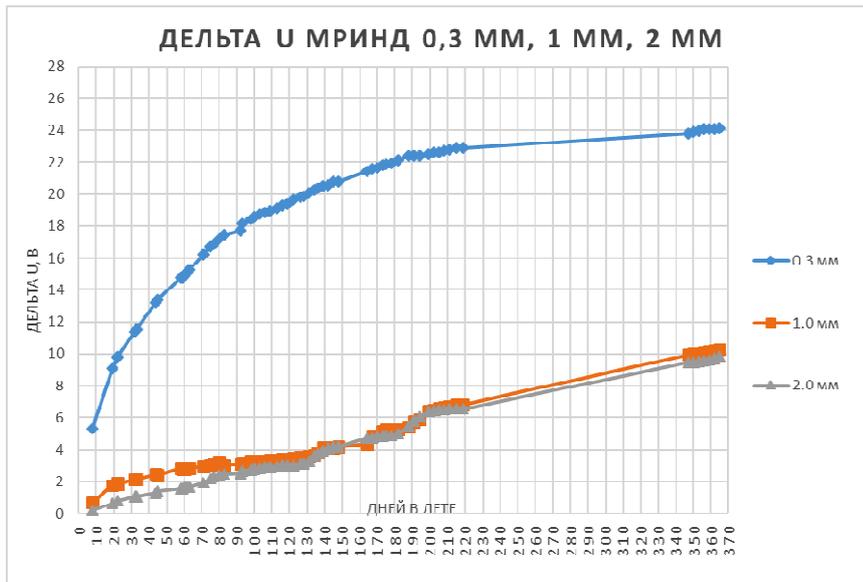


Рис. 4. Динамика изменения напряжения сток-истока чувствительного элемента МРИНД № 4, 5 и 6

Fig. 4. Dynamics of drain-source voltage changes in the ICDRM's sensitive element No. 4, 5 and 6

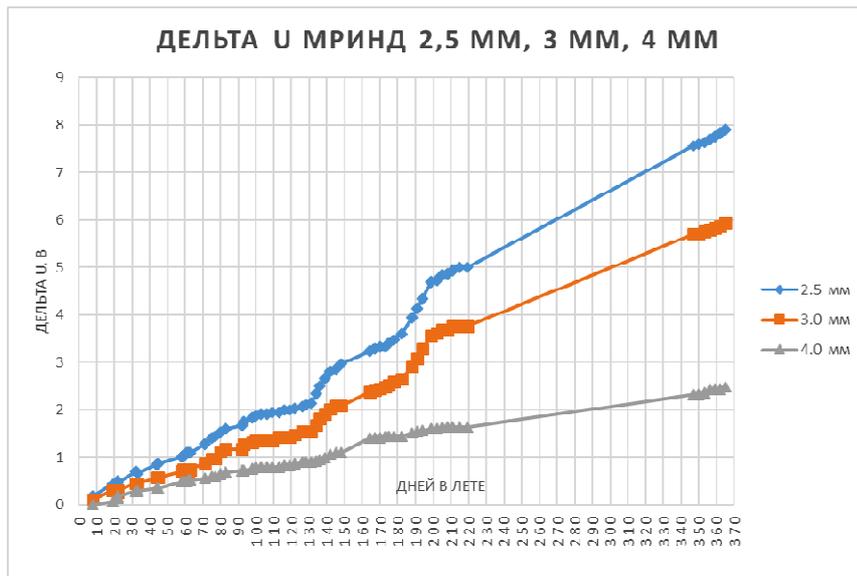


Рис. 5. Динамика изменения напряжения сток-истока чувствительного элемента МРИНД 2, 7 и 8

Fig. 5. Dynamics of drain-source voltage changes in the ICDRM's sensitive element No. 2, 7 and 8

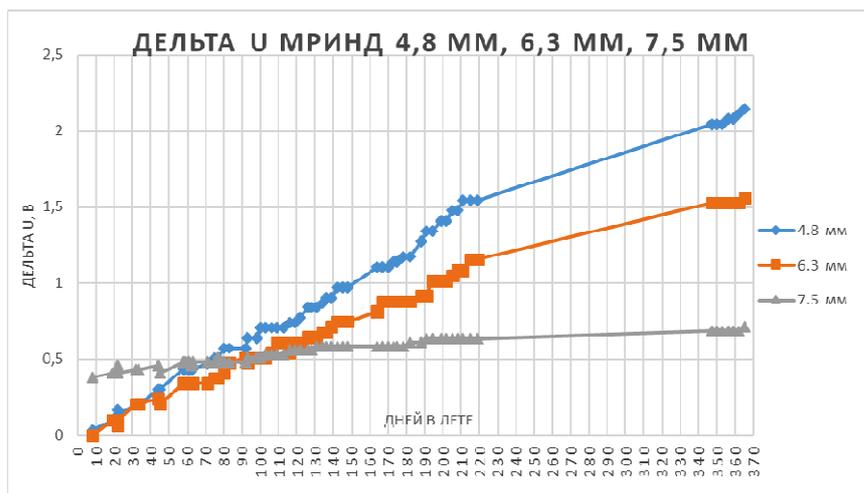


Рис. 6. Динамика изменения напряжения сток-источка чувствительного элемента МРИНД № 1, 3 и 9

Fig. 6. Dynamics of drain-source voltage changes in the ICDRM's sensitive element No. 1, 3 and 9

Одновременно с измерением дозы осуществлялся мониторинг текущей температуры на матрице МРИНД. Результаты мониторинга изображены на рис. 7, температура варьируется от -5 до $+15$ °С, средняя температура матрицы МРИНД составляет около 5 °С. При относительно небольшом разбросе температур разброс показаний АЦП при снятии телеметрии за один сеанс мог составлять ± 2 ед. АЦП.

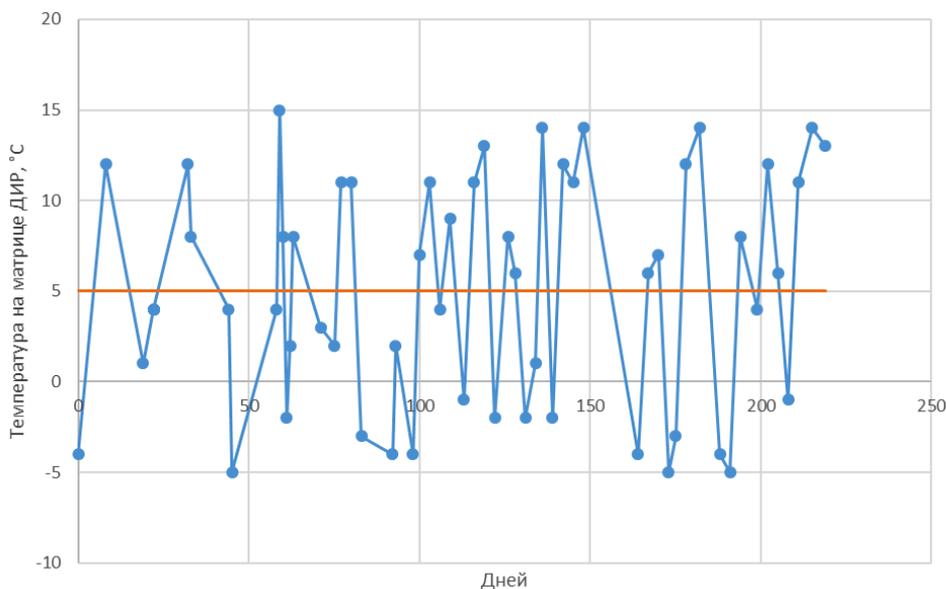


Рис. 7. Регистрация температуры на матрице МРИНД в разные дни

Fig. 7. Temperature registration on matrix the ICDRM on different days

Для расчётной оценки уровней накопленных доз в качестве модели воздействия на орбите функционирования КА ($H = 8070$ км, $i = 90^\circ$, САС 3 года), использовались данные ОСТ134-1044 изм. 1 «Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установления требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения».

Уровни поглощенных доз, в соответствии с модельным представлением ОСТ, для угла облучения 4π ср приведены в табл. 2 [13].

Таблица 2

Уровни поглощённых доз за САС

Величина защиты, г/см ²	Доза за сферической защитой, рад			
	Электроны ЕРПЗ, рад	Протоны ЕРПЗ, рад	Протоны СКЛ, рад	Суммарное значение, рад
1,00E-02	3,02E+07	2,84E+08	3,77E+04	3,14E+08
1,00E-01	3,18E+06	4,26E+06	9,11E+03	7,45E+06
2,00E-01	8,92E+05	8,55E+05	5,17E+03	1,75E+06
3,00E-01	4,24E+05	3,43E+05	3,57E+03	7,71E+05
4,00E-01	2,20E+05	1,63E+05	2,67E+03	3,86E+05
5,00E-01	1,29E+05	9,02E+04	2,07E+03	2,21E+05
6,00E-01	8,36E+04	5,69E+04	1,63E+03	1,42E+05
7,00E-01	5,79E+04	3,89E+04	1,32E+03	9,81E+04
8,00E-01	4,21E+04	2,85E+04	1,10E+03	7,17E+04
9,00E-01	3,18E+04	2,16E+04	9,33E+02	5,43E+04
1,00E+00	2,47E+04	1,69E+04	8,05E+02	4,24E+04
2,00E+00	5,96E+02	3,04E+03	3,06E+02	3,94E+03
3,00E+00	4,57E+02	1,13E+03	1,72E+02	1,76E+03
4,00E+00	3,79E+02	5,40E+02	1,14E+02	1,03E+03
5,00E+00	3,25E+02	3,44E+02	8,22E+01	7,51E+02
6,00E+00	2,84E+02	2,37E+02	6,26E+01	5,84E+02
8,00E+00	2,25E+02	1,28E+02	4,09E+01	3,94E+02
1,00E+01	1,83E+02	7,81E+01	2,89E+01	2,90E+02

В результате расчётных оценок были определены уровни воздействия для каждого чувствительного элемента МРИНД, которые позволили построить кривую поглощённой дозы (зависимость поглощённой дозы от величины защиты), и дальнейшей верификации расчётных значений с экспериментальными.

Результаты расчёта для всех МРИНД за САС 3 года представлены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты расчёта за САС 3 года

Номер датчика	Величина защиты, мм Al	Поглощённая доза, рад
5	0,3	1,42E+06
4	1	1,07E+05
6	2	2,07E+04
2	2,5	1,26E+04
8	3	8,31E+03
7	4	4,04E+03
9	4,8	2,29E+03
3	6,3	1,12E+03
1	7,5	7,96E+02

В табл. 4, 5 и на рис. 8, 9, соответственно, приведены результаты сравнения расчётных и экспериментальных данных за 220 дней и 1 год эксплуатации.

Исходя из данных, представленных на рис. 8, 9, можно сделать вывод, что кривые зависимости поглощённых доз от величины массовой защиты, полученные в ходе натуральных измерений и расчётных оценок, качественно совпадают. Незначительные расхождения, по-видимому, связаны с недостаточным объемом экспериментальных данных (необходимо больше времени для проведения измерений).

Таблица 4

Результаты расчёта за САС 220 дней

Номер датчика	Величина защиты, мм Al	Поглощённая доза, рад (расчётные)	Поглощённая доза, рад (экспериментальные)
5	0,3	2,86E+05	1,19E+05
4	1	2,15E+04	5,22E+03
6	2	4,16E+03	4,91E+03
2	2,5	2,53E+03	3,12E+03
8	3	1,67E+03	1,99E+03
7	4	8,11E+02	6,14E+02
9	4,8	4,60E+02	5,68E+02
3	6,3	2,24E+02	3,94E+02
1	7,5	1,60E+02	1,96E+02

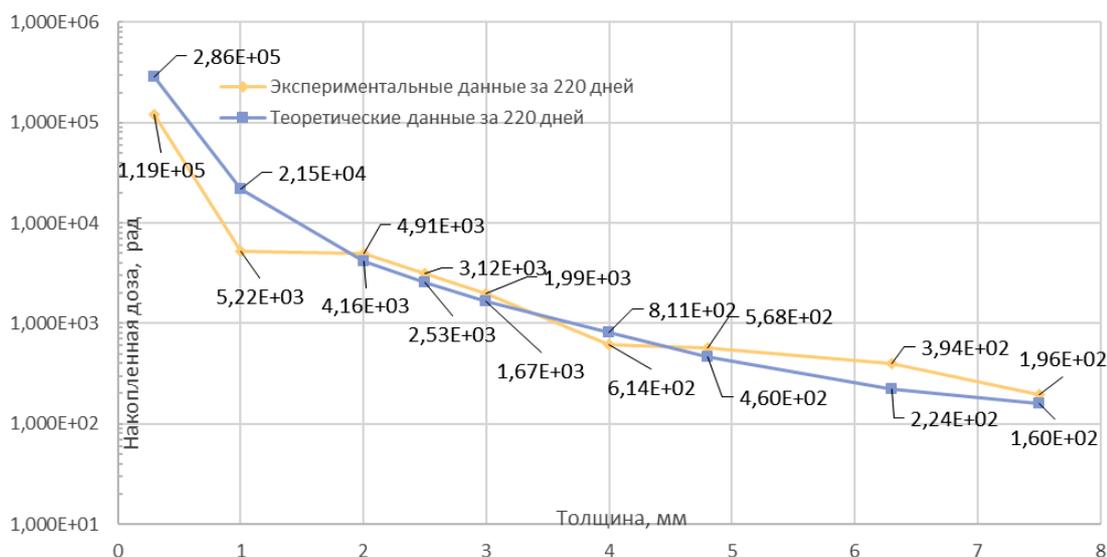


Рис. 8. Накопленная доза различных датчиков МРИНД за 220 дней

Fig. 8. Absorbed dose of ICDRM over 220 days

Таблица 5

Результаты расчёта за САС 1 год

Номер датчика	Величина защиты, мм Al	Поглощённая доза, рад (расчётные)	Поглощённая доза, рад (экспериментальные)
5	0,3	4,75E+05	2,95E+05
4	1	3,57E+04	1,12E+04
6	2	6,91E+03	1,02E+04
2	2,5	4,20E+03	6,78E+03
8	3	2,77E+03	4,13E+03
7	4	1,35E+03	1,09E+03
9	4,8	7,63E+02	8,82E+02
3	6,3	3,72E+02	5,77E+02
1	7,5	2,65E+02	2,23E+02

Имеющиеся данные являются подтверждением, что круговая орбита 8000 км, является достаточно жёсткой орбитой, с точки зрения радиационного воздействия, для функционирования КА с длительным САС. На рис. 10, 11 изображены расчётные величины накопленной дозы для различных значений защит для ГСО, круговых орбит 8000 и 1500 км за САС 10 лет [14].

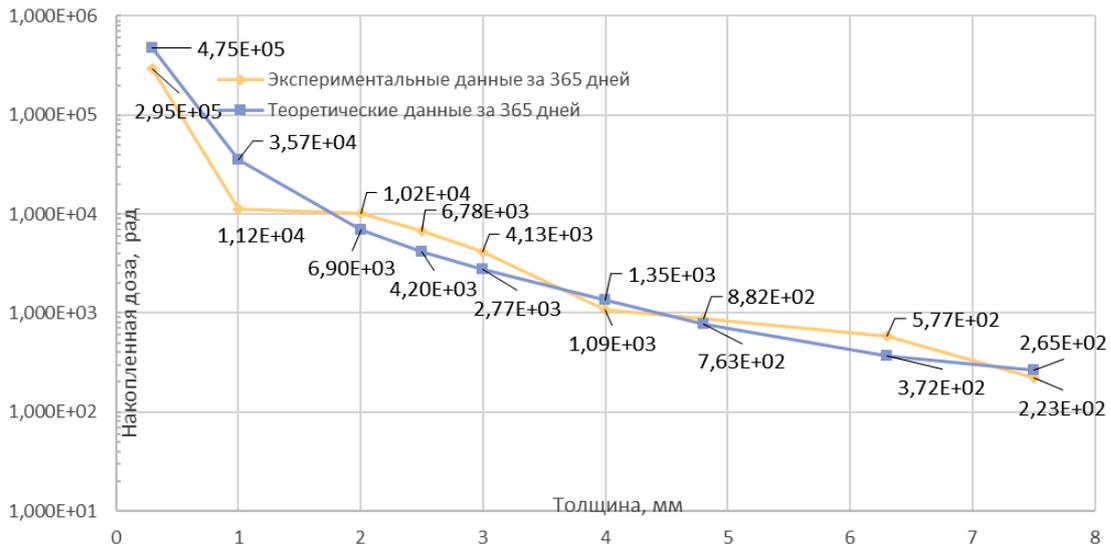


Рис. 9. Накопленная доза различных датчиков МРИНД за 1 год (365 дней)

Fig. 9. Absorbed dose of ICDRM over 1 years (365 days)

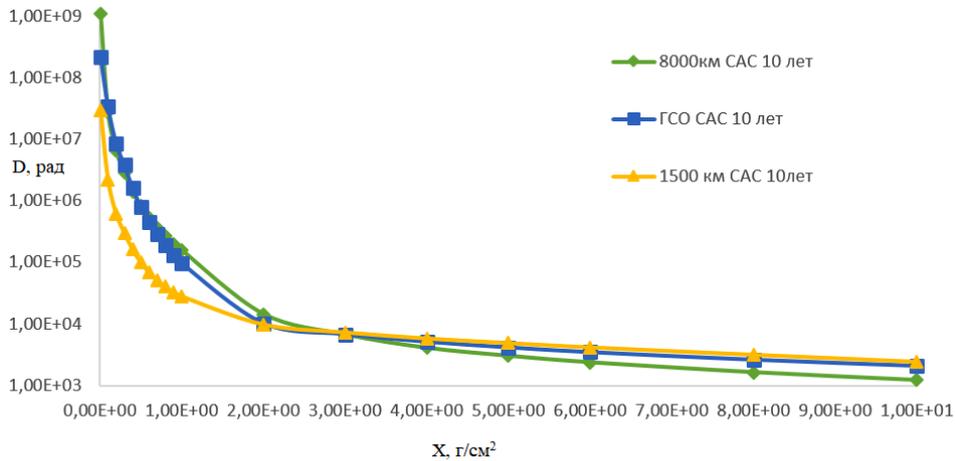


Рис. 10. Сравнительный график ГСО, 8000 и 1500 км

Fig. 10. Comparative graph of GEO, 8000 and 1500 km circular orbits

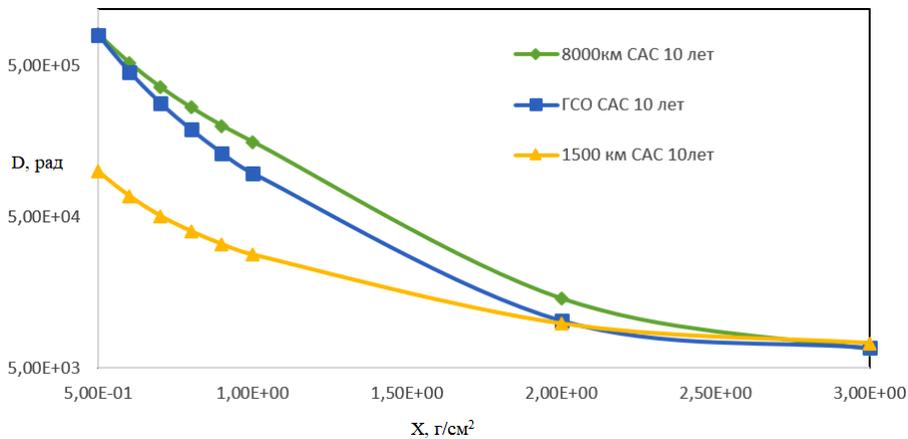


Рис. 11. Сравнительный график ГСО, 8000 и 1500 км для диапазона защит 0,5–3 г/см²

Fig. 11. Comparative graph of GEO, 8000 and 1500 km circular orbits for the protection range of 0.5–3 g/cm²

Исходя из данных, представленных на графиках 10, 11, можно сделать вывод, что уровни воздействия для орбиты 8000 км в диапазоне типовых защит для ЭКБ 0,5–3 г/см² превышают требования для орбиты ГСО и круговой орбиты 1500 км для аналогичного САС.

Уровень воздействия снаружи КА для орбиты 8000 км в ~ 5 раз выше уровня воздействия на ГСО и на ~ 1,5 порядка выше уровня воздействия на орбите 1500 км, что в свою очередь накладывает большие ограничения на перечень неметаллических материалов, которые допустимо применять снаружи КА.

Заключение

Результаты проведения лётного эксперимента в составе КА «Скиф-Д» продемонстрировали:

1) успешную модернизацию датчиков интегральной накопленной дозы МРИНД в части их миниатюризации и перехода на цифровой выход (получена лётная квалификация датчиков);

2) перспективность концепции мониторинга интегральной накопленной дозы радиации за счет применения полупроводниковых детекторов с индивидуальными массовыми защитами;

3) высокую сходимость результатов сравнительного анализа экспериментально полученных уровней воздействия на орбите функционирования ЭКА «Скиф-Д» с моделью воздействия, изложенной в НТД РФ (ОСТ134-1044-2007 изм. 1 (2017 г.) «Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установления требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения»);

4) экспериментальное подтверждение большей радиационной нагрузки в диапазоне типовых защит для ЭКБ 0,5–3 г/см² круговой орбиты 8000 км по сравнению с орбитами ГСО и 1500 км.

Дальнейшая работа с аппаратурой ЭККД в рамках орбитального эксперимента КА «Скиф-Д» позволит накопить более объемную статистику по радиационной обстановке на орбите 8000 км, включая различные фазы активности Солнца. В перспективе предполагается разработать математические модели, позволяющие вычислять спектры воздействующих ИИКП на основании анализа многоканальных данных ЭККД.

Библиографические ссылки

1. Мониторинг радиационной обстановки на геостационарной орбите в максимуме 23-го цикла солнечной активности / Т. А. Иванова, Н. Н. Павлов, И. А. Рубинштейн и др. // Физические проблемы экологии (экологическая физика). 2001. № 6. С. 12–20.

2. Мониторинг радиационной обстановки на высокоапогейных космических аппаратах в максимуме 23-го цикла солнечной активности / В. В. Иванов, И. А. Максимов, А. В. Первухин и др. // Вопросы атомной науки и техники. Сер.: физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2003. Вып. 4. С. 39–40.

3. Балашов С. В., Иванов В. В., Максимов И. А. Мониторинг условий эксплуатации космических аппаратов посредством бортовой аппаратуры контроля негативных факторов // Вопросы атомной науки и техники. Сер.: физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2003. Вып. 4. С. 41–42.

4. Тестоедов Н. А., Кочура С. Г., Максимов И. А. Система мониторинга уровней воздействия космической среды на космические аппараты разработки АО «Информационные спутниковые системы» // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 4. С. 849–856.

5. Wood L., Yuxuan L., Opeoluwa O. Discusses satellite constellations. Uses *SaVi*, *ns* satellite network plot scripts and *ns* path delay script. Peer-reviewed journal paper // Journal of the British Interplanetary Society. 2014. Vol. 67, No. 3. P. 110–118.

6. Avionics Radiation Hardness Assurance (RHA) Guidelines / R. F. Hodson, J. A. Pellish, R. A. Austin et al. NASA Engineering and Safety Center, NASA/TM-20210018053. 2021 [Электронный ресурс]. URL: <http://ntrs.nasa.gov/citation/20210018053> (дата обращения: 12.02.2024).

7. Electron Microburst Size Distribution Derived With AeroCube-6 / M. Shumko, A. T. Johnson, J. G. Sample et al. // *J. of Geophys. Res.: Space Physics*. 2020. Vol. 125 (3). P. e2019JA027651.
8. Small Satellites for Space Science / R. M. Millan, R. von Steiger, M. Ariel et al. // *Advances in Space Research*. 2019. Vol. 64 (8). P. 1466.
9. Radiation damage at silicon junction by neutron irradiation / M. Hasegava, S. Mori, T. Ohsugi et al. // *Nucl. Inst. and Meth. in Phys Res.* 2019. Vol. A277. P. 395–400.
10. Викулин И. М., Горбачев В. Э., Курмашев Ш. Д. Деграция параметров транзисторных датчиков температуры под действием ионизирующего излучения // *Физика и техника полупроводников*. 2017. Т. 51, вып. 10. С. 1404–1409. DOI: 10.21883/FTP.2017.10.45021.8447.
11. Рембеза С. И., Стоянов А. А. Влияние ионизирующего излучения космического пространства на свойства полупроводниковых приборов // *Вестник ВГТУ*. 2012. № 10-1. [Электронный ресурс] URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/vliyanie-ioniziruyushchego-izlucheniya-kosmicheskogo-prostranstva-na-svoystva-poluprovodnikovyh-pribovov> (дата обращения: 08.02.2024).
12. ОСТ 134-1044 – изменение 1. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы расчёта радиационных условий на борту космических аппаратов и установление требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения. 2017 г.
13. Назаренко А. А., Максимов И. А., Кочура С. Г., Возможность унификации требований по радиационной стойкости для космических аппаратов с различными условиями функционирования // *Сибирский аэрокосмический журнал*. 2023. Т. 24, № 1. С. 126–135. DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-126-135.
14. Новиков Л. С., Воронина Е. Н. Взаимодействие космических аппаратов с окружающей средой. М. : КДУ ; Университетская кн., 2021. 560 с.

References

1. Ivanova T. A., Pavlov N. N., Rubinshtein I. A. et al. [Monitoring of the radiation situation in geostationary orbit at the maximum of the 23rd cycle of solar activity]. *Fizicheskie problemy e'kologii (e'kologicheskaya fizika)*. 2001, No. 6, P. 12–20 (In Russ.).
2. Ivanov V. V., Maksimov I. A., Pervukhin A. V. et al. [Monitoring of the radiation situation on high-apogee spacecraft at the maximum of the 23rd cycle of solar activity]. *Voprosy atomnoj nauki i tekhniki. Seriya: fizika radiacionnogo vozdeystviya na radioe'lektronnyuyu apparaturu*. 2003, Vol 4, P. 39–40 (In Russ.).
3. Balashov S. V., Ivanov V. V., Maksimov I. A. [Monitoring the operating conditions of spacecraft using on-board equipment for monitoring negative factors]. *Voprosy atomnoj nauki i tekhniki. Seriya: fizika radiacionnogo vozdeystviya na radioe'lektronnyuyu apparaturu*. 2003, Vol. 4, P. 41–42 (In Russ.).
4. Testoedov N. A., Kochura S. G., Maksimov I. A. [System for monitoring the levels of impact of the space environment on spacecraft developed by JSC Information Satellite Systems]. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 4, P. 849–856 (In Russ.).
5. Wood L., Yuxuan L., Opeoluwa O. Discusses satellite constellations. Uses *SaVi*, *ns* satellite network plot scripts and *ns* path delay script. Peer-reviewed journal paper. *Journal of the British Interplanetary Society*. 2014, Vol. 67, No. 3, P. 110–118.
6. Hodson R. F., Pellish J. A., Austin R. A. et al. Avionics Radiation Hardness Assurance (RHA) Guidelines. NASA Engineering and Safety Center, NASA/TM-20210018053. 2021. Available at: <http://ntrs.nasa.gov/citation/20210018053> (accessed 12.02.2024).
7. Shumko M., Johnson A. T., Sample J. G. et al. Electron Microburst Size Distribution Derived With AeroCube-6. *J. of Geophys. Res.: Space Physics*. 2020, Vol. 125 (3), P. e2019JA027651.
8. Millan R. M., von Steiger R., Ariel M. et al. Small Satellites for Space Science. *Advances in Space Research*. 2019, Vol. 64 (8), P. 1466.

9. Hasegawa M., Mori S., Ohsugi T. et al. Radiation damage at silicon junction by neutron irradiation. *Nucl. Inst. and Meth. in Phys Res.* 2019, Vol. A277, P. 395–400.

10. Vikulin I. M., Gorbachev V. E., Kurmashev Sh. D. [Degradation of parameters of transistor temperature sensors under the influence of ionizing radiation]. *Fizika i tekhnika poluprovodnikov.* 2017, Vol. 51, Iss. 10, P. 1404–1409 (In Russ.). DOI: 10.21883/FTP.2017.10.45021.8447.

11. Rembeza S. I., Stoianov A. A. Influence of ionizing radiation from outer space on the properties of semiconductor devices // *Vestnik VSTU.* 2012. № 10-1. Available at: <https://cyberleninka.ru/article/n/vliyanie-ioniziruyushchego-izlucheniya-kosmicheskogo-prostranstva-na-svoystva-poluprovodnikovyh-priborov> (accessed 08.02.2024).

12. Industry Standard 134-1044-2007 amend. 1. Methods of the calculation of radiating conditions on-board of spacecrafts and specification of requirements for resistance of radio-electronic equipment of spacecrafts to the action of the charged particles from the space of natural origin. Moscow, 2017, 182 p. (In Russ.).

13. Nazarenko A. A., Maksimov I. A., Kochura S. G. [Possibility of unifying radiation resistance requirements for spacecraft with different operating conditions]. *Siberian Aerospace Journal.* 2023, Vol. 24, No. 1, P. 126–135 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-126-135.

14. Novikov L. S., Voronina E. N. *Vzaimodeystviye okhrannoy apparatury s okruzhayushchey sredoy* [Interaction of spacecraft with the environment]. Moscow, KDU, University book Publ., 2021, 560 p.

© Елисеев Д. В., Графодатский О. С., Иванов В. В.,
Максимов И. А., Молчанов К. В., Прокопьев В. Ю., 2024

Елисеев Денис Викторович – инженер-программист; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: eliseevdv@iss-reshetnev.ru.

Графодатский Олег Сергеевич – доктор технических наук, советник генерального директора; АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения». E-mail: grafodatskiyOS@tsniimash.ru.

Иванов Владимир Васильевич – кандидат технических наук, заместитель начальника отдела; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: ivanov@iss-reshetnev.ru.

Максимов Игорь Александрович – доктор технических наук, начальник отдела; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: mia@iss-reshetnev.ru.

Молчанов Константин Владимирович – инженер 2 категории отдела аэрокосмических исследований; Новосибирский государственный университет. E-mail: K.molchanov@nsu.ru.

Прокопьев Виталий Юрьевич – заведующий отделом аэрокосмических исследований; Новосибирский государственный университет. E-mail: vprok@cosmos.nsu.ru.

Eliseev Denis Viktorovich – Soft-engineer; JSC “Academician Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: eliseevdv@iss-reshetnev.ru.

Grafodatsky Oleg Sergeevich – Dr. Sc., Advisor to the General Director; JSC “TsNIIMASH”. E-mail: grafodatskiyOS@tsniimash.ru.

Ivanov Vladimir Vasilievich – Cand. Sc., Deputy Head of Department; JSC “Academician Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: ivanov@iss-reshetnev.ru.

Maksimov Igor Aleksandrovich – Dr. Sc., Head of Department; JSC “Academician Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: mia@iss-reshetnev.ru.

Molchanov Konstantin Vladimirovich – engineer of the 2nd category; NSU. E-mail: k.molchanov@nsu.ru.

Prokopyev Vitaly Yuryevich – Head; NSU. E-mail: vprok@cosmos.nsu.ru.
