

УДК 621.38

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-126-135

Для цитирования: 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.

For citation: Nazarenko A. A., Maksimov I. A., Kochura S. G. [Possibility of unification of requirements for radiation resistance for spacecraft with different operating conditions]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 126–135. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-126-135.

Возможность унификации требований по радиационной стойкости для космических аппаратов с различными условиями функционирования

А. А. Назаренко, И. А. Максимов, С. Г. Кочура

Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: nazarenkoaa@iss-reshetnev.ru

В течение срока активного существования (САС) на разных типах орбит космические аппараты (КА) подвергаются воздействию различных факторов космического пространства (ФКП). Основным фактором, оказывающим влияние на работоспособность радиоэлектронной аппаратуры, является ионизирующее излучение космического пространства (ИИКП).

Основной эффект, связанный с воздействием ИИКП на КА (дозовые эффекты), по своей физике определяется дозой излучения, поглощенной в комплектующих изделиях электронной компонентной базы (ЭКБ) и материалах конструкции в течение всего САС. Данным эффектом объясняются отказы в работе радиоэлектронной аппаратуры, обусловленные деградацией параметров используемых изделий ЭКБ и материалов.

Расчёт уровней воздействия поглощённых доз в зависимости от различных параметров орбиты – необходимая и важная задача для обеспечения функционирования КА в течение заданного САС, так как на основании уровней воздействия на орбите базируются расчёты радиационной стойкости.

Ключевым, с точки зрения минимизации массовой защиты и объёма испытаний критичных изделий ЭКБ, является проведение расчётов с учётом конструктивных особенностей КА и бортовой аппаратуры (БА). Кроме учёта конструкции КА и БА, важным аспектом при проведении расчётов радиационной стойкости является учёт взаимного расположения БА в составе КА.

В данной статье рассмотрена возможность унификации требований по радиационной стойкости для КА с различными орбитами функционирования и САС, а также возможность проведения унифицированного расчёта без учёта конструктивных особенностей КА, БА и взаимного расположения в составе КА.

Ключевые слова: космический аппарат, дозовые эффекты, бортовая аппаратура, срок активного существования, унификация.

Possibility of unification of requirements for radiation resistance for spacecraft with different operating conditions

A. A. Nazarenko, I. A. Maksimov, S. G. Kochura

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: nazarenkoaa@iss-reshetnev.ru

During the period of active lifetime in different types of orbits, spacecraft are exposed to various factors of outer space. The main factor influencing the performance of electronic equipment is the ionizing radiation of outer space.

The main effect associated with the impact of the ionizing radiation of outer space on the spacecraft (dose effects), in its physics, is determined by the radiation dose absorbed in the components of the electronic component base and construction materials during the entire lifetime. This effect explains the failures in the operation of radio-electronic equipment due to the degradation of the parameters used in the products of the electronic component base and materials.

Calculation of levels of exposure to absorbed doses depending on various parameters of the orbit is a necessary and important task for ensuring the functioning of the spacecraft during a given lifetime, since calculations of radiation resistance are based on the levels of exposure in orbit.

The key, from the point of view of minimizing mass protection and the scope of testing of critical electronic component base products, is to carry out calculations taking into account the design features of the spacecraft and on-board equipment. In addition to taking into account the design of the spacecraft and the spacecraft, an important aspect when calculating the radiation resistance is taking into account the relative position of the spacecraft in the spacecraft.

This article considers the possibility of unifying the requirements for radiation resistance for spacecraft with different operating orbits and lifetime, as well as the possibility of carrying out a unified calculation without taking into account the design features of the spacecraft, spacecraft and relative position within the spacecraft.

Keywords: spacecraft, dose effects, onboard equipment, lifetime, unification.

Введение

Современный опыт развития космической техники характеризуется ростом функциональной сложности БА, увеличением САС и автономности в совокупности со снижением массогабаритных характеристик. Важнейшим элементом, препятствующим успешной реализации поставленных задач и минимизации массогабаритных характеристик, является воздействие на бортовые системы КА факторов космического пространства, ключевым из которых является ИИКП [1–10].

Проведение расчётов радиационной стойкости является весьма трудоёмкой и длительной задачей, так как подразумевает под собой целый комплекс работ. В расчёте должны быть учтены все параметры, влияющие на радиационную стойкость – орбита функционирования, конструктивные особенности КА и БА. Учитывая современную тенденцию по переходу к серийному производству космических аппаратов в минимально короткие сроки, становится актуальным вопрос по унификации требований без проведения расчётов по радиационной стойкости под конкретный космический аппарат для случая заимствования бортовой аппаратуры, разработанной под один проект и адаптируемой в состав другого КА.

Методология проведения расчёта радиационной стойкости БА (дозовые эффекты и эффекты смещения)

На текущий момент большинство расчётов радиационной стойкости БА проводится с помощью специализированного программного обеспечения (ПО) с учётом разбиения на 3600 лучей. Типичные уровни поглощённых доз внутри БА с учётом защиты конструкцией БА и КА для конкретного места расположения изделий ЭКБ варьируются от 5 до 100 крад. Уровни радиационной стойкости изделий ЭКБ также находятся в пределах от 5 до 100 крад.

При этом уровень стойкости применяемых активных изделий ЭКБ должен превышать уровень воздействия с определенным коэффициентом запаса. Это положение является основополагающим при формировании выводов о радиационной стойкости БА.

Основанием для любой технической экспертизы о допуске БА к лётным испытаниям (ЛИ) в составе КА являются положительные выводы, сделанные в Расчёте (Анализе) радиационной стойкости БА.

Основные этапы при проведении расчёта:

- подготовка модели КА для расчёта с учётом конкретного места расположения БА;
- интеграция 3D-модели БА с моделью КА;
- проведение расчета уровня воздействия для изделий ЭКБ с использованием ПО для конкретной орбиты функционирования: поглощенная доза рассчитывается в выбранной точке прибора (месте расположения изделий ЭКБ), на основании толщины массовой защиты для каждого из лучей в угле 4π ср при разбиении пространства на 3600 лучей. В зависимости от сложности прибора расчёт проводится для 10–30 точек для каждой платы. Степень детализации платы, используемой для расчёта, и иллюстрация расчёта представлена на рис. 1;
- расчёт коэффициентов запаса для каждого изделия ЭКБ (путём деления уровня стойкости изделия ЭКБ на расчётный уровень воздействия);
- формирование перечня изделий ЭКБ для проведения испытаний лётных партий. Испытания проводятся для изделий ЭКБ с $K_z < 3$ либо изделий ЭКБ, по которым выявлено несоответствие уровня стойкости по техническим условиям (ТУ) (Важно: в соответствии с НТД РФ испытания должны быть проведены именно для тех дат изготовления изделий ЭКБ, которыми будет укомплектован лётный прибор);
- проведение испытаний и корректировка расчёта стойкости.

Поскольку методология расчета радиационной стойкости БА предполагает разбиение пространства на 3600 лучей, а суммарная эквивалентная защита для точки рассчитывается с учётом защиты по каждому лучу, соответственно, необходимо проведение повторного расчёта радиационной стойкости БА для каждого конкретного случая даже при незначительном изменении компоновки КА и БА.

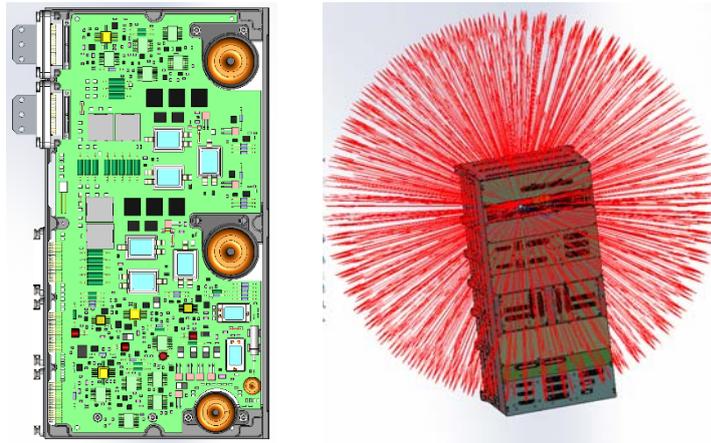


Рис. 1. Иллюстрация расчёта

Fig. 1. Calculation illustration

Требования, предъявляемые к КА

Модель воздействия, в части радиационной стойкости, зависит от орбиты функционирования и САС КА, кроме того для КА, разрабатываемых в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», требования задаются в соответствии с моделью воздействия, изложенной в НТД РФ. Требования для коммерческих КА определяются заказчиком и могут отличаться от модели, изложенной в НТД РФ, так как задаются в соответствии с международными стандартами – модель воздействия AE8-max, AP8-min [11–15].

Сравнительный график и зависимости поглощённой дозы от величины эквивалентной защиты для орбит функционирования коммерческих КА и КА, разрабатываемых в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», а также для КА с различными орбитами и САС, представлен на рис. 2 и в табл. 1–3.

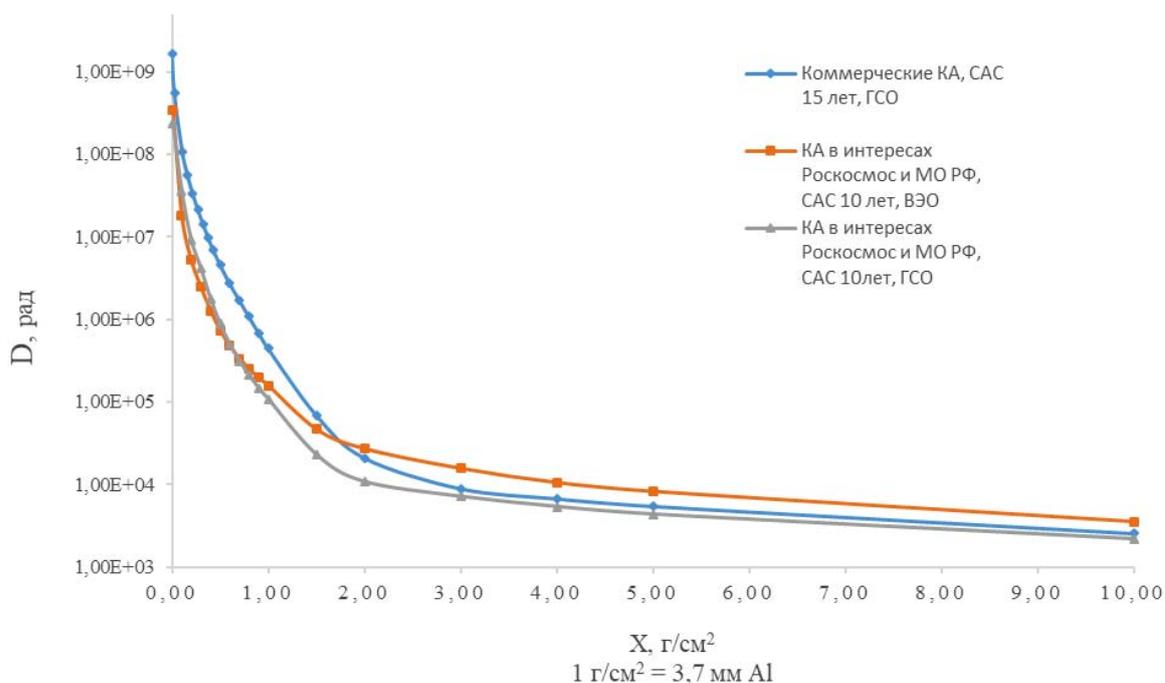


Рис. 2. Сравнительный график

Fig. 2. Comparison graph

Таблица 1

Зависимость поглощенной дозы от величины защиты за SAC 10 лет (с учётом этапа довыведения) для КА в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» в телесном угле 4π ср за сферической защитой (в соответствии с НТД РФ)

Величина защиты, $г/см^2$	Поглощенная доза, рад (суммарная доза)
0,01	2,32E+08
0,1	3,60E+07
0,2	9,14E+06
0,5	8,78E+05
0,8	2,10E+05
0,9	1,47E+05
1	1,08E+05
5	4,36E+03
8	2,76E+03
9	2,44E+03
10	2,18E+03

Таблица 2

Зависимость поглощенной дозы от величины защиты за SAC 15 лет для коммерческих КА в телесном угле 4π ср за сферической защитой (модель NASA AE8, AP8)

Величина защиты, $г/см^2$	Поглощенная доза, рад (суммарная доза)
2,70E-03	1,66E+09
2,70E-02	5,48E+08
1,08E-01	1,08E+08
4,86E-01	4,97E+06
6,08E-01	2,62E+06
6,75E-01	1,91E+06
1,01E+00	4,15E+05
1,08E+00	3,10E+05
1,15E+00	2,33E+05

Окончание табл. 2

Величина защиты, г/см ²	Поглощенная доза, рад (суммарная доза)
1,55E+00	5,93E+04
2,03E+00	1,99E+04
2,09E+00	1,76E+04
2,16E+00	1,60E+04
2,23E+00	1,46E+04
2,70E+00	9,95E+03
2,97E+00	9,00E+03
3,24E+00	8,21E+03
3,51E+00	7,59E+03
4,05E+00	6,64E+03
5,40E+00	5,02E+03
1,35E+01	1,76E+03

Таблица 3

Зависимость поглощенной дозы (для сферической геометрии защиты) от величины защиты для САС 10 лет для КА в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» в телесном угле 4π ср (в соответствии с НТД РФ)

Величина защиты, г/см ²	Поглощенная доза, рад (суммарная доза)
0,01	3,40E+08
0,1	1,82E+07
0,2	5,20E+06
0,3	2,47E+06
0,4	1,27E+06
0,5	7,39E+05
0,6	4,79E+05
0,7	3,36E+05
0,8	2,53E+05
0,9	1,96E+05
1	1,58E+05
1,5	4,67E+04
2	2,71E+04
3	1,56E+04
4	1,05E+04
5	8,21E+03
10	3,53E+03

Анализируя данные, представленные на рис. 2 и в табл. 1–3, можно сделать вывод, что в диапазоне защит 0,01–1,5 г/см² (0–5,5 мм Al) уровни воздействия по международной модели АЕ8, АР8 (коммерческие КА) в несколько раз (от 3 до 6) превосходят уровни воздействия по модели НТД РФ для ГСО и ВЭО, соответственно. В диапазоне защит 2–10 г/см² (7,4–37 мм Al) требования для орбиты функционирования ВЭО по НТД РФ в 1,5–2,5 раза превышают требования для коммерческих КА. Соответственно, для унификации требований по радиационной стойкости для вышеуказанных КА необходимо сформировать требования, исходя из максимальных значений поглощённых доз для всех диапазонов защит:

0,01–1,5 г/см² – модель АЕ8, АР8 (коммерческие КА);

2–10 г/см² – модель НТД РФ (КА в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», ВЭО, САС 10 лет).

Унифицированные требования (огibaющая) представлены на рис. 3 и табл. 4.

В качестве унифицированных требований по эффектам смещения допустимо использовать требования для КА в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», ВЭО, САС 10 лет.

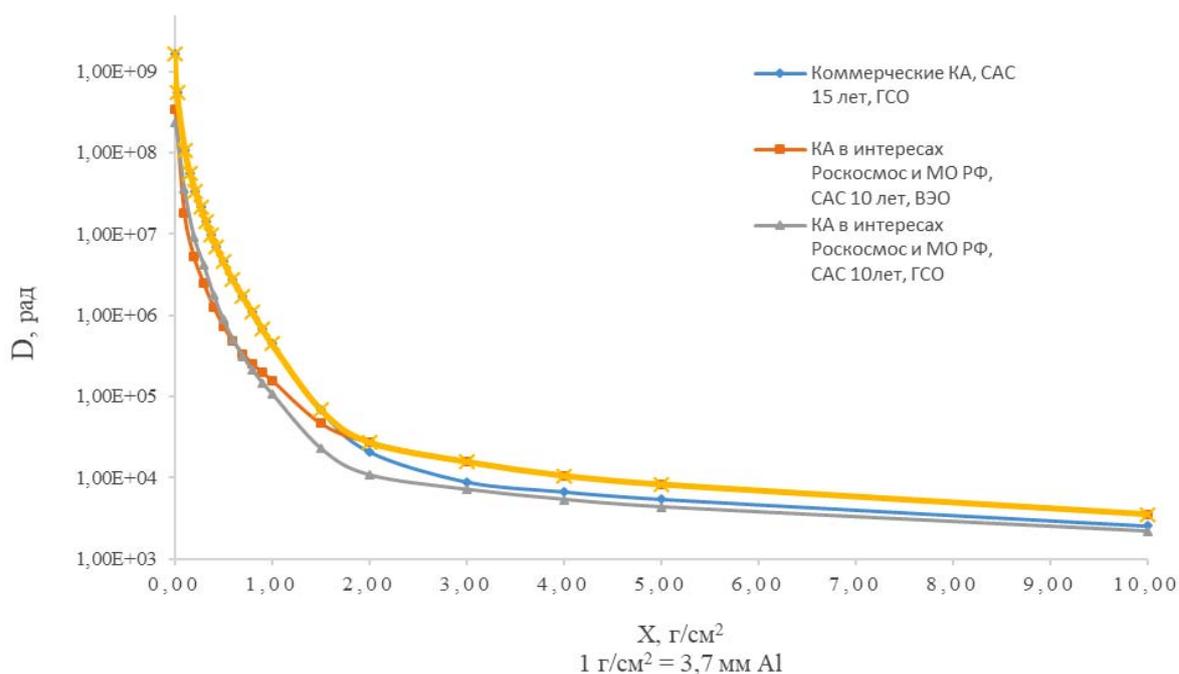


Рис. 3. Унифицированные требования

Fig. 3. Unified requirements

Таблица 4

Зависимость поглощенной дозы от величины защиты (унифицированная для КА «Экспресс-РВ», КА «Экспресс-АМУ4», КА «Ямал-501», КА «Луч-5ВМ») в телесном угле 4π ср

Величина защиты, г/см ²	Поглощенная доза, рад (суммарная доза)
0,0027	1,66E+09
0,0270	5,48E+08
0,108	1,08E+08
0,162	5,66E+07
0,216	3,36E+07
0,270	2,14E+07
0,324	1,42E+07
0,378	9,72E+06
0,432	6,85E+06
0,500	4,62E+06
0,600	2,73E+06
0,700	1,71E+06
0,800	1,08E+06
0,900	6,88E+05
1,000	4,46E+05
1,500	6,94E+04
2,000	2,71E+04
3,000	1,56E+04
4,000	1,05E+04
5,000	8,21E+03
10,000	3,53E+03

Унифицированный расчёт

В виду различия в конструкции и компоновки КА, унификация требования по радиационной стойкости не является гарантией соответствия стойкости БА в составе конкретного КА. Единственный вариант, при котором БА может быть заимствована на другой КА без проведения

полноценного радиационного расчёта под конкретный КА, когда для БА проведён упрощённый расчёт, в результате которого получены положительные результаты.

Существует несколько способов проведения упрощённого расчёта:

1) расчёт с использованием упрощенной модели КА и унифицированных требований (для БА, расположенной внутри негерметичного приборного отсека (НГПО)): используется подробная 3D модель БА и упрощенная модель КА (в виде коробки с минимальной эквивалентной защитой одинаковой со всех сторон (0,8 мм Al), без учёта конкретного места расположения БА и экранирования соседней БА).

Достоинства: расчёт может быть использован для любого КА.

Недостатки: требуются изделия ЭКБ с высоким уровнем стойкости (порядка 100 крад), увеличивается объём радиационных испытаний изделий ЭКБ (по отношению к расчёту, проведённому с учётом реальной конструкции КА и экранированием соседней БА, так как увеличится количество изделий ЭКБ с $K_z < 3$), при недостаточности уровня стойкости изделий ЭКБ для обеспечения $K_z \geq 1$ потребуются доработка БА и увеличение массы (которой можно было бы избежать, если учесть экранирование соседней БА и реальную конструкцию КА). Такой метод расчёта применим только для вновь разрабатываемой БА, так как при разработке КД сразу учитываются необходимые доработки конструкции БА, учитывающие размещение наименее стойкого изделия ЭКБ, и устанавливается локальная защита на уровне изделий ЭКБ.

Кроме того, отсутствие в настоящее время достаточного количества типоминиалов изделий ЭКБ с уровнем радиационной стойкости порядка 100 крад приведет к необходимости увеличения минимальной эквивалентной защиты в несколько раз;

2) без учёта защиты конструкцией КА с использованием унифицированных требований (для БА, расположенной снаружи НГПО): расчёт проводится с использованием подробной 3D-модели БА без учёта какой-либо защиты со стороны КА.

Достоинства: расчёт может быть использован для любого КА.

Недостатки: требуются изделия ЭКБ с высоким уровнем стойкости (200–300 крад и выше) либо увеличение толщины собственного корпуса БА (5 мм и выше) и установка локальной защиты на изделия ЭКБ; увеличивается объём испытаний (по отношению к расчёту, проведённому с учётом защиты конструкцией КА и экранированием соседней БА, так как увеличится количество изделий ЭКБ с $K_z < 3$), при недостаточности уровня стойкости изделий ЭКБ для обеспечения $K_z \geq 1$ потребуются доработка БА и увеличение массы (которой можно было бы избежать, если учесть экранирование соседней БА и конструкцию КА);

3) с учётом защиты со стороны посадочной плоскости (для БА, расположенной снаружи НГПО): для расчёта используется подробная 3D-модель БА и минимальная эквивалентная защита со стороны посадочной плоскости.

Достоинства: расчёт может быть использован для любого КА.

Недостатки: требуются изделия ЭКБ с высоким уровнем стойкости (100 крад и выше) либо увеличение толщины собственного корпуса БА и установка локальной защиты на изделия ЭКБ, увеличивается объём испытаний (по отношению к расчёту проведённому с учётом защиты конструкцией КА и экранированием соседней БА, так как увеличится количество изделий ЭКБ с $K_z < 3$), при недостаточности уровня стойкости изделий ЭКБ для обеспечения $K_z \geq 1$ потребуются доработка БА и увеличение массы (которой можно было бы избежать, если учесть экранирование соседней БА и конструкцию КА).

Заключение

Проведенный анализ показал, что унификация требований по радиационной стойкости (дозовые эффекты, эффекты смещения) возможна, однако, учитывая, что для различных КА требования отличаются до 6 раз, а также в соответствии с нормативными документами, критерием проведения испытаний изделий ЭКБ является обеспечение трёхкратного коэффициента запаса. Это приведёт к необоснованному увеличению объёма испытаний и массовой защиты.

Заимствование БА без проведения полноценного расчёта радиационной стойкости под конкретный КА возможно только в том случае, если изначально проведён упрощённый расчёт с использованием унифицированных требований (без учёта реального размещения БА в КА). При этом, не зависимо от того, каким образом был проведён расчёт стойкости, необходимо проведение испытаний лётных партий. В соответствии с НТД РФ, испытания должны быть проведены именно для тех дат изготовления изделий ЭКБ, которыми будет укомплектован лётный прибор (с учётом допустимой периодичности).

Упрощенный расчёт имеет следующие недостатки:

1. Требуются изделия ЭКБ с высоким уровнем стойкости (100 крад и более, что не всегда реализуемо).
2. Значительно увеличивается объём испытаний (так как увеличивается количество изделий ЭКБ с $K_z < 3$), при этом суммарная стоимость проведения испытаний всех изделий ЭКБ значительно превышает стоимость проведения полноценного расчёта для конкретного КА.
3. При недостаточности уровня стойкости изделий ЭКБ потребуются доработка БА и увеличение массы для введения дополнительной радиационной защиты (которой можно было бы избежать, если учесть экранирование соседней БА в реальной конструкции КА).
4. Для минимизации массы БА и расходов на проведение испытаний изделий ЭКБ, расчёт стойкости БА предпочтительнее проводить с учётом защиты элементами реальной конструкции БА и КА, конкретного места расположения БА и изделий ЭКБ и требований для заданных орбит функционирования и САС.

Библиографические ссылки

1. Максимов И. А. Проблемы обеспечения надежного функционирования современных космических аппаратов в условиях дестабилизирующего воздействия факторов космического пространства и факторов техногенного характера // Вестник СибГАУ. 2010. Вып. 4(30). С. 100–102.
2. Максимов И. А., Кочура С. Г. Исследование влияния факторов космического пространства и техногенных факторов на космические аппараты, разработка методов и средств защиты : монография / СибГАУ им М.Ф. Решетнева. Красноярск, 2011. 182 с.
3. Мониторинг радиационной обстановки на геостационарной орбите в максимуме 23-го цикла солнечной активности / Т. А. Иванова, Н. Н. Павлов, С. Я. Рейзман и др. // Физические проблемы экологии : материалы 3-й Всеросс. науч. конф. 22–24 мая 2001 г., МГУ, Москва, 2001. Т. 6. С. 8.
4. Контроль радиационной обстановки на высокоапогейных КА / Н. А. Власова, И. В. Гецелев, Т. А. Иванова и др. // Электризация космических аппаратов и совершенствование их антистатической защиты как средства увеличения надежности и сроков активного существования : материалы V межотрасл. науч.-техн. конф. 16–17 мая, ЦНИИмаш, г. Королев, 2002 г. С. 1.
5. Моделирование и мониторинг радиационной обстановки в магнитосфере Земли на высокоапогейных космических аппаратах / Э. Н. Сосновец, М. И. Панасюк, Н. А. Власова и др. // Солнечно-земная физика : материалы конф. по физике солнечно-земных связей. 24–29 сентября 2001, Иркутск, 2002. Т. 2 (115). С. 1.
6. Создание системы мониторинга внешних воздействующих факторов, возникающих в результате функционирования КА / И. А. Максимов, Ю. М. Прокопьев, В. В. Хартов и др. // Материалы 4 междунар. аэрокосмич. конгр., 18–23 августа 2003, Москва. С. 1.
7. Новиков Л. С. Современное состояние и перспективы исследований взаимодействия космических аппаратов с окружающей средой // Модель Космоса. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование КА. М. : КДУ, 2007. 1144 с.
8. Rantanen R. O., Bareiss L. E., Ress E. B. Determination of Space Vehicle Contamination // Proc. Of Centre National D'Etudes Spatiales Symposium on Evaluation of Space Environment on Materials, held at Toulouse. France. P. 211–232.

9. Тестоедов Н. А., Кочура С. Г., Максимов И. А. Исследование механизмов и уровней воздействия космической среды на космический аппарат // Вестник СибГАУ. 2016. № 6. С. 77–90.
10. Внешний радиационный пояс релятивистских электронов в минимуме 23-го цикла солнечной активности / Л. В. Тверская, С. В. Балашов, Н. Н. Веденькин и др. // Геомагнетизм и аэрономия. 2012. Т. 52, № 6. С. 779–784.
11. Xapsos M. A., O'Neill P. M., O'Brien T. P. Near-Earth Space Radiation Models // IEEE Trans. Nucl. Sci. 2013. Vol. 60, No. 3. P. 1691–1705.
12. Sawyer D. M., Vette J. I. AP-8 Trapped Proton Environment for Solar Maximum and Solar Minimum. NASA-TM-X-72605. NSSDC/WDC-A-R&S 76-06. 1976.
13. Vette J. I. Trapped Radiation Environment Model Program (1964–1991). NSSDC/WDC-A-R&S 91-29. November, 1991.
14. Vette J. I. The AE-8 Trapped Electron Model Environment. NSSDC/WDC-A-R&S 91-24, 1991.
15. AE9, AP9 and SPM: New Models for Specifying the Trapped Energetic Particle and Space Plasma Environment / G. P. Ginot, T. P. O'Brien, S. L. Huston et al. // Space Sci. Rev 2013. Vol. 179. P. 579–615.

References

1. Maksimov I. A. [Problems of ensuring the reliable functioning of modern spacecraft in conditions of the destabilizing effect of space factors and man-made factors]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 4(30), P. 100–102. (In Russ.).
2. Maksimov I. A., Kochura S. G. *Issledovanie vliyaniya faktorov kosmicheskogo prostranstva i tekhnogennykh faktorov na kosmicheskie apparaty, razrabotka metodov i sredstv zashchity* [Study of the influence of space factors and man-made factors on spacecraft, development of methods and means of protection]. Krasnoyarsk, 2011, 182 p.
3. Ivanova T. A., Pavlov N. N., Reyzman S. Ya. [Monitoring of the radiation situation in the geostationary orbit at the maximum of the 23rd solar cycle] *Materialy 3-y Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii "Fizicheskie problemy ekologii"* [Materials of the 3rd All-Russian Scientific Conference "Physical Problems of Ecology"]. Moscow, 2001, Vol. 6, P. 8. (In Russ.).
4. Vlasova N. A., Getselev I. V., Ivanova T. A. [Monitoring the radiation situation on high-apogee spacecraft]. *Materialy V mezhotraslevoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Elektrizatsiya kosmicheskikh apparatov i sovershenstvovanie ikh antistaticheskoy zashchity kak sredstva uvelicheniya nadezhnosti i srokov aktivnogo sushchestvovaniya"* [Materials of the V interdisciplinary scientific and technical conference "Electrification of spacecraft and improvement of their antistatic protection as a means of increasing the reliability and terms of active existence"]. Korolev, 2002, P. 1 (In Russ.).
5. Sosnovets E. N., Panasyuk M. I., Vlasova N. A. [Modeling and monitoring of the radiation situation in the Earth's magnetosphere on high-apogee spacecraft]. *Materialy konferentsiya po fizike solnechno-zemnykh svyazey "Solnechno-zemnaya fizika"* [Materials conference on the physics of solar-terrestrial relations "Solar-terrestrial physics"]. Irkutsk, 2002, Vol. 2 (115), P. 1 (In Russ.).
6. Maksimov I. A., Prokop'ev Yu. M., Khartov V. V. [Creation of a monitoring system for external influencing factors arising from the operation of the spacecraft]. *Materialy Chetvertogo mezhdunarodnogo aerokosmicheskogo kongressa* [Materials of the Fourth International Aerospace Congress]. Moscow, 2003, P. 1 (In Russ.).
7. Novikov L. S. *Sovremennoe sostoyanie i perspektivy issledovaniy vzaimodeystviya kosmicheskikh apparatov s okruzhayushchey sredoy. Model' Kosmosa, vos'moe izdanie. Tom 2. Vozdeystvie kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovanie KA* [Current state and prospects of research into the interaction of spacecraft with the environment, Introduction, Model of the Cosmos, eighth edition. Vol. 2. The impact of the space environment on materials and equipment of the spacecraft]. Moscow, 2007.

8. Rantanen R. O., Bareiss L. E., Ress E. B. Determination of Space Vehicle Contamination. *Proc. Of Centre National D'Etudes Spatiales Symposium on Evaluation of Space Environment on Materials, held at Toulouse. France.* P. 211–232.
9. Testoyedov N. A., Kochura S. G., Maksimov I. A. [Study of the mechanisms and levels of the impact of the space environment on the spacecraft]. *Vestnik SibGAU.* 2016, No. 6, P. 77–90 (In Russ.).
10. Tverskaya L. V., Balashov S. V., Veden'kin N. N. et al. [Outer radiation belt of relativistic electrons in the 23rd solar cycle minimum]. *Geomagnetizm i aeronomiya.* 2012, Vol. 52, No. 6, P. 779–784 (In Russ.).
11. Xapsos M. A., O'Neill P. M., O'Brien T. P. Near-Earth Space Radiation Models. *IEEE Trans. Nucl. Sci.* 2013, Vol. 60, No. 3, P. 1691–1705.
12. Sawyer D. M., Vette J. I. AP-8 Trapped Proton Environment for Solar Maximum and Solar Minimum. NASA-TM-X-72605. NSSDC/WDC-A-R&S 76-06, 1976.
13. Vette J. I. Trapped Radiation Environment Model Program (1964–1991). NSSDC/WDC-A-R&S 91-29. November, 1991.
14. Vette J. I. The AE-8 Trapped Electron Model Environment. NSSDC/WDC-A-R&S 91-24, 1991.
15. Ginet G. P., O'Brien T. P., Huston S. L. et al. AE9, AP9 and SPM: New Models for Specifying the Trapped Energetic Particle and Space Plasma Environment. *Space Sci. Rev.* 2013, Vol. 179, P. 579–615.

© Назаренко А. А., Максимов И. А., Кочура С. Г., 2023

Назаренко Антон Александрович – начальник сектора; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: nazarenkoa@iss-reshetnev.ru.

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

Кочура Сергей Григорьевич – кандидат технических наук, заместитель генерального конструктора по электрическому проектированию и системам управления КА; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: kochura@iss-reshetnev.ru.

Nazarenko Anton Aleksandrovich – head of the sector; Joint-stock company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: nazarenkoa@iss-reshetnev.ru, Phone 8(3919)73-51-89;

Maximov Igor Aleksandrovich, – Cand. Sc., head of department; Joint-stock company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: mia@iss-reshetnev.ru. Phone 8(3919)76-48-88;

Kochura Sergey Grigor'evich – Dr. Sc., deputy general designer; Joint-stock company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: kochura@iss-reshetnev.ru.
