

DOI: <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2021.10.11>

УДК: 537.591

ОЦЕНКА И АНАЛИЗ РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НА КРЕМНИЕВОЙ ОСНОВЕ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ НАНОСПУТНИКА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ СОЛНЕЧНО-СИНХРОННОЙ ОРБИТЫ

С. В. Цаплин, С. А. Болычев

**Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва
443068, г. Самара, Московское шоссе, 34**

Статья поступила в редакцию 10 октября 2021 г.

Аннотация. В работе приводятся результаты расчёта по исследованию влияния ионизирующего, тормозного излучений на функционирование, бортовой аппаратуры наноспутника. Приводится сравнительный анализ результатов расчёта удельных ионизационных, радиационных потерь энергии протонов (от 0.1 до 400 МэВ) и электронов (от 0.04 до 7 МэВ), а также их длины пробега в алюминии, полученные по формулам различных авторов, а также из базы данных материалов Национального института стандартов и технологий. По результатам анализа вычисляется годовая доза в алюминиевой конструкции наноспутника SamSat – ION находящейся на круговой солнечно-синхронной орбите (ССО). В основе всех расчётов используются данные энергетических спектров протонов и электронов ССО приведённые в информационной системе Spenvis (Европейское космическое агентство). Получены результаты расчёта интегральных потоков в алюминии при воздействии протонов и электронов круговой ССО для различных толщин и показана доля прошедших частиц в приближении однослойной стопы. Проведена оценка радиационной стойкости радиоэлектронных элементов ISL70321SEH, ISL73321SEH и Virtex - 4QV, Virtex -5QV в приближении двухслойной стопы входящих в состав БРЭА SamSat – ION для различных толщин Si и её возможности функционирования в течение года.

Ключевые слова: ионизационные, радиационные потери, тормозное излучение, поглощённая, эквивалентная доза, радиационные пояса Земли, радиационная защита, радиационная стойкость, радиоэлектронные элементы, бортовая аппаратура, малые космические аппараты

Abstract. The paper presents the results of a calculation to study the influence of ionizing, bremsstrahlung radiation on the functioning of a nanosatellite. A comparative analysis of the results of calculating the specific ionization and radiation energy losses of protons (from 0.1 to 400 MeV) and electrons (from 0.04 to 7 MeV), as well as their path lengths in aluminum according to the formulas of various authors and the database of materials of the National Institute of Standards and Technologies is presented. Based on the analysis results, the annual dose in the aluminum structure of the SamSat-ION nanosatellite in a circular sun-synchronous orbit (SSO) is calculated. All calculations are based on the data of the energy spectra of protons and electrons of the SSO given in the "Information system Spenvi of the European Space Agency". The results of calculating the integral fluxes in aluminum under the action of protons and electrons of a circular SSO for different thicknesses are obtained, and the fraction of passed particles is shown in the approximation of a single-layer stack. Estimation of the radiation resistance of the electronic elements ISL70321SEH, ISL73321SEH and Virtex - 4QV, Virtex -5QV included in the SamSat - ION in the approximation of a double-layer stack was made for various thickness of Si and its ability to operate during the year

Key words: Ionization, radiation losses, bremsstrahlung, absorbed, equivalent dose, radiation belts of the Earth, radiation protection, radio electronic elements, onboard equipment, small spacecraft

Введение.

Малые космические аппараты (МКА) функционируют в условиях воздействия потоков электронов и ионов в широком диапазоне энергий (0.001 – 105 МэВ) солнечной, космической радиации входящих в состав радиационных поясов Земли (РПЗ), солнечных космических лучей (СКЛ) и галактических

космических лучей (ГКЛ), которые относят к основным составляющим ионизирующего излучения (ИИ) космического пространства (КП), или космической радиации, что является одной из главных причин возникновения отказов в работе блоков радиоэлектронной аппаратуры (БРЭА) КА и уменьшения сроков активного существования аппаратов [1, 2].

Безотказность элементной базы, состоящей из тысяч компонентов, и электронной компонентной базы, в составе которой несколько миллионов транзисторных структур радиоэлектронной бортовой аппаратуры, определяет гарантийный срок службы КА [4, 5-9]. При этом требуется обеспечение радиационной устойчивости электронно-компонентной базы (ЭКБ) при ограниченной потребляемой мощности и массогабаритных характеристиках. Известно [10, 11], что гарантийный срок пребывания КА на околоземной орбите или при межпланетном полете зависит от выбора условий эксплуатации, применения радиационно-стойких электронных компонент в составе бортовой радиоэлектронной аппаратуры и методики испытания, прогнозирования. На материалы и элементы оборудования, находящиеся на поверхности КА, значительное радиационное воздействие оказывают также электроны и ионы горячей магнитосферной плазмы с энергиями $\sim 1 - 100$ кэВ. В зависимости от условий эксплуатации КА на орбите интенсивность космической радиации различна.

Известно [2-4], что в околоземном пространстве МКА подвергается воздействию ионизирующего излучения (ИИ), которое представляет собой поток первичных заряженных частиц (электроны, протоны и тяжёлые заряженные частицы), и вторичных частиц – результата ядерных превращений, связанных с первичными частицами. В результате воздействия ИИ на бортовую радиоэлектронную аппаратуру вследствие ионизационных и ядерных потерь энергии первичных и вторичных частиц в чувствительных элементах наблюдаются различные сбои и отказы [3, 4].

Наибольшее предпочтение для выбора условия эксплуатации МКА отдают низким околоземными круговым и эллиптическим ССО [4, 12].

Целесообразность и привлекательность солнечно-синхронных орбит для движения МКА обусловлены линией светораздела, которая отделяет освещённую часть от неосвещённой части Земли – за счёт постоянного движения МКА в дневной области, что приводит к эффективному использованию солнечных батарей. ССО, орбита ИСЗ, имеющая постоянную ориентацию относительно Солнца, используется для съёмок объектов на поверхности Земли при решении задач дистанционного зондирования Земли и проведения экспериментов по обнаружению космического мусора, исследованию процессов, происходящих на Солнце.

1. Основные эффекты, влияющие на работоспособность бортовой радиоэлектронной аппаратуры.

Основные эффекты, образующиеся в результате воздействия ионизирующего излучения (ИИ) на радиоэлектронную аппаратуру (РЭА), связаны с ионизационными и ядерными потерями энергии первичных и вторичных частиц в активных и пассивных областях полупроводниковых приборов (ПП) и интегральных схем (ИС), входящих в состав РЭА [2, 3, 13]. Эти эффекты могут вызвать параметрический отказ ПП и ИС вследствие накопления дозы ИИ, а также возникновение одиночных сбоев и отказов от воздействия отдельных высокоэнергетических ядерных частиц. Кроме того, могут наблюдаться: изменение прозрачности оптических сред (радиационное окрашивание и растрескивание оптических стекол); световые помехи в оптико-электронной аппаратуре вследствие радиолюминесценции и воздействия ядер космических излучений в оптических деталях; пробой и растрескивание изолирующих материалов вследствие электризации диэлектриков и протекания радиационно-стимулированных химических реакций; уменьшение мощности источников питания из-за деградации солнечных батарей [1].

Таким образом, на функционирование РЭА КА воздействует много различных факторов, каждый из которых может вызвать сбой или отказ всей системы, и в общем случае необходимо принимать во внимание все

действующие факторы, однако влияние двух первых из перечисленных факторов (ионизирующее излучение и космическая плазма) является преобладающим.

Воздействие корпускулярных частиц на поверхность КА приводит к образованию вторичных частиц, излучения, которые могут привести к сбою, отказу бортовой радиоэлектронной аппаратуры (БРЭА) [4, 11, 14, 15]. Например, защита солнечных батарей обеспечивается радиационно-стойким стеклом. Однако поглощённая доза в стекле, вызванная воздействием корпускулярных частиц, накапливается и может привести к изменению работоспособности БРЭА. Для разработки аппаратуры, способной устойчиво и длительно работать в условиях высокого уровня радиации, необходимо знание состава ионизирующего излучения, его энергетического, пространственного распределения и механизмов воздействия на электронные компоненты, а также конструкционные и электроизоляционные материалы. Исследование влияния поглощённой дозы на БРЭА является актуальной задачей, поскольку такой прогноз особенно очевиден при полётах не только в пределах магнитосферы Земли, но и за её пределами, когда космический аппарат пересекает радиационные пояса, в которых интенсивность ионизирующих излучений со временем изменяется в десятки и сотни раз [14].

Результаты исследований [2, 3, 13, 14] показывают, что воздействие ИИ на электронные блоки бортовой аппаратуры КА приводит к изменению состояния электронного компонента, вызванному одной частицей ионизирующего излучения (ион, фотон, протон, нейтрон и т.д.), которая сталкивается с чувствительным узлом системы, таким как микропроцессор, полупроводниковая память или мощный транзистор. Изменение состояния происходит из-за возникновения свободного заряда, который появляется в результате ионизации внутри или рядом с чувствительным узлом системы или логическим элементом, таким как бит памяти. В итоге устройство выдаёт ошибку. Исследование радиационной стойкости радиоэлектронных компонент БРЭА является актуальной задачей не только сегодняшнего дня, но и на будущее, поскольку

элементная база постоянно совершенствуется и создаётся на новой технологической основе.

Эффекты, оказывающие негативное влияние на материалы БРЭА МКА при воздействии космической радиации, можно разделить на два класса: эффекты, обусловленные суммарной поглощённой дозой радиации и эффекты, обусловленные мощностью поглощённой дозы [10, 16-19]. Дозовые эффекты проявляются в постепенной деградации полупроводниковых и диэлектрических материалов в первую очередь. К эффектам, обусловленным мощностью дозы, также можно отнести эффекты от воздействия на радиоэлектронные элементы бортового оборудования одиночных заряженных частиц. Наличие одиночного сбоя определяется линейными потерями энергии (ЛПЭ) частицы в объёме чувствительного элемента.

В рамках данной работы специальное рассмотрение одиночных сбоев не проводится, однако используемые расчётные методы позволяют вычислять спектры ЛПЭ и исследовать эффекты воздействия одиночных частиц.

Помимо дозовых эффектов существует и другой механизм воздействия космической радиации, связанный с накоплением объёмного заряда в диэлектрических элементах конструкции КА, что может стать причиной сбоя электроники КА, нарушения передачи сигналов и т.д.

Целью дальнейших исследований является обеспечение защиты БРЭА от воздействия: ионизирующего, радиационного, тормозного излучений на внешнюю конструкцию наноспутника SamSat-ION при его эксплуатации на круговой ССО.

2. Постановка задачи.

Конструкция наноспутника массогабаритными размерами соответствующему стандарту CubeSat 3U выполнена из алюминиевого материала различной толщины. На внешней поверхности наноспутника расположены фотоэлектрические преобразователи, датчики освещённости для определения положения по отношению к Солнцу.

Для изучения влияния на работоспособность БРЭА оценим потоки протонов и электронов круговой ССО.

Спектральные энергетические спектры, протонов электронов радиационных поясов Земли для круговой ССО вычислялись с помощью программного обеспечения Spenvis Европейского космического агентства (ЕКА) [20], результаты расчетов приведены на рис. 1-5.

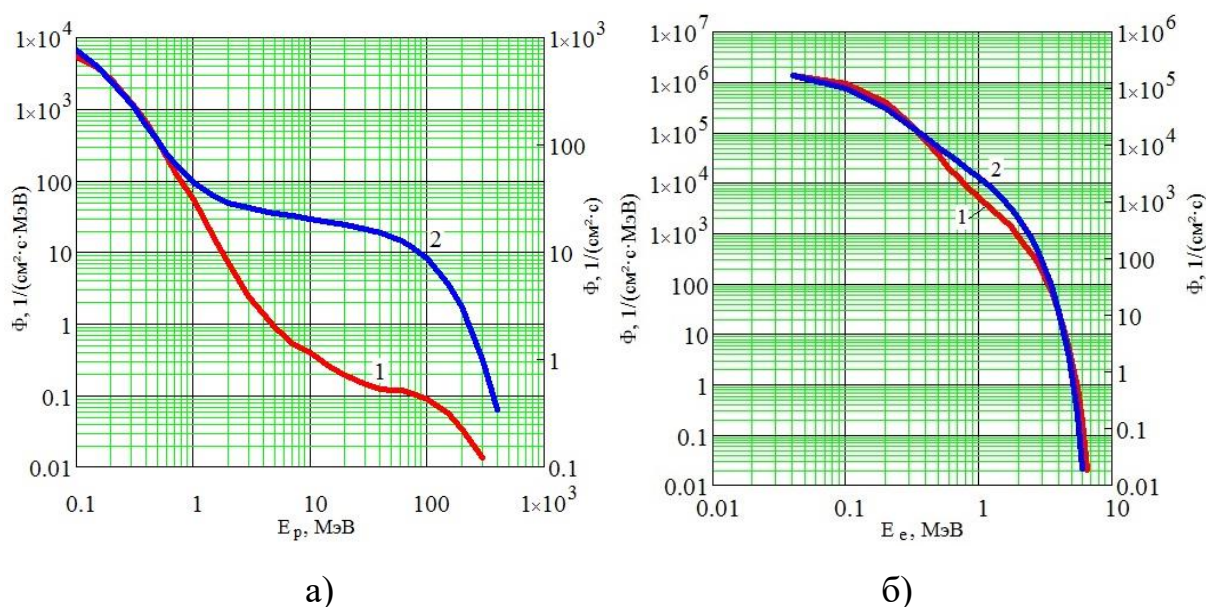


Рис. 1. Потоки протонов и электронов ССО 1–дифференциальный, 2–интегральный.

В соответствии с данными о радиационных поясах Земли, представленными на рис. 3-5, наноспутник SamSat – ION, находясь в околоземном пространстве на ССО, испытывает влияние ионизирующего излучения (ИИ), которое представляет собой потоки первичных заряженных частиц: протоны с энергиями от 0.1 до 400 МэВ; электроны с энергиями от 0.04 до 7 МэВ.

При этом годовой флюенс протонов находится в интервале от 10^7 до $2.5 \cdot 10^{10}$ см^{-2} , а электронов – от $6 \cdot 10^5$ до $5.3 \cdot 10^{12}$ см^{-2} . Соответствующие распределения потоков частиц по энергиям представлены на рис. 1.

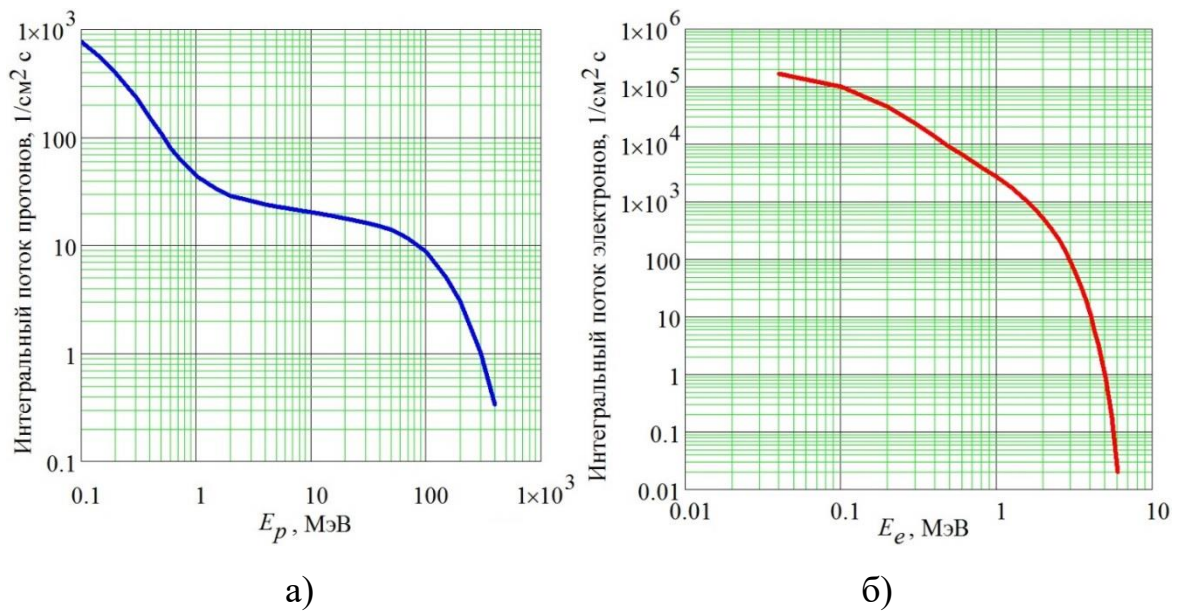


Рис. 2. Интегральные потоки ССО: а) протонов и б) электронов.

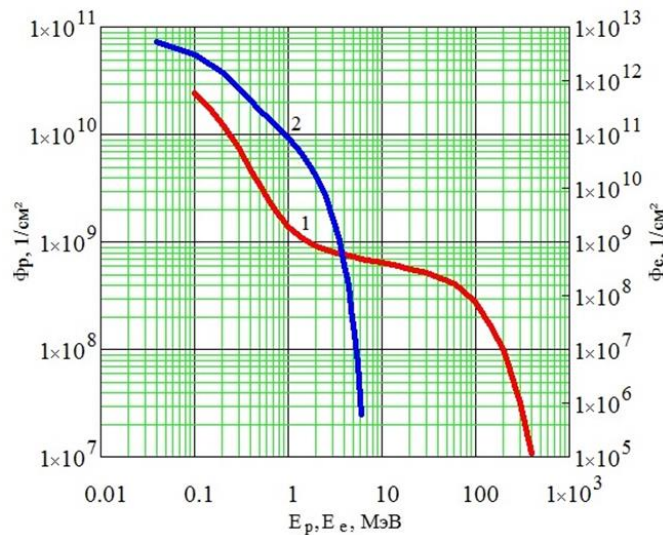


Рис. 3. Годовые флюенсы ССО: 1 – протоны; 2 – электроны.

В данной работе исследуются воздействия потоков протонов с энергиями от 0.1 до 400 МэВ, электронов с энергиями от 0.04 до 7 МэВ и соответствующие годовые флюенсы протонов в интервале от 10^7 до $2.5 \cdot 10^{10} \text{ см}^{-2}$, и электронов – от $6 \cdot 10^5$ до $5.3 \cdot 10^{12} \text{ см}^{-2}$ на алюминиевую конструкцию, расположенную на внешней поверхности наноспутника в соответствии с его условиями эксплуатации на круговой солнечно-синхронной орбите (ССО) на орбите 510 км, с наклоном 97.447° , периодом обращения – 94.74 мин и апоцентром – 516.2 км. Выбор круговой ССО обусловлен тем, что наноспутник при движении по орбите в основном будет находиться под естественным радиационным поясом Земли (ЕРПЗ) и хорошо защищён от солнечных космических лучей (СКЛ)

геомагнитным полем [21]. По данным этих потоков проводилась оценка радиационной стойкости материалов конструкции SamSat–ION. Поскольку в основе конструкционного материала используется в основном алюминий, то этот материал будет предметом дальнейших исследований по обеспечению защиты при воздействии потоков протонов и электронов в широком диапазоне энергий ССО.

3. Оценка радиационной стойкости.

Удельные ионизационные и радиационные потери энергии электронов и протонов круговой ССО в соответствии с данными программы потоков (рис. 1, 3) Spenvis ЕКА в алюминиевой конструкции наноспутника SamSat–ION толщиной: 0.5, 1, 1.5 мм определялись по формулам приведённых в работах [22, 23]. Пробеги электронов и протонов с начальной кинетической энергией E_0 , движущихся в алюминии определялись, как длина пути, который они проходят до полной остановки, и рассчитывались по формуле

$$R_i(E_0) = \int_0^{E_0} \left(-\frac{dE}{dx} \right)^{-1} dE, \quad (1)$$

где $i = e, p$ – электроны, протоны соответственно; $\left(\frac{dE}{dx} \right) = \sum_i \left(\frac{dE_i}{dx} \right)_{\text{ион}} + \left(\frac{dE_i}{dx} \right)_{\text{рад}}$ – суммарные потери энергии.

Были вычислены ионизационные, радиационные и суммарные потери (рис. 4-5), а также длина пробега протонов и электронов в алюминии для диапазона энергий круговой ССО. Также было проведено сравнение полученных результатов с результатами расчётов по формулам других авторов [25-26] и данными базы данных по материалам NIST [27], результаты расчётов представлены на рис. 6-8.

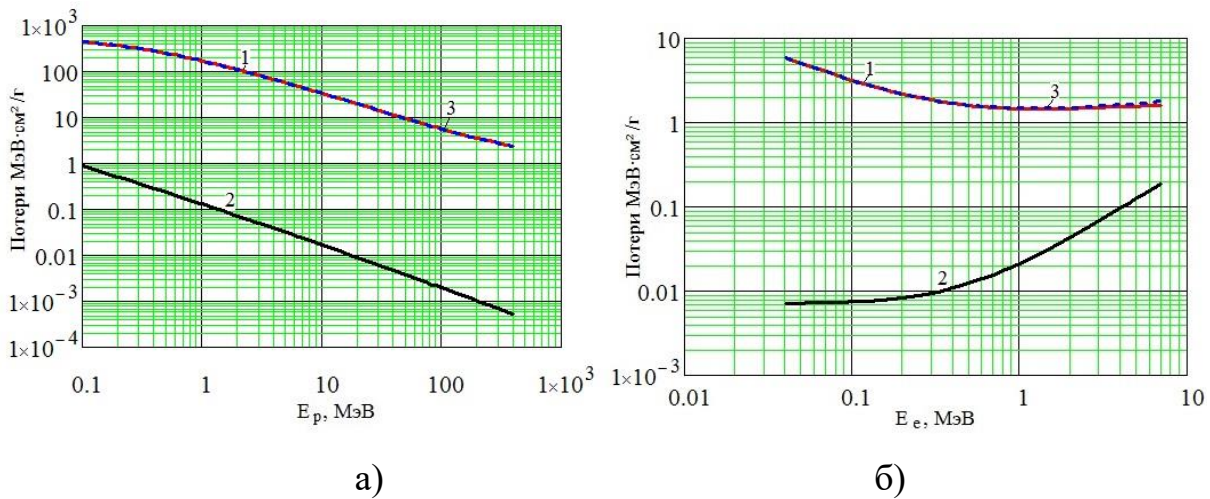


Рис. 4. Потери энергии протонов и электронов в алюминии: 1) ионизационные; 2) радиационные; 3) суммарные.

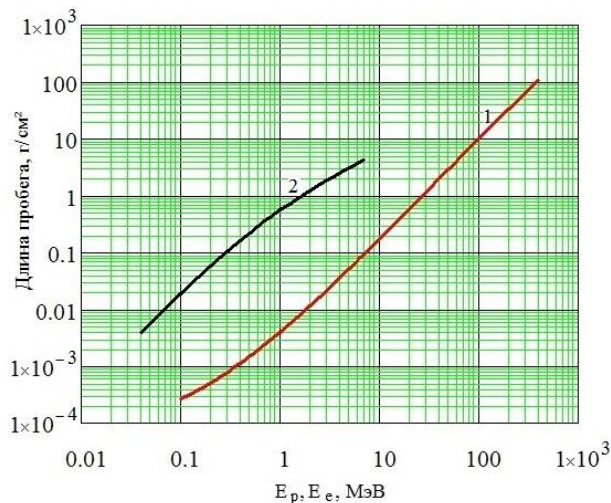


Рис. 5. Длина пробега частиц в алюминии: 1) протоны, 2) электроны.

Результаты расчётов показывают, что для заданного диапазона энергий ионизационные потери протонов в алюминии лежат в диапазоне от 2.4 до 447 $\text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{g}$, а радиационные - от $5 \cdot 10^{-4}$ до 0.88 $\text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{g}$, и таким образом, почти весь вклад в суммарные потери дают ионизационные потери. У электронов, ионизационные потери в алюминии для заданного диапазона энергий составляют от 1.4 до 5.9 $\text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{g}$, радиационные от $7 \cdot 10^{-3}$ до 0.19 $\text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{g}$, при этом начиная с энергии 4 МэВ радиационные потери электронов становятся сравнимыми с ионизационными потерями (рис. 4а). Рассчитанные суммарные потери обеспечивают для заданного диапазона энергий длину пробега в алюминии для протонов от $2.6 \cdot 10^{-4}$ до $1.05 \cdot 10^2$ g/cm^2 , для электронов — от $3.9 \cdot 10^{-3}$ до 4.3 g/cm^2 (рис. 5).

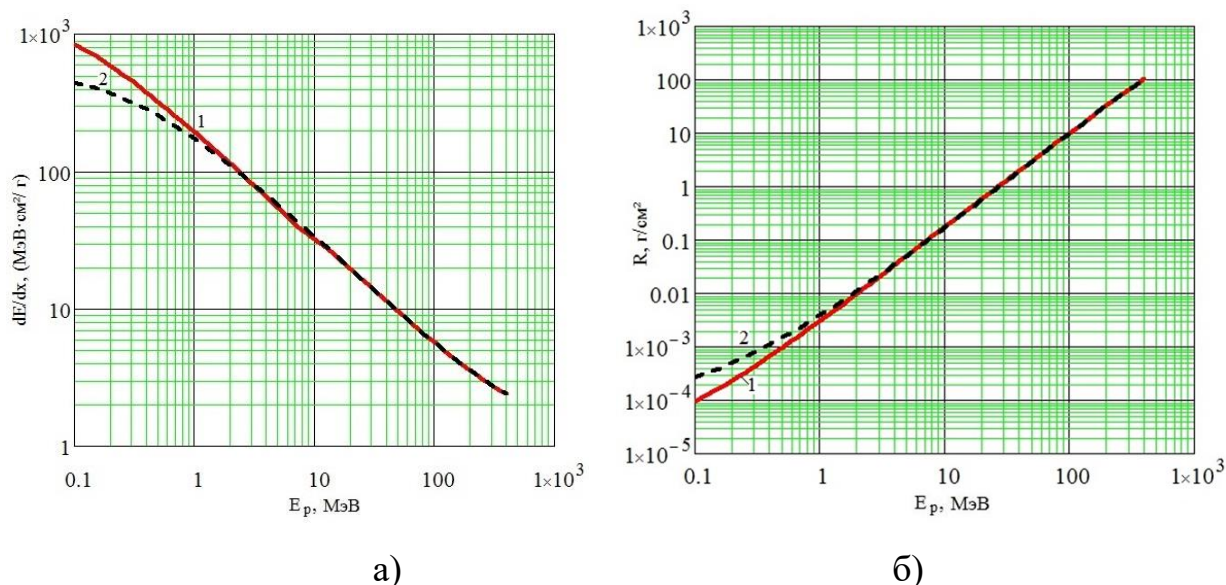


Рис. 6. Ионизационные потери и длина пробега протонов в алюминии: 1 – [22], 2 – [27].

Из приведенных результатов следует, что для ионизационных потерь для протонов в алюминии наблюдается отклонение расчётных результатов от экспериментальных данных в области энергий меньше 1 МэВ (рис. 6а), что связано с ограниченностью применения формулы Бете-Блоха для тяжёлых частиц в области малых энергий, в этой области энергий применяются эмпирические выражения. Среднеквадратичное отклонение (СКО) по всему диапазону энергий в этом случае составляет 90.6. Аналогичные отклонения наблюдаются также и для длины пробега протонов (рис. 6б), что объясняется теми же причинами. СКО по всему диапазону энергий для длины пробега протонов в алюминии составляет 0.017.

Сравнение результатов расчёта ионизационных потерь электронов в алюминии с расчётами по формулам других авторов и экспериментальными данными приведено на рис. 7а. Наилучшее совпадение с экспериментальными данными показывает расчёт по формулам [25], СКО в данном случае составляет 0.01. Для [22] СКО составляет 0.174, для [26] – 0.05.

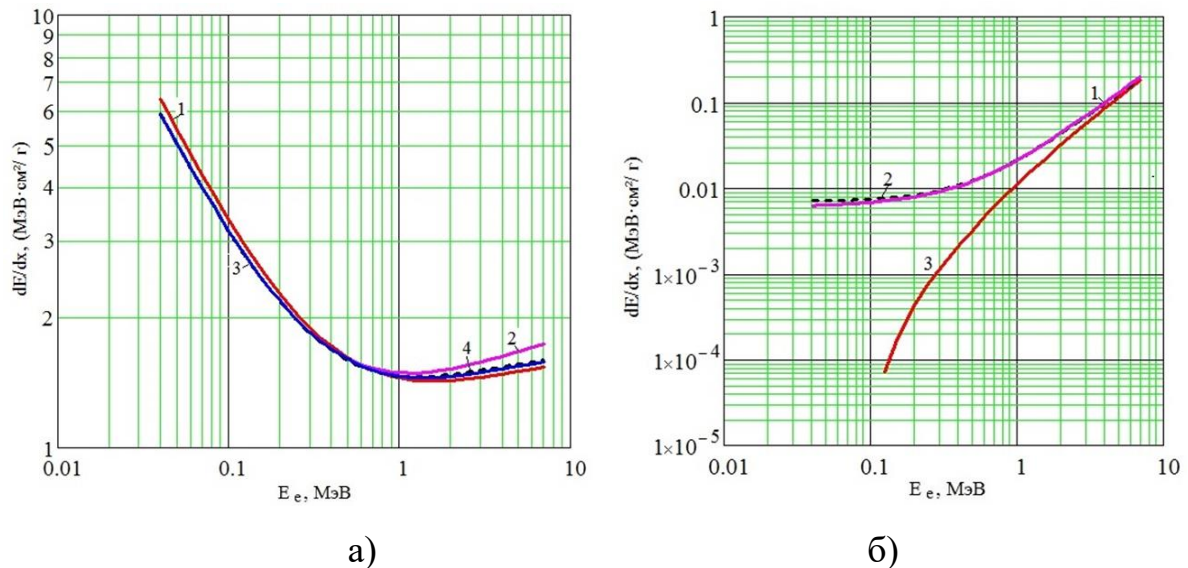


Рис. 7. Ионизационные (а) и радиационные потери (б) электронов в алюминии: 1 – [22], 2 – [27], 3 – [25], 4 – [26].

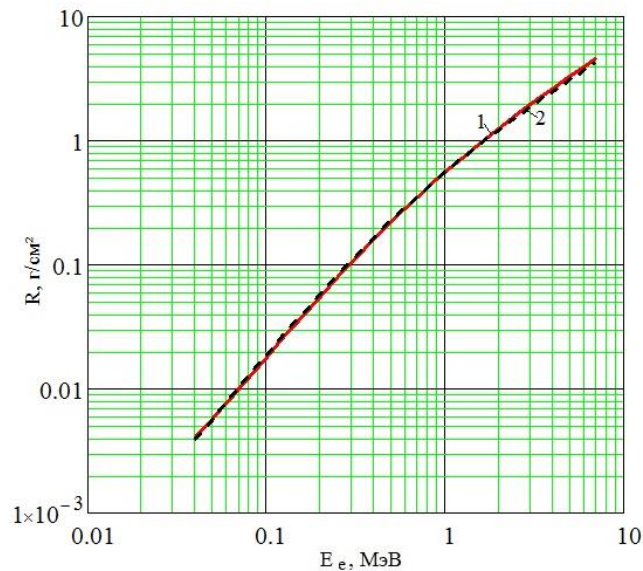


Рис. 8. Длина пробега электронов в алюминии: 1 – [22], 2 – [27].

Сравнение результатов расчёта радиационных потерь электронов в алюминии с расчётами по формулам других авторов и экспериментальными данными приведено на рис. 7б. Наилучшее совпадение с экспериментальными данными показывает расчёт по формуле [23], СКО здесь составляет 0.003, для [26] – 0.008. На рис. 8 показано сравнение результатов расчёта длины пробега электронов в алюминии с экспериментальными данными, СКО в этом случае составило 0.1.

Из сравнительного анализа результатов расчётов по формулам (1) – (6) и базы данных NIST для ионизационных, радиационных потерь, длины пробега частиц

следует хорошее совпадение в области энергий для протонов $E_p > 1$ МэВ, для электронов $E_e > 0.04$ МэВ. В области малых энергий есть отклонение с базой данных NIST, это отличие связано с тем, что механизм взаимодействия в области больших и малых энергий различен. По-видимому, используя статистические методы описания процесса взаимодействия протонов, электронов с атомами алюминия [19] с использованием генератора случайных величин, математическая модель многократно обчисляется, на основе полученных данных вычисляются вероятностные характеристики, которые будут соответствовать результатам базы данных NIST [27].

В дальнейшем будет показано, что влияние доли малых энергий протонов, электронов в расчёте поглощённой дозы при воздействии ионизирующего излучения с алюминием незначительно.

4. Расчёт поглощённой дозы в конструкционных материалах наноспутника.

В большинстве случаев БРЭА выполнена на основе кремния. Определим влияния ионизирующего излучения на функционирование БРЭА в соответствии с условиями эксплуатации наноспутника на круговой ССО. Для этого определим величину поглощённой дозы в Si за защитой алюминия.

Известно [29], что поглощённой дозы доза от протонов в материале определяется по формуле:

$$D(E_i, \delta) = B \int_{E_{min}}^{E_{max}} \frac{dN}{dE} S(E') dE', \text{ Гр} \quad (2)$$

где δ – толщина материала; D – величина поглощённой дозы, Гр; dN/dE_p и dN/dE_e – дифференциальные энергетические спектры, протонов и электронов соответственно; а $S(E')$ – ионизационные потери протонов в веществе защиты, МэВ·г⁻¹·см²; B – коэффициент перехода от поглощённой энергии к дозе, равный $B = 1.6 \cdot 10^{-10}$ Гр·МэВ⁻¹ г; E' – энергия протонов на глубине материала δ , связанная с энергией протонов, падающих на поверхность материала с энергией E , соотношением «пробег-энергия»

$$R(E') = R(E) + \delta,$$

где $R(E')$ и $R(E)$ — пробеги протонов с энергиями E' и E , соответственно, в веществе защиты.

Поглощенная доза от спектра электронов, распределенных по закону dN/dE_e , рассчитывается по формуле

$$D(E_i, \delta) = D_n(\delta) \int_{E_{min}}^{E_i} \frac{dN}{dE_e} dE_e, \text{ Гр},$$

где $D_n(\delta)$ — среднее значение поглощенной дозы, рассчитывается методом, основанном на рассмотрении многократного рассеяния в веществе с учетом ионизационных потерь [29].

Найдём годовую поглощённую дозу в элементе алюминиевой конструкции толщиной 1.0 и 1.5 мм наноспутника SamSat – ION. Ионизационные, радиационные потери и длина пробега протонов и электронов определялись по формулам работ [22,23], поглощённая доза вычислялась в соответствии с [20] по формуле (2). Результаты расчётов приведены на рис. 9а-9б.

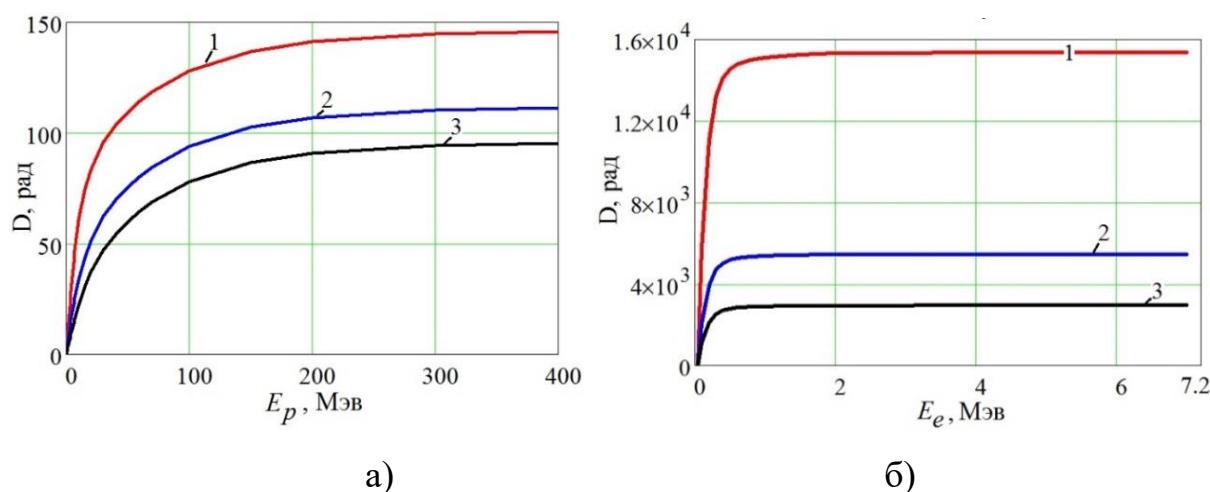


Рис. 9. Годовая поглощённая доза в алюминии при воздействии потоков: а) протонов, б) электронов на ССО: 1) толщина 0.5 мм; 2) толщина 1 мм; 3) толщина 1.5 мм.

Годовая поглощённая доза для алюминиевой защиты 1 мм от воздействия протонных потоков составила 111.36 рад, от электронов – 5469 рад, а для алюминиевой защиты 1.5 мм от воздействия протонов составила 95.34 рад, а от электронов – 2953 рад.

Также поглощённая доза в алюминии определялась с помощью программы Shieldose [21], результаты расчёта приведены на рис. 10.

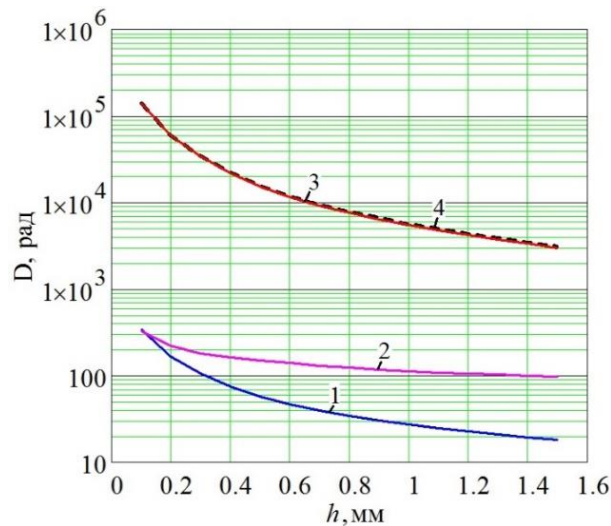


Рис. 10. Зависимость годовой поглощённой дозы от толщины в алюминиевой конструкции наноспутника SamSat ION находящейся на круговой ССО: 1 – тормозное излучение, 2 – протоны, 3 – электроны, 4 – суммарная доза.

По результатам расчётов с помощью программы Shieldose годовая поглощённая доза (рис. 10) за защитой 1 мм составляет $5.641 \cdot 10^3$ рад, в том числе $5.501 \cdot 10^3$ рад от электронов, 112.9 рад от протонов и 27.15 рад от тормозного излучения, а за защитой 1.5 мм составляет $3.082 \cdot 10^3$ рад, в том числе $2.966 \cdot 10^3$ рад от электронов, 97.6 рад от протонов и 18 рад от тормозного излучения. Сравнивая результаты расчётов, приведённые на рис. 9а-9б и рис. 10 видно, что отличия в результатах расчёта по формулам работ [29] и [21] не превышают 2.2 % для протонов и менее 1 % для электронов.

Поскольку тормозное излучение не даёт существенного вклада в суммарную поглощённую дозу, то влиянием тормозного излучения на работоспособность БРЭА можно пренебречь.

Определим интегральные потоки протонов и электронов, прошедших в алюминии в приближении однослойной стопы по формуле

$$\Phi_{Al}(z, E_i) = \Phi_0(z, E_i) \exp\left(-\frac{z}{R_{Al}(E_i)}\right), z \in (0, h_{Al}), \text{ для } \forall E_i, \quad (3)$$

где E_i – энергия, $\Phi(E_i)$ – поток протонов, электронов на ССО соответственно $R_{Al}(E_i)$ – длина пробега протонов и электронов; h_{Al} – толщина алюминия.

Стопа представляет собой многослойную систему, в которой известны толщина, плотность, ионизационный потенциал, физико-химические свойства для каждого слоя. Слой по химическому составу может быть однокомпонентный

или многокомпонентный. В каждом слое взаимодействие потоков протонов, ионов, электронов с материалом слоя описывается классическими фундаментальными законами физики.

Результаты расчёта в соответствии с (3) представлены на рис. 11а-11б.

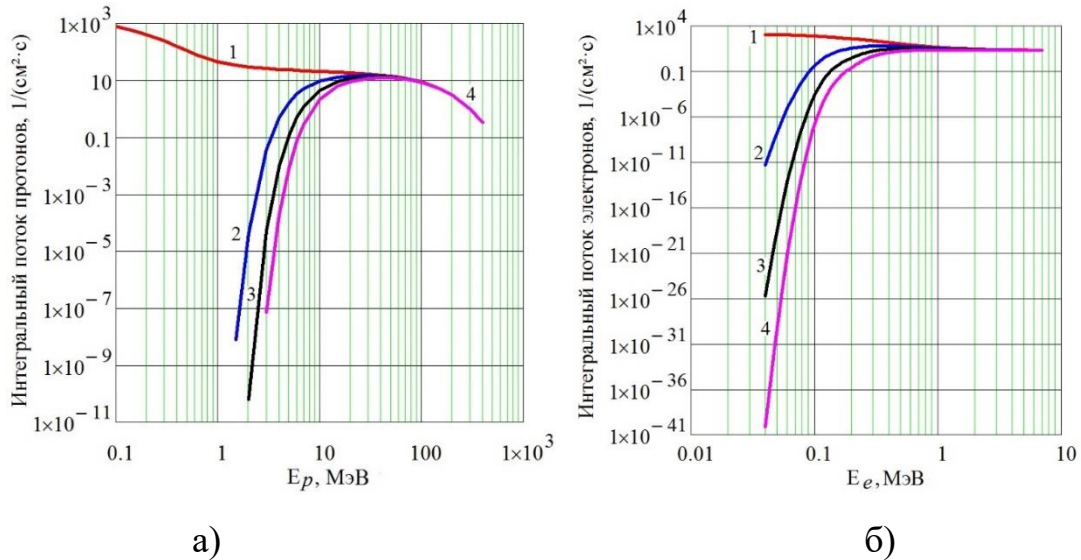


Рис. 11. Интегральные потоки: а) протонов, б) электронов ССО на передней поверхности – 1 и на противоположной поверхности алюминия для толщины: 2 – 0.5 мм; 3 – 1 мм, 4 – 1.5 мм.

Результаты расчёта, представленные на рис. 11а-11б, показывают, что протонам для преодоления алюминиевой защиты толщиной 0.5 мм (1 мм, 1.5 мм) необходимо иметь энергию 4.6 МэВ (6.7 МэВ, 8.8 МэВ), а электронам 0.11 МэВ (0.17 МэВ, 0.24 МэВ), соответственно.

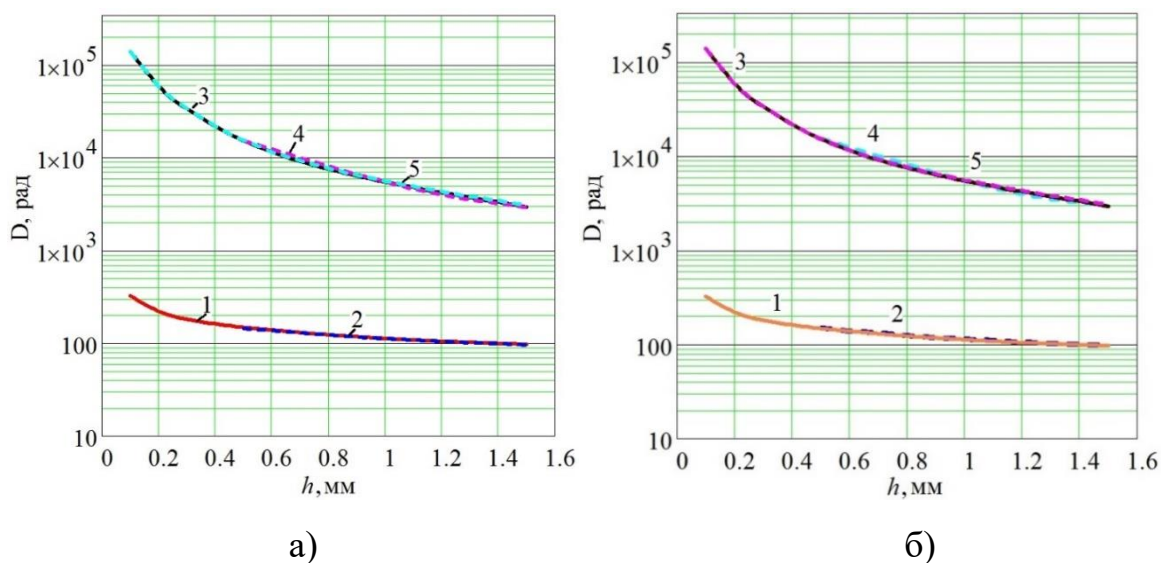


Рис. 12. Сравнение расчета годовой поглощённой дозы по модели стопы (а) и по формулам [1-7] (б): 1 – протоны (Spenvis), 2 – протоны, 3 – электроны (Spenvis), 4 – электроны, 5 – суммарная доза.

Сравнивая результаты расчёта поглощённых доз с расчетом с помощью программы Spenvis, можно сделать следующие выводы:

- погрешность расчета дозы по модели стопы составляет 1.5 % и 1 % для протонов и электронов, соответственно (рис. 12а).

- погрешность расчета дозы по формулам [1-7] составляет 1.8 % и менее 1 % при для протонов и электронов, соответственно (рис. 12б).

В соответствии с расчётными данными рис. 12 максимальные значения годовой поглощённой дозы при воздействии: потоков протонов и электронов при эксплуатации на круговой ССО за защитой из алюминиевой конструкции толщиной 1 мм составляет $5.582 \cdot 10^3$ рад, а при толщине 1.5 мм – $3.048 \cdot 10^3$ рад. Сравнивая результаты годовой дозы вычисленные с помощью программы Shieldose (рис. 10) с результатами, приведёнными на рис. 12 не превышают 1.8 %.

Из результатов расчёта (рис. 10-12) следует, что поглощённая доза создаётся протонами и электронами малых энергий ССО. Число протонов, электронов больших энергий невелико, но их воздействие на БРЭА в процессе эксплуатации может привести к появлению в запрещённой зоне полупроводника локальных уровней, дефектов, что приводит к снижению значений таких физических параметров, как проводимость, время жизни носителей и др. Самым чувствительным к воздействию радиации параметром радиоэлектронных элементов бортовой аппаратуры является время жизни неосновных носителей заряда.

С уменьшением геометрических размеров транзисторов снижается площадь кристалла, уменьшаются паразитные ёмкости, улучшается быстродействие и снижается энергопотребление СБИС. За последние 30 лет длина затвора МОП-транзистора уменьшилась в 200 раз (с 10 мкм в начале 70-х годов до 60 нм в 2000 г) [31].

В соответствии с прогнозами Ассоциации предприятий полупроводниковой индустрии NTRS, минимальные размеры элементов будут продолжать быстро

уменьшаться и к 2021 году достигнут 30 нм. Тенденция развития полупроводниковой технологии, представленная на рисунке 13.

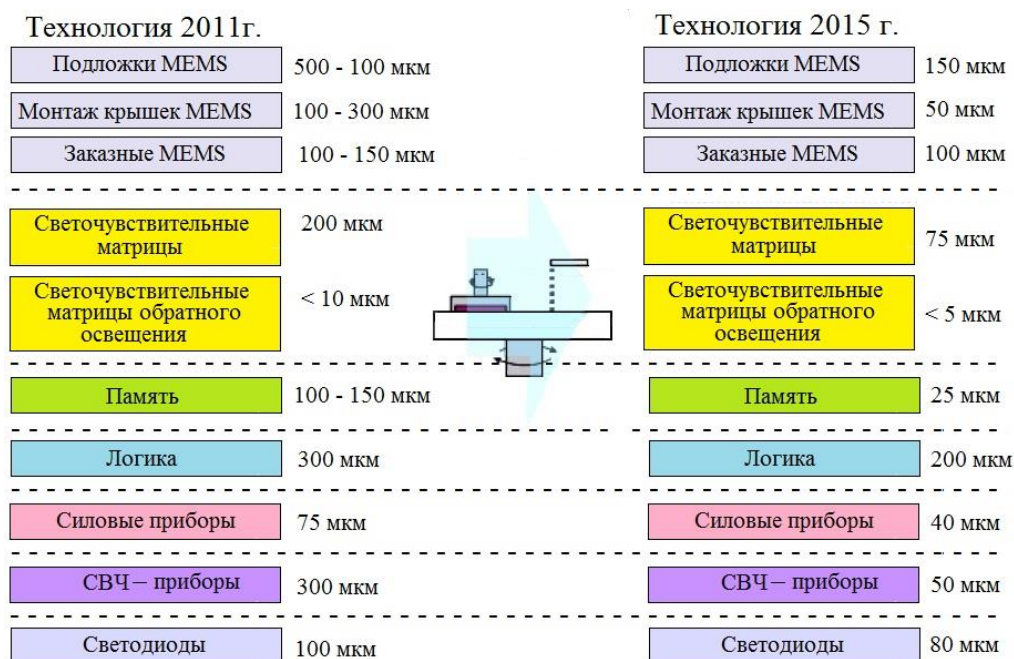


Рис. 13. Тенденция развития полупроводниковых технологий.

В настоящее время с развитием нанотехнологии позволило создать радиоэлектронные элементы субмикронных размеров (толщиной от 100 до 1000 нм).

Ограничимся рассмотрением радиоэлектронных радиационно-стойких элементов БРЭА, в состав которых входит Si: секвенсоры питания ISL70321SEN (Si), ISL73321SEN (Si) [32], ПЛИС Virtex – 4QV (Si), Virtex -5QV (Si) [33,34].

Оценим годовую поглощённую дозу в Si различной толщины за алюминиевой стенкой толщиной 0.5, 1.0 и 1.5мм в приближении двухслойной стопы. Результаты расчёта приведены в табл. 1, 2 и 3 соответственно.

Различие поглощённой дозы в Si (табл. 1, 2 и 3) в нано – и микрообласти обусловлено различным соотношением толщины и длины свободного пробега протонов и электронов ССО. Высокоэнергетические протоны и электроны проникают на всю глубину Si.

Таблица 1. Годовая поглощённая доза в Si различной толщины за алюминиевой стенкой корпуса SamSat – ION толщиной 0.5 мм.

Материал	Толщина	Годовая доза, Рад		
		Протоны	Электроны	Суммарная
Al	0.5 мм	144.784	15359.560	15504.344
Si	5 нм	106.329	1800.450	1906.784
	50 нм	106.330	1800.470	1906.797
	100 нм	106.332	1800.480	1906.811
	500 нм	106.346	1801.590	1906.941
	1000 нм	106.363	1801.760	1907.122
	2 мкм	106.398	1801.050	1907.448
	4 мкм	106.468	1801.634	1908.102
	10 мкм	106.681	1803.383	1910.064
	20 мкм	107.051	1806.299	1933.350
	40 мкм	107.857	1813.298	1921.155
	80 мкм	109.813	1828.463	1938.276
	100 мкм	110.935	1837.211	1948.146
	200 мкм	114.813	1889.703	2004.516

Анализ результатов суммарной поглощённой дозы Si в зависимости от её толщины (таблицы 1, 2 и 3) показывает, что изменения незначительны. Алюминиевые стенки корпуса SamSat – ION защищают нано – и микрорадиоэлектронные элементы БРЭА изготовленные на основе Si от воздействия ионизирующего излучения в области малых энергий протонов и электронов ССО.

Таблица 2. Годовая поглощённая доза в Si различной толщины за алюминиевой стенкой корпуса SamSat – ION толщиной 1.0 мм

Материал	Толщина	Годовая доза, Рад		
		Протоны	Электроны	Суммарная
Al	1.0 мм	112.282	5469.364	5582.0
Si	5 нм	81.902	803.527	885.429
	50 нм	81.902	803.532	885.434
	100 нм	81.903	803.537	885.440
	500 нм	81.908	803.689	885.497
	1000 нм	81.914	803.662	885.576
	2 мкм	81.926	803.792	885.718
	4 мкм	81.951	804.052	886.003
	10 мкм	82.027	804.833	886.860
	20 мкм	82.154	806.135	888.289

	40 мкм	82.417	809.258	891.675
	80 мкм	82.984	816.026	899.010
	100 мкм	83.295	819.930	903.225
	200 мкм	85.141	840.754	925.895

Таблица 3. Годовая поглощённая доза в Si различной толщины за алюминиевой стенкой корпуса SamSat – ION толщиной 1.5 мм

Материал	Толщина	Годовая доза, Рад		
		Протоны	Электроны	Суммарная
Al	1.5 мм	95.619	2953	3048.619
Si	5 нм	70.5422	475.81	546.352
	50 нм	70.5425	475.813	546.356
	100 нм	70.5429	475.816	546.359
	500 нм	70.5457	475.847	546.393
	1000 нм	70.5492	475.89	546.439
	2 мкм	70.556	475.967	546.523
	4 мкм	70.571	476.121	546.692
	10 мкм	70.614	476.584	547.198
	20 мкм	70.686	477.354	548.04
	40 мкм	70.833	479.204	550.037
	80 мкм	71.138	483.211	554.349
	100 мкм	71.302	485.523	556.825
	200 мкм	72.214	497.854	570.068

Незначительная часть потока ионизирующего излучения больших энергий поглощается в Si и проходит сквозь него. Причём эта часть в основном обусловлена потоком электронов ССО. Кроме того, этот поток в области малых энергий поглощаясь в алюминиевой стенке конструкции наноспутника приводит к образованию вторичного излучения в рентгеновском и др. диапазонах излучения.

Из таблиц 1, 2 и 3 следует, что в соответствии с [35] радиоэлектронные элементы, имеющие поглощённую дозу в интервале от 100 до 1000 крад, можно считать радиационно-стойкими.

Для сравнительного анализа результатов расчёта определим отношение поглощённых доз с результатами таблицы 1.

Таблица 4. Сравнения годовых поглощённых доз с данными фирм Intersil, Xilinx, Honeywell

Микросхемы	Допустимая поглощённая доза, крад	Толщина Si, мкм	Отношение доз по данным фирм и табл. 1	Отношение доз по данным фирм и табл. 2	Отношение доз по данным фирм и табл. 3
ISL70321SEN (*) [32]	$946.8 \cdot 10^4$	1	$4.965 \cdot 10^6$	$1.069 \cdot 10^7$	$1.733 \cdot 10^7$
ISL73321SEN (*) [32]	$946.8 \cdot 10^4$	1	$4.965 \cdot 10^6$	$1.069 \cdot 10^7$	$1.733 \cdot 10^7$
ПЛИС Viriex-4QV [33,37]	$157.8 \cdot 10^4$	200	$7.872 \cdot 10^5$	$1.704 \cdot 10^6$	$2.768 \cdot 10^6$
ПЛИС Viriex-5QV [33,37]	$946.8 \cdot 10^4$	200	$7.872 \cdot 10^5$	$1.023 \cdot 10^7$	$1.661 \cdot 10^7$
КМОП БИС [37]	1000	0.15	524.43	1129.38	1830.29

(*) - Секвенсор ISL70321SEN проверен на радиационную безопасность до 100 крад при высокой мощности дозы и 75 крад при низкой мощности дозы, в то время как ISL73321SEN проверен на радиационную безопасность до 75 крад при низкой мощности дозы и низком коэффициенте потерь ($0.01 \text{ рад/с} = 3.156 \cdot 10^2 \text{ рад}$ – годовой поглощаемой дозе). Результаты получены при проведении приемочных тестированиях с низкой мощностью дозы, в качестве источника излучения использовался ^{60}Co .

Из таблицы сравнения 4 видно, что различие поглощаемых доз в Si для толщины алюминиевой стенки 1 и 1.5 мм по сравнению с толщиной алюминиевой стенки 0.5 мм конструкции наноспутника SamSat – ION есть отличие на порядок. Из результатов расчёта приведённых в таблицах 1, 2 и 3 следует малая вероятность поглощения для субмикронных радиоэлектронных элементов изготовленных на основе Si. Сравнительный анализ результатов расчёта поглощённых доз энергии протонов (от 0.1 до 400 МэВ) и электронов (от 0.04 до 7 МэВ) проведён для радиоэлектронных элементов изготовленных на основе Si в приближении двухслойной стопы с результатами фирм по методике в которой отсутствуют спектральные данные потоков (флюенс) соответствующих энергий ССО. По данным фирм оценка радиационной стойкости проводилась на основе приёмочных испытаний, где в качестве источника излучения использовался ^{60}Co [32].

По данным [34,36] семейство Virtex-5QV компании Xilinx обладает стойкостью к ионизирующей дозе более 1 Мрад (Si) что делает его

привлекательным для использования в широком спектре изделий оборонной и аэрокосмической отрасли [38].

При сравнении результатов, приведённых в табл. 1 с данными производителей фирм Intersil, Xilinx, Honeywell, видно, что различие в поглощённой дозе очевидно, следовательно, можно сделать вывод, что радиоэлектронные элементы, расположенные за алюминиевой стенкой толщиной 1.0 мм надёжно будут функционировать в течение года с учётом компоновки БРЭА SamSat – ION.

5. Анализ результатов.

Проведены исследования воздействия орбитальных потоков протонов и электронов во всём диапазоне энергий на алюминиевые конструктивные элементы наноспутника SamSat – ION с целью обеспечения работоспособности БРЭА на круговой ССО. Орбитальные потоки протонов и электронов определены с помощью программного обеспечения Spenvis Европейского космического агентства.

Для конструкционного материала алюминия наноспутника была проведена оценка радиационной стойкости по определению ионизационных потерь, радиационных потерь, длины пробега для широкого энергетического спектра орбитальных частиц электронов и протонов. Проведён сравнительный анализ результатов расчёта с результатами различных авторов для узкого диапазона энергий, а также был сделан сравнительный анализ с базой данных NIST для спектрального энергетического спектра ССО. Было установлено, что ионизационные потери в области малых энергий рассчитанные по формуле Бете-Блоха с учётом различных поправок неудовлетворительно согласуются с результатами базы данных по материалам NIST. Это различие связано с механизмами взаимодействия частиц малых энергий протонов и электронов с материалами.

В области больших энергий результаты расчёта совпадают с результатами базы данных по материалам NIST. По результатам этих расчётов была

определена годовая поглощённая доза в алюминии при взаимодействии орбитального потока протонов и электронов с алюминием толщиной: 0.5 мм, 1 мм, 1.5 мм. Полученные результаты хорошо согласуются с результатами расчёта с помощью программы Shieldose, различие не превышает 1.8 % для протонов и менее 1 % для электронов.

Использование алюминия толщиной 1.0 мм в качестве конструкционного материала обеспечивает защиту БРЭА от воздействия ионизирующего излучения в области малых энергий. В области больших энергий высокоэнергетических частиц необходимо использовать локальные способы защиты от ионизирующего излучения радиоэлектронных элементов БРЭА.

Получены результаты расчёта интегральных потоков протонов, электронов на круговой ССО в алюминии для толщин 0.5, 1, 1.5 мм в приближении однослойной стопы.

Проведённый сравнительный анализ (таблица 2) радиационной стойкости кремниевых радиоэлектронных компонентов по результатам расчёта в приближении двухслойной стопы и по данным производителя радиоэлектронных элементов: секвенсоры питания ISL70321SEN, ISL73321SEN и ПЛИС Virtex - 4QV, Virtex -5QV входящих в БРЭА SamSat – ION, показал, что работоспособность радиоэлектронной аппаратуры в течение года будет обеспечена.

Заключение.

В результате проведённых исследований воздействия орбитальных потоков протонов, электронов на алюминиевую конструкцию наноспутника, БРЭА с учётом тормозного излучения, ионизационных, радиационных потерь их энергии было установлено:

1. В области больших энергий результаты расчёта годовой дозы, длины пробега совпадают с результатами расчёта программы Shieldose и не превышают 1.8 % для протонов и менее 1 % для электронов.
2. Алюминий толщиной 1÷1.5 мм может быть использован в качестве конструкционного материала для защиты БРЭА от воздействия ионизирующего излучения в области малых энергий.

3. Тормозное излучение не даёт существенного вклада в суммарную поглощённую дозу, и его влиянием на работоспособность БРЭА можно пренебречь.
4. Получены результаты расчёта интегральных потоков в алюминии при воздействии протонов и электронов круговой ССО для различных толщин и показана доля прошедших частиц в приближении однослойной стопы. С помощью приближения двухслойной стопы оценена радиационная стойкость радиоэлектронных элементов БРЭА SamSat – ION и её возможность функционирования в течение года.

Для защиты радиоэлектронных элементов БРЭА от высокоэнергетического ионизирующего излучения необходимо использовать стандартные методы, основанные на локальном способе защиты с учётом различных эффектов в полупроводниковых структурах, аккумуляторах источников питания. При этом способе нужно учитывать массогабаритные размеры наноспутника с учётом оптимального времени пребывания на круговой ССО.

Финансирование.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Министерству науки и высшего образования РФ.

Литература

1. Кузнецов Н.В., Панасюк М.И. Космическая радиация и прогнозирование сбоя и отказоустойчивость интегральных микросхем в бортовой аппаратуре космического аппаратов. *Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру*. 2001. №1-2. С.3-8.
2. Гулько О.Е. Механизмы отказов КМОП ИС при воздействии ионизирующих частиц космического излучения. *Вопросы атомной науки и техники. Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру*. 2005. №1-2. С.80-83.

3. Анашин В.С., Алексеев И.И., Бодин В.В., Герасимов В.Ф., Головкин А.В., Давыдов В.А., и др. *Ионизирующее излучение космического пространства и их воздействие на бортовую аппаратуру космических аппаратов*. Москва, Физматлит. 2013. 358 с.
4. Цаплин С.В., Тюлевин С.В., Пиганов М.Н., Болычев С.А. *Исследование свойств радиоэлектронных элементов при воздействии ионизационного потока*. Самара, издательство Самарского университета. 2018. 180 с.
5. ОСТ 134-1034-2003. Отраслевой стандарт. *Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронного и протонного излучений космического пространства по дозовым эффектам*. Москва, ЦНИИ машиностроения. 2003.
6. РД 134-0139-2005. Нормативный документ по стандартизации РКТ. *Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы оценки стойкости к воздействию заряженных частиц космического пространства по одиночным сбоям и отказам*. Москва, ЦНИИ машиностроения. 2005.
7. РД В 319.03.39-2000. *Изделия электронной техники. Контроль и прогнозирование безопасности в условиях длительного совместного воздействия низкоинтенсивных ионизирующих излучений и термотоксовых нагрузок по результатам ускоренных испытаний*. Москва. 2000.
8. РД 11 1003-2000. Руководящий документ. *Изделия полупроводниковой электроники. Метод прогнозирования надёжности в условиях низкоинтенсивного ионизирующего облучения*. Санкт-Петербург, РНИИ «Электронстандарт». 2000.
9. Лишневский А.Э., Бенгин В.В. Методика краткосрочного прогноза динамики накопления поглощенной дозы на международной космической станции по данным системы радиационного контроля. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2013. №5 (21). С.54-59.

10. Зебров Г.И. *Моделирование дозовых и одиночных радиационных эффектов в кремниевых микро- и нанoeлектронных структурах для цепей проектирования и прогнозирования*. Москва, МИФИ. 155 с.
11. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов с длительными сроками активного существования к воздействию ионизирующих излучений космического пространства. *Вопросы атомной науки и техники. Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру*. 2001. №3-4. С.81-87.
12. Акимов А.А., Гриценко А.А., Юрьев Р.Н. Солнечно-синхронные орбиты – основные возможности и перспективы. *Ионосфера*. 2015. №68. С.29-38.
13. Таперо К.И., Диденко С.И. *Основы радиационной стойкости изделий электронной техники: радиационные эффекты в изделиях электронной техники*. Москва, издательство Дом МИСиС. 2013. 349 с.
14. Таперо К.И., Улимов В.Н., Членов А.М. *Радиационные эффекты в кремниевых интегральных схемах космического применения*. Москва, БИНОМ. Лаборатория знаний. 2012. 304 с.
15. Лукьященко В.И., Ужегов В.М., Яковлев М.В. и др. Радиационные условия на борту космических аппаратов. *Вопросы атомной науки и техники. Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру*. 2004. №1-2. С.3-16.
16. Демидов А.А., Ильягуев В.Н., Калашников О.А. и др. Исследования радиационной стойкости субмикронных КМОП СБИС на КНИ-структурах. *Радиационная стойкость электронных систем*. 2004. №7. С.77-78.
17. Агаханян Т.М., Аствацатурьян Е. Р., Скоробогатов П.К. *Радиационные эффекты в кремниевых интегральных микросхемах*. Москва, Энергоатоиздат. 1989. 256 с.
18. Вологдин Э.Н., Лысенко А.П. *Радиационные эффекты в некоторых классах полупроводниковых приборов*. Москва. 2001. 70 с.

19. Вологдин Э.Н., Лысенко А.П. *Радиационные эффекты в интегральных микросхемах и методы испытаний изделий полупроводниковой электроники на радиационную стойкость*. Москва, НОЦ МГИЭМ, 2002. 46 с.
20. Информационная система *Spenvis* Европейского космического агентства [Электронный ресурс]. URL: www.spenvis.oma.be (дата обращения 15.07.2021).
21. Безродных Е.И., Казанцев С.Г., Семенов В.Т. Радиационные условия на солнечно-синхронных орбитах в период максимума солнечной активности. *Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ*. Москва, ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2010. Т.116. С. 23-26.
22. Беспалов В.И. *Лекции по радиационной защите*. Томск, Издательство Томского политехнического университета. 2017. 695 с.
23. Павленко В.И., Едаменко О.Д., Черкашина Н.И., Носков А.В. Суммарные потери энергии релятивистского электрона при прохождении через полимерный композиционный материал. *Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования*. 2014. №4. С.101-106.
24. Бяков В.М., Степанов С.В., Магомедбеков Э.П. *Начала радиационной химии*. Москва, издательство РХТУ им. Д.И. Менделеева. 2013. 192 с.
25. Бекман И.Н. *Атомная и ядерная физика: радиоактивность и ионизирующее излучение*. Москва, издательство Юрайт. 2017. 398 с.
26. Мухин К.Н. *Экспериментальная ядерная физика. Книга 1. Физика атомного ядра. Часть 1*. Москва, Энергоатомиздат. 1993. 376 с.
27. База данных по материалам Национального института стандартов и технологий (NIST) [Электронный ресурс]. URL: <https://physics.nist.gov/PhysRefData/Star/Text/PSTAR.html> (дата обращения 15.07.2021).
28. Жуковский М.Е., Скачков М.В. О статистических методах переноса электронов в веществе. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия. «Естественные науки»*. 2009. №1. С.31-46.

29. РД 50-25645.216-90. Методические указания. *Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Метод расчета распределения поглощенной и эквивалентной доз космических излучений по толщине материалов на внешней поверхности космического аппарата на орбитах, проходящих через ЕРПЗ*. Москва, издательство Стандартов. 1990. 10 с.
30. Хасаншин Р.Х., Новиков Л.С. Изменение спектра пропускания стекла марки К 208 под действием ионизирующих излучений и молекулярных потоков. *Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования*, 2014. №7. С.83-87.
31. Thompson S., Alavi M., Hussein M., Jacob P., Kenyon C., Moon P., Prince M., Sivakumar S., Tyagi S., Bohr M. 130nm Logic Technology Featuring 60nm Transistors, Low-K Dielectrics, and Cu Interconnects. *Intel Technology Journal*. 2002. V.6. №2. P.5-13.
32. Xilinx – табличные данные производителя ISL70321SEH и ISL73321SEH [Электронный ресурс]. URL: <https://www.renesas.com/us/en/document/dst/isl70321seh-isl73321seh-datasheet> (дата обращения 15.07.2021).
33. Xilinx – радиационно-стойкие ПЛИС Virtex-5QV [Электронный ресурс]. URL: <https://www.xilinx.com/products/silicon-devices/fpga/virtex-5qv.html> (дата обращения 15.07.2021).
34. Xilinx – радиационно-стойкие FPGA для оборонного и аэрокосмического назначения [Электронный ресурс]. URL: www.xilinx.com (дата обращения 15.07.2021).
35. Зебрев Г.И. *Радиационные эффекты в кремниевых интегральных схемах высокой степени интеграции*. Москва, МИФИ. 2010. 148 с.
36. Xilinx – новое семейство радиационно-стойких микросхем от XILINX [Электронный ресурс]. URL: <https://www.macrogroup.ru/news/2014/140> (дата обращения 15.07.2021).

37. Schmidt F.H.Jr. *Fault tolerant design implementation on radiation hardened by design SRAM-based FPGAs*. M.S. thesis. Massachusetts Institute of Technology. Boston, MA. 2013. [Электронный ресурс]. URL: <https://dspace.mit.edu/handle/1721.1/82490> (дата обращения 15.07.2021).
38. Белоус А.И., Солодуха В.А., Шведов С.В. *Космическая электроника. книгах. Книга 2*. Москва, Техносфера. 2015. 488 с.

Для цитирования:

Цаплин С.В., Большев С.А. Оценка и анализ радиационной стойкости радиоэлектронных элементов на кремниевой основе бортовой аппаратуры наноспутника при воздействии ионизирующего излучения солнечно-синхронной орбиты. *Журнал радиоэлектроники* [электронный журнал]. 2021. №10. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2021.10.11>