

Схемотехника парирования воздействия одиночных и дозовых эффектов в бортовых ретрансляторах

Петух Н.Н.*, Благодырев В.А.

Российские космические системы,

ул. Авиамоторная, 53, Москва, 111250, Россия

**e-mail: petukh_nn@spacecorp.ru*

Статья поступила 02.03.2020

Аннотация

На функционирование бортовой аппаратуры космического аппарата (БА КА) оказывают влияние многочисленные факторы. Особое значение имеет ионизирующее излучение космического пространства (ИИ КП) высокоэнергетичные электроны и протоны естественного радиационного пояса Земли (ЕРПЗ), а также потоки частиц солнечных и галактических космических лучей (СКЛ и ГКЛ) состоящих из высокоэнергетичных протонов и тяжелых ионов (ТЗЧ). Радиационные эффекты ионизирующего излучения могут не только вызвать деградацию, но также выводить из строя электронные и электрические системы КА. Даже на высотных коммерческих авиалайнерах, летающих по полярным маршрутам, были зафиксированы документально подтвержденные случаи неисправностей авионики из-за радиационного воздействия космического пространства.

Для снижения влияния ионизирующего излучения, предлагается рассмотреть схемотехнические решения, позволяющие предотвратить преждевременные сбои электронной аппаратуры КА подвергающейся воздействию ИИ КП.

Схемотехнические решения парирования вероятных отказов аппаратуры КА (из-за воздействия тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ), высокоэнергетичных протонов космического пространства и дозового воздействия) обеспечивают снижение влияния токов пробоя на полупроводниковые элементы больших и сверхбольших интегральных схем (БИС и СБИС) из состава БА КА.

Ключевые слова: ионизирующее излучение космического пространства, космическая радиация, одиночные радиационные эффекты, космический аппарат, срок активного существования, надежность.

Введение

Космическая техника продолжает оставаться передним краем развития наукоемких инновационных технологий. Автоматические космические аппараты (КА) функционируют в околоземном космическом пространстве и решают задачи исследования планет Солнечной системы: Меркурия, Венеры, Марса, Юпитера и их спутников.

Накопленные к настоящему времени результаты экспериментальных и теоретических исследований создают сравнительно полную картину пространственных распределений, состава и энергетических спектров ионизирующих излучений КП. [1]

Воздействие ИИ КП на БА КА, а именно галактических космических лучей (ГКЛ), солнечных космических лучей (СКЛ) и электронно-протонного излучения естественного радиационного пояса Земли (ЕРПЗ), вызывает ряд радиационных эффектов от этих частиц, которые могут не только привести к деградации, но и к

выходу из строя электронные и электрические системы КА. Данная проблематика обуславливает актуальную задачу по парированию воздействующих факторов ИИ КП на наиболее уязвимые узлы БА и разработке способов снижения деградации электрических параметров электронной компонентной базы (ЭКБ) аппаратуры.

Для обеспечения надежности электронных схем бортовой аппаратуры необходимо определять суммарную накопленную (полную) дозу радиации «TID» (Total Ionizing Dose), включая воздействие заряженных одиночных частиц (одиночные радиационные эффекты (ОРЭ) («SEE» (Single Event Effects)) вызывающие одиночные сбои), – формирующих радиационную среду на определенной высоте и орбитальной ориентации во время полета КА.

На все электронные устройства/компоненты будут воздействовать два радиационных эффекта в космосе. Во-первых – эффект «TID», зависящий от времени, а вторых – ОРЭ «SEE», случайно возникающий фактор и независящий от времени. Эти два эффекта должны учитываться отдельно при проектировании радио и электрических систем и КА в целом [2].

При подготовке материалов статьи был рассмотрен ряд отечественных и зарубежных работ [3-12] подчеркивающих актуальность задачи парирования факторов ИИ КП, по результатам анализа которых, предлагаются схемотехнические решения защиты составных частей БА КА, позволяющие повысить возможность парирования последствий ИИ КП.

Схемотехническое решение обеспечения защиты бортовой аппаратуры от одиночных эффектов облучения тяжелыми заряженными частицами

Возникновение «тиристора» в микросхемах на базе КМОП структур обусловлено тиристорным защелкиванием (latch-up) под воздействием прохождения быстрых ТЗЧ, формирующих в структуре микросхемы ионизированные (токопроводящие) каналы, что вызывает быстрое нарастание тока потребления с последующим тепловым разрушением микросхемы в целом. При этом существенное увеличение тока происходит в первые 10 мс непосредственно после контакта с заряженной частицей. Если в этот момент устройство обесточить, лавинообразный процесс может быть подавлен. Чаще всего после кратковременного отключения питания элемент оказывается работоспособным и потенциальный катастрофический отказ превращается в одиночный сбой.

В целях недопущения длительного перерыва в работе прибора длительность прерывания подачи питания должна быть соизмеримой с возможной длительностью нарастания лавинообразного процесса и временем жизни (τ) возникших носителей зарядов, – временем, характеризующим экспоненциальный спад неравновесной концентрации носителей в результате их рекомбинации.

В процессе поиска решения задачи повышения надежности бортовой радиоэлектронной аппаратуры, предотвращения возникновения тиристорного эффекта и парирования дозового воздействия ИИ КП, был рассмотрен ряд способов и изобретений защиты радиоэлектронных цифровых изделий аэрокосмического базирования [13-17] от ионизирующего излучения, в результате чего было выявлено

следующие недостатки известных способов, а именно: низкая скорость срабатывания электронных схем, от момента фиксации эффекта, до момента снятия питания с защищаемого устройства; невозможность задания точного порога срабатывания и ширины диапазона изменения тока срабатывания защиты; невозможность задания времени отключения нагрузки из-за наличия в схеме опережающей защиты – задающего генератора, из-за чего уменьшается скорость срабатывания устройства. Также недостатком является необходимость эффективного экранирования элементов устройства.

В статье [18] предложено решение парирования тиристорного эффекта на опережение, но не рассматривается время, за которое происходит нарастание тока, что весьма критично для полезной нагрузки. На основе информации этой статьи, можно сделать вывод, что отключение питания полезной нагрузки происходит только после наступления нежелательного тиристорного эффекта, следовательно, требуется существенное время для снятия питания с нагрузки.

На основе вышеизложенного, была предложена и разработана схема радиационной защиты, предназначенная для предохранения электронной аппаратуры КА от тиристорного эффекта, вызываемого ТЗЧ и быстрыми протонами, направленная на своевременное отключение электрической схемы от источника питания и предотвращение лавинообразного нарастания тока в электронном приборе.

На рис.1 представлена схема устройства защиты от одиночных эффектов [19].

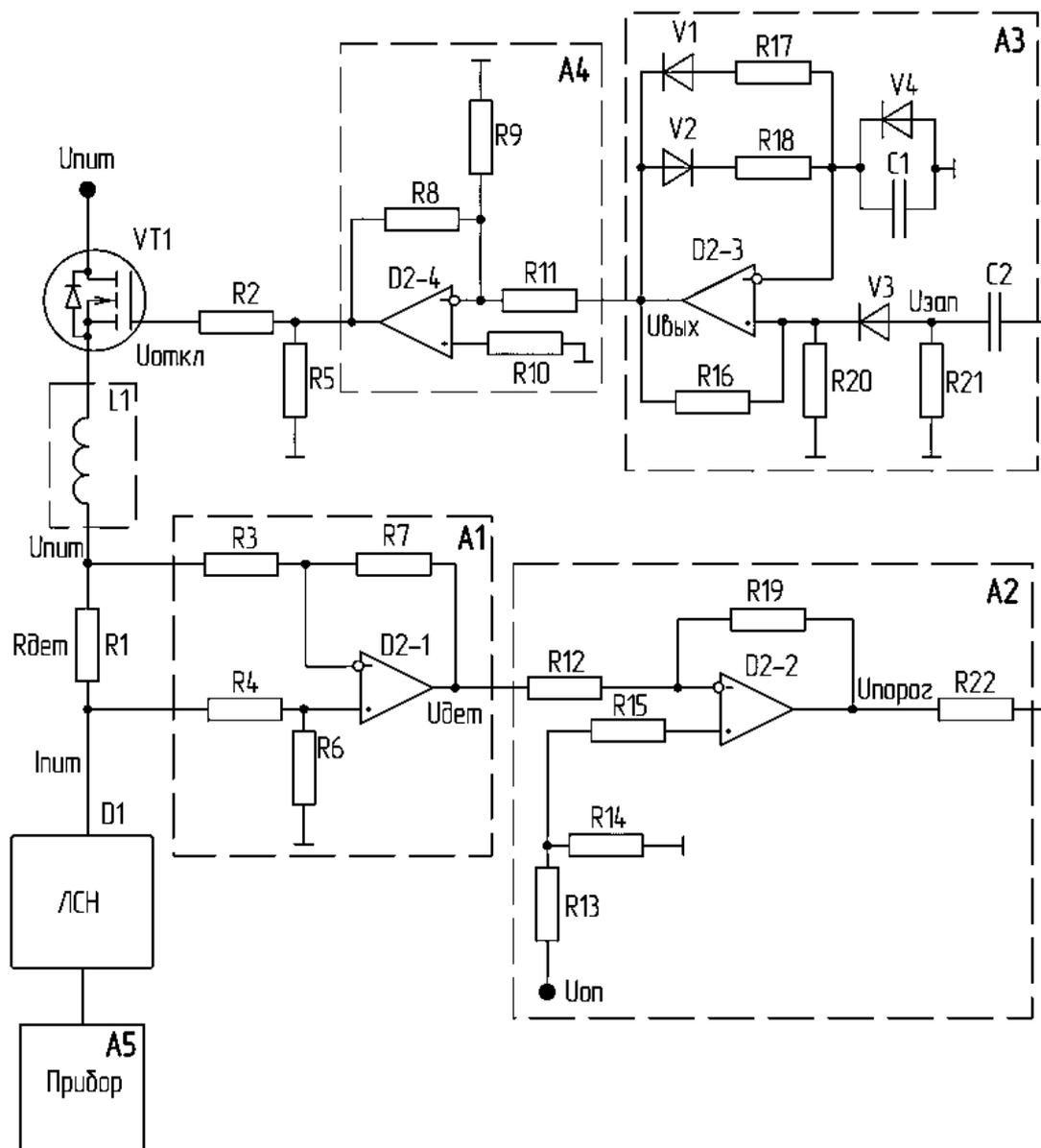


Рисунок 1 – Схема устройства защиты от одиночных эффектов

Графики переходных процессов, описывающие работу, защитного устройства, полученные в результате компьютерного моделирования, представлены на рисунках 2, 4, 5.

На рис.2 представлены переходные процессы, описывающие работу устройства защиты от одиночных эффектов [20].

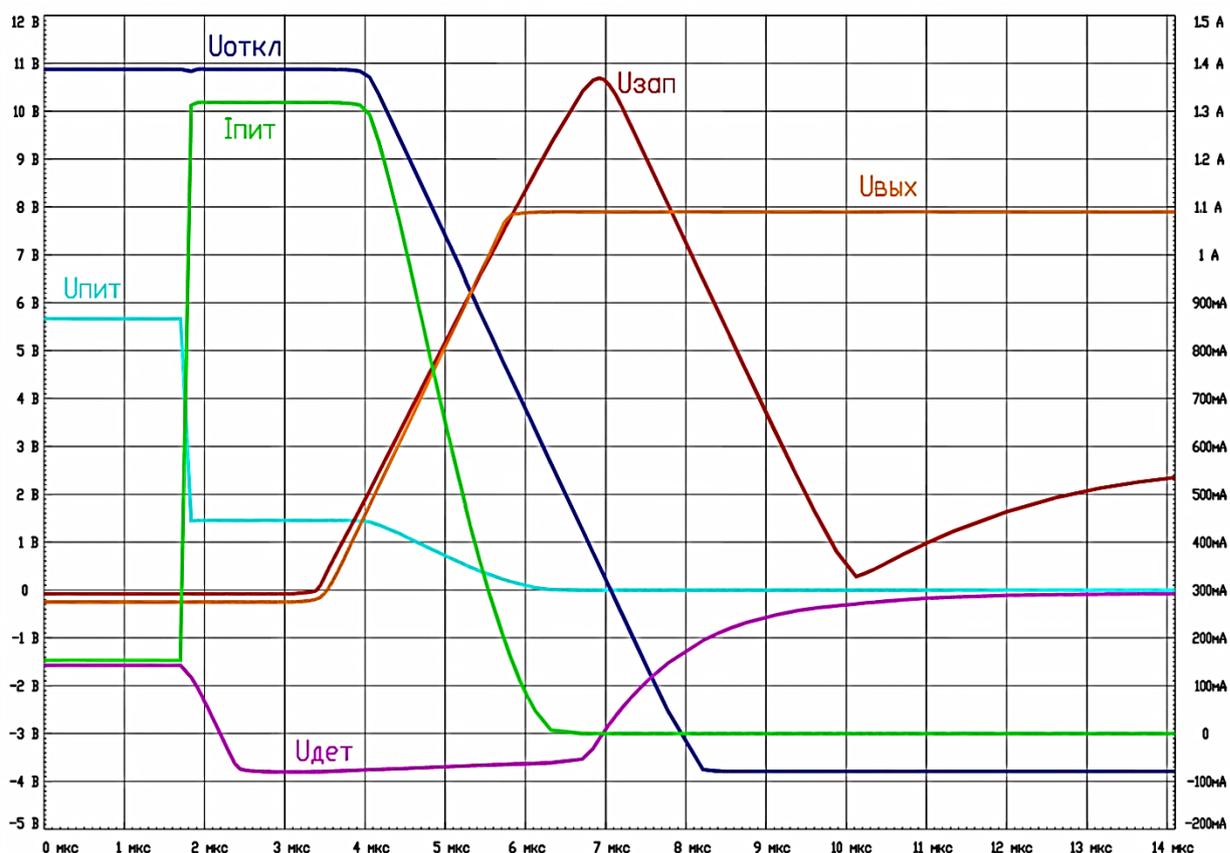


Рисунок 2 – График переходных процессов работы защитного устройства

В случае воздействия ТЗЧ, инициирующей лавинообразную ионизацию, и способствующей увеличению количества свободных зарядов, наблюдается нарастание тока $I_{пит}$, приводящее к увеличению падения напряжения на контрольном резисторе $R1$ с сопротивлением номиналом 1 Ом, который подключён к датчику тока $A1$ (построенному на операционном усилителе (ОУ)). Реакцией операционного усилителя $A1$ будет выдача напряжения $U_{дет}$ на инвертирующий вход дифференциального усилителя $A2$ (построенного на операционном усилителе D2-2).

На дифференциальном усилителе $A2$, по порогу срабатывания относительно опорной точки $U_{оп}$ (который задается резисторами $R13$ и $R14$), происходит принятие решения о превышении тока потребления, вследствие чего, его выходное

напряжение насыщения скачком переходит от минус $-U_{\text{НАС}}$ к $+U_{\text{НАС}}$, то есть он срабатывает, как триггер после сравнения компаратором U_{NUM} и $U_{\text{ОП}}$.

Уровень порога срабатывания дифференциального усилителя А2 ($U_{\text{ПОРОГ}}$) определяется по следующей формуле [21]:

$$U_{\text{ПОРОГ}} = \frac{R_{19}}{R_{12}} \cdot \left[\left[\frac{1}{\frac{R_{13}}{R_{14}} + 1} \cdot \left(\frac{R_{12}}{R_{19}} + 1 \right) \right] \cdot U_{\text{ОП}} - U_{\text{ДЕТ}} \right].$$

В результате смены знака на выходе А2 с «-» на «+» через дифференциальную цепь RC, построенную на конденсаторе С2 и резисторе R21, формируется запускающий импульс $U_{\text{ЗАП}}$, вызывающий срабатывание одновибратора А3 ($U_{\text{ВЫХ}}$), (как показано на рисунке 3), построенного на операционном усилителе D2-3, где диод V3 обеспечивает прохождение импульса только со знаком «+», тем самым защищая одновибратор А3 от повторного срабатывания в процессе перезарядки конденсатора С2.

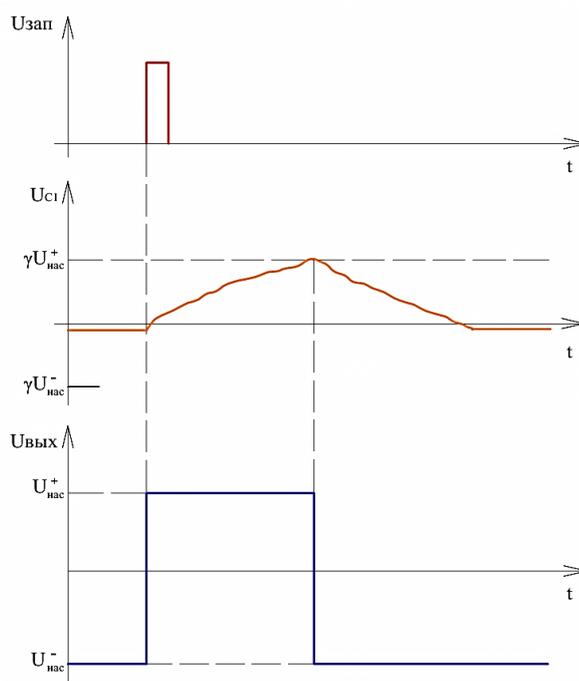


Рисунок 3 – График срабатывания одновибратора

Инвертирующий операционный усилитель А4 формирует напряжение $U_{\text{откл}}$ в результате смены знака с (+) на (-) транзистор VT1 закрывается на время $t_{\text{и}}$. Время отключения транзистора VT1 задается длительностью генерируемого импульса $t_{\text{и}}$, равного времени заряда конденсатора C1 (U_{C1}) до значения $+\gamma U_{\text{нас}}$ ($R17 = R18$), $t_{\text{и}}$ находится по следующей формуле [22]:

$$t_{\text{и}} = R17 \cdot C1 \cdot \ln \left[\frac{1}{(1-\gamma)} \right].$$

Начальное напряжение на конденсаторе C1 определяется как [22]:

$$C1 = \gamma \cdot U_{\text{нас}}, \text{ где } \gamma = \frac{R20}{R16+R20}.$$

Время восстановления $t_{\text{в}}$ режима ожидания одновибратора вычисляется по формуле [22]:

$$t_{\text{в}} = R15 \cdot C4 \cdot \ln[1 + \gamma].$$

Вследствие этого напряжение питания $U_{\text{пит}}$ прибора А5 отключается и ток $I_{\text{пит}}$ в приборе А5 спадает до нуля, предотвращая возможный выход из строя активного элемента. Через время, соответствующее $t_{\text{и}}$, питание прибора А5 возобновляется и, если ток $I_{\text{пит}}$ не превышает максимально допустимого значения, работа прибора А5 восстанавливается, а если ток превышает максимально допустимое значение, то прибор А5 снова отключается на длительность равную $t_{\text{и}}$, и так будет продолжаться вплоть до затухания процесса развития тиристорного эффекта.

Исходя из рис. 4, можно определить, что время нарастания (скачка) тока питания $I_{\text{пит}}$ до максимально допустимого значения, выдаваемого источником питания, составляет около 148 нс, при этом время снятия тока с прибора составляет около 4,4 мкс (см. рис. 2), из этого следует, что без дополнительных схемных решений нет возможности предотвратить процесс развития тиристорного эффекта,

несмотря на автоматическое принятие решения снятия питания с защищаемого устройства.

Парирование возникновения тиристорного эффекта можно обеспечить увеличением времени нарастания тока и ограничением максимальной величины скачка тока, что достижимо введением индуктивности L_1 в цепь питания схемы защиты электронных цифровых устройств рис. 1. Введение индуктивности (в предлагаемой схеме защиты) увеличит время нарастания $t_{\text{пит}}$ (скачка) тока в защищаемом приборе А5 со 148 нс до 81,5 мкс (см. рис. 5), что позволит инициированному (тяжелой заряженной частицей) заряду в полупроводнике рекомбинировать (*тиристорный эффект будет купирован*), следовательно, ток вернется в рабочий режим без снятия питания с прибора А5.

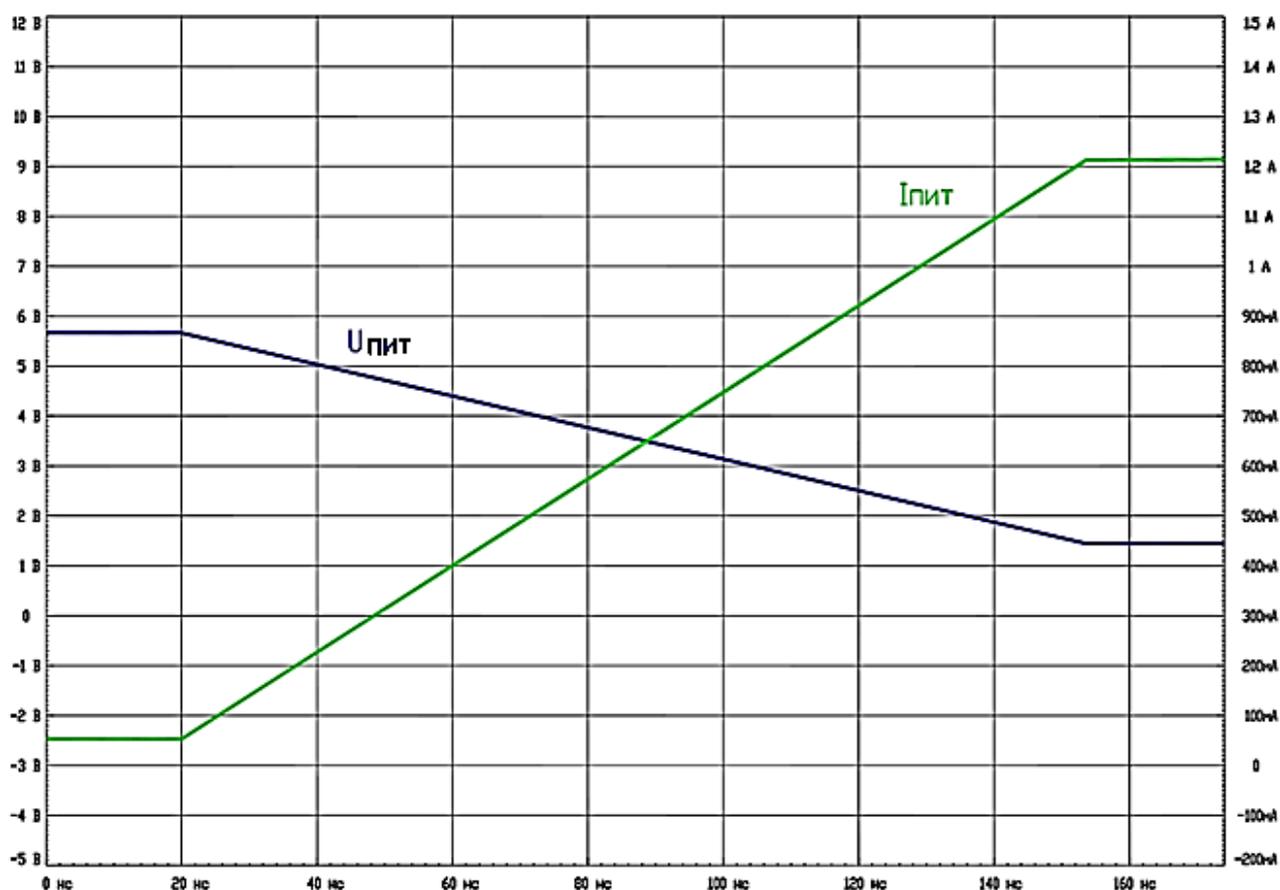


Рисунок 4 – Графики скачка тока и напряжения питания устройства

Если же ток будет продолжать нарастать выше уровня защиты, то произойдет срабатывание схемы защиты и снятие питания с прибора А5, и соответственно предотвращение катастрофического отказа с сохранением работоспособности прибора. Скорость срабатывания схемы защиты, как уже было сказано, составляет 4,4 мкс.

На основе рис. 5 можно определить, что время нарастания тока в результате использования индуктивности $L1 = 1,5$ мГн составит порядка 82 мкс, а допустимое время снятия питания ($I_{пит}$) с защищаемого устройства, с учетом не превышения максимально допустимого уровня тока потребления ($I_{доп}$) и скорости срабатывания схемы защиты (4,4 мкс), составляет порядка 52,2 мкс.

Защищаемыми микросхемами могут быть:

- микропроцессоры, микроконтроллеры;
- микросхемы оперативной памяти;
- микросхемы постоянной памяти;
- микросхемы АЦП, ЦАП.

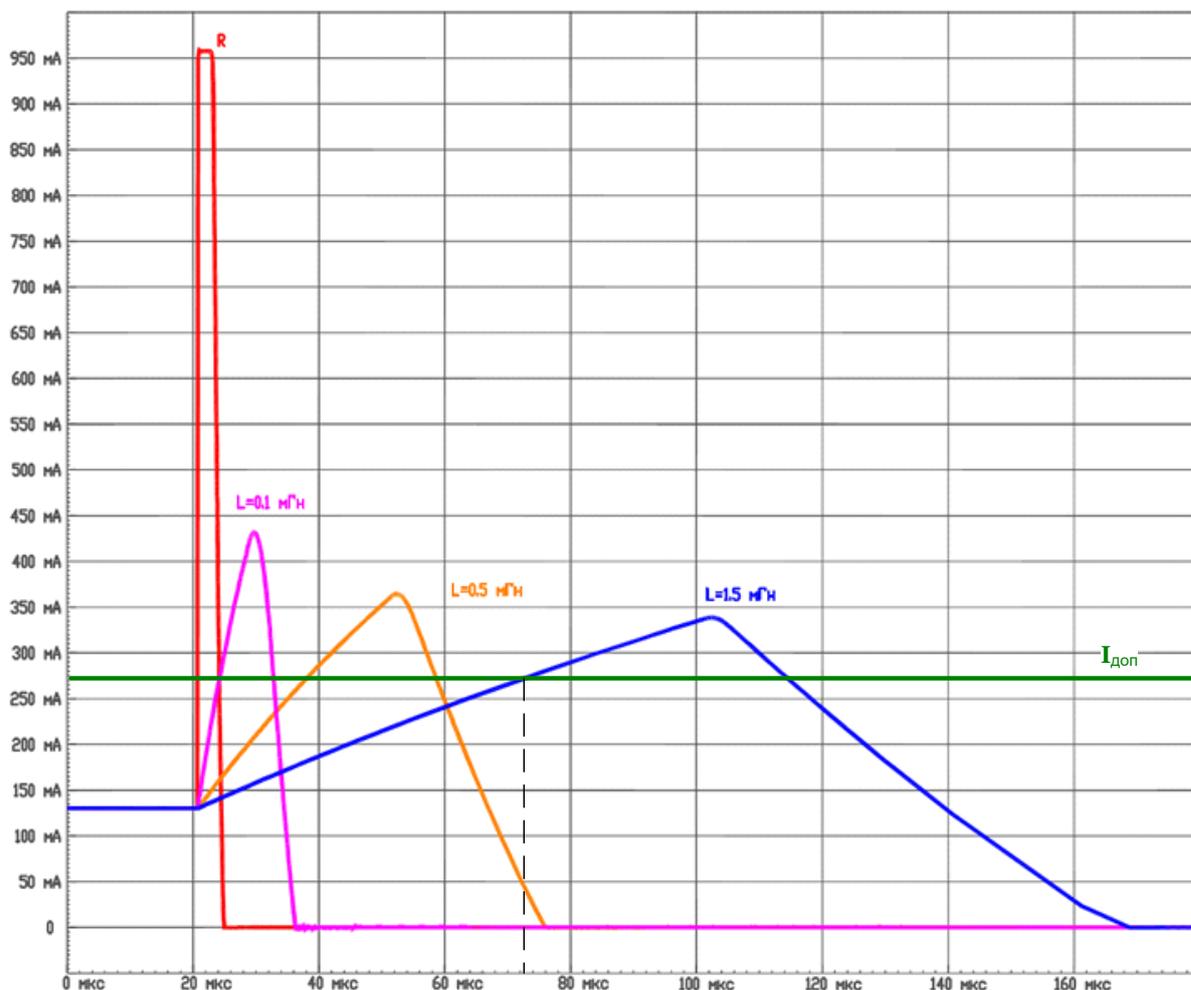


Рисунок 5 – Графики зависимости времени ($t_{пит}$) и величины нарастания тока «тиристорного эффекта» от величины индуктивности в цепи питания ($I_{Доп}$ - допустимый)

Таким образом, представленный вариант защиты радиоэлектронного цифрового устройства от тиристорного эффекта обладает высокой помехоустойчивостью и повышает надежность работы радиоэлектронной аппаратуры при воздействии ТЗЧ за счет наличия индуктивности (снижающей скорость нарастания токов в цепи) и своевременного парирования тиристорного эффекта, отключением прибора от источника питания при превышении допустимого тока потребления, которые позволяют предотвратить катастрофический отказ прибора и резкие скачки тока в защищаемом устройстве. Предлагаемый вариант

защиты устройства от тиристорного эффекта обеспечивает широкий диапазон настройки устройства и требует минимальных затрат.

Схемотехническое решение защиты от дозового воздействия на бортовую аппаратуру космического аппарата

Результаты различных исследований воздействия космического пространства (КП) на физику работы полупроводниковых аналоговых структур свидетельствует о том, что с течением времени постепенно возрастает ток потребления электронных приборов, что в дальнейшем и приводит к отказам устройств. Как показывает статистика, отказы в электронных устройствах на борту космического аппарата обусловлены в большой степени превышением максимальных значений поглощённой дозы ионизирующего излучения по отношению к физически допустимым для данного радиоэлемента, указываемым в технических условиях. Дрейф параметров радиоэлемента связан с влиянием ионизирующего излучения космического пространства на структуру полупроводника и является, по сути, показателем превышения наведённой дозы по отношению к допустимой для ЭКБ.

В отечественной практике до настоящего времени основным средством защиты радиоэлементов от излучений было увеличение толщины защитных экранов (корпусов приборов), что приводило к увеличению массы аппаратуры. При необходимости увеличения срока службы космических аппаратов до 15 лет, с таким подходом, возникнут трудности с выводом потяжелевших спутников на орбиту.

Результаты моделирования защиты радиоэлектронного цифрового устройства от тиристорного эффекта ограничением тока питания показывают, что увеличение срока службы приборов возможно при использовании своевременного

обесточивания рабочего полукомплекта по достижению экспертно-устанавливаемого порогового допустимого уровня тока потребления.

Применяемая микросхема 1382НУ015 [23], является датчиком тока, измеряющим параметры тока путем преобразования магнитного поля от тока под корпусом самой микросхемы, что приводит к дополнительному усложнению расчета на электромагнитную совместимость, и, следовательно, дополнительной экранировке и утяжелению радиоэлектронной аппаратуры. Также следует отметить, что под воздействием ТЗЧ могут выходить из строя, входящие в состав микросхемы, АЦП, ЦАП, блок стираемой программируемой памяти (EEPROM).

По результатам вышеизложенного разработана плата контроля роста тока потребления, где в качестве контролирующего элемента используется радиационно-стойкая микросхема СК 1114 1У [24].

Схемотехническое решение устройства, представленное на рис. 6 [25].

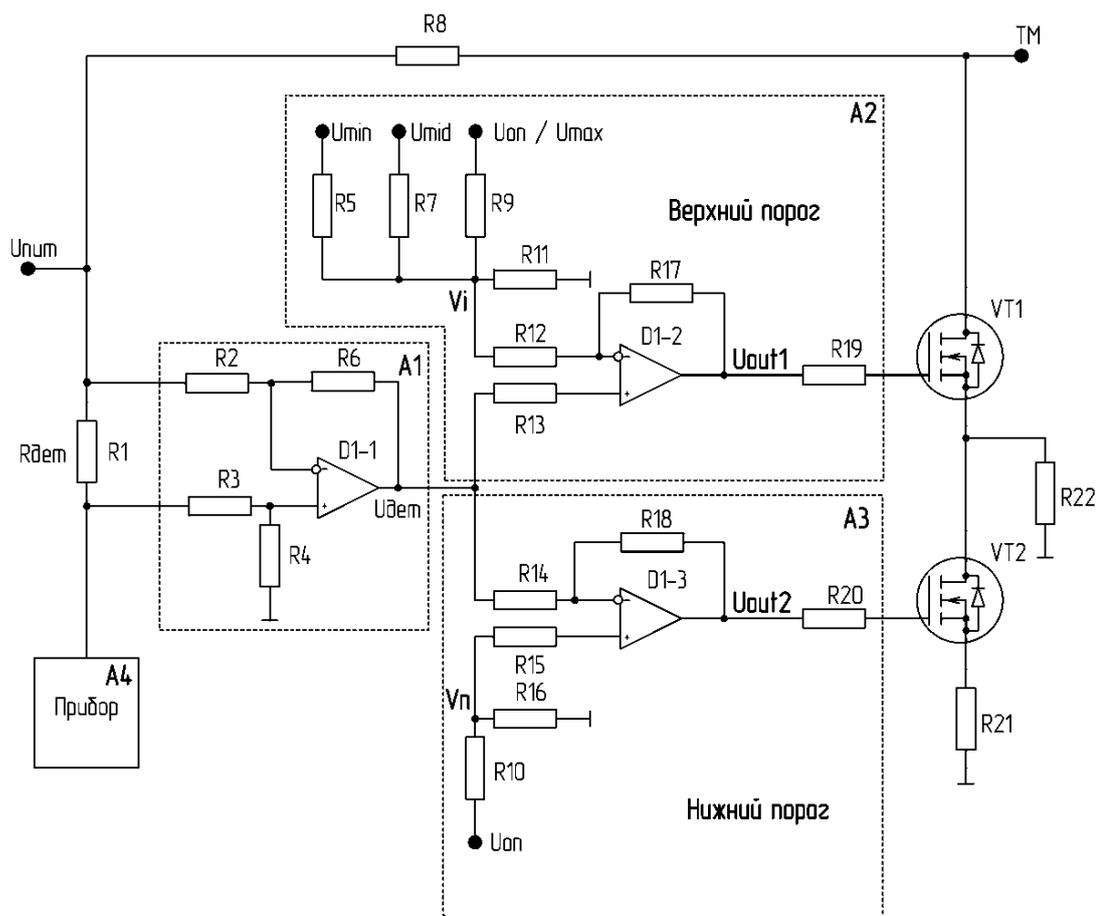


Рисунок 6 – Схема устройства защиты от дозового воздействия

В процессе эксплуатации происходит постепенное накопление космической радиации в элементах конструкции прибора А4 до контрольной критической величины, что приводит к увеличению тока и напряжения на контрольном резисторе R1, который подключен к датчику тока А1.

С выхода датчика тока (А1) напряжение $U_{дет}$ подается на параллельно подключенные дифференциальные усилители (ДУ) А2 и А3. Величина напряжения $U_{дет}$ определяется по следующей формуле:

$$U_{дет} = \frac{R6}{R2} \cdot \left[\frac{1}{\frac{R3}{R4} + 1} \left(\frac{R2}{R6} + 1 \right) (U_{пит} - R1_{дет} \cdot I_{пит}) - U_{пит} \right],$$

где $I_{пит}$ является током потребления прибора А4.

Дифференциальные усилители А2 и А3 производят сравнения напряжения $U_{ДЕТ}$ с напряжениями, установленными на опорных точках « V_i », « V_n » (порогами срабатывания), и выдают соответствующие запирающее (U_{OUT1}) и отпирающее (U_{OUT2}) напряжения на затворы полевых транзисторов (VT1, VT2).

Измерительный резистор R1 включен последовательно в шину питания защищаемого устройства А5. Падение напряжения на R1 (в зависимости от тока потребления) усиливается первым каскадом операционного усилителя (ОУ) D1-1. С ростом тока потребления ($I_{ПИТ}$) через сопротивление нагрузки (R_H) и соответственно напряжения на резисторе R1, датчик тока А1 выдает напряжение $U_{ДЕТ}$, сравниваемое дифференциальным усилителем D1-2 с напряжением опорной точки (V_i) и при соответствующем превышении порога на входе второго каскада D1-2 ОУ, положительное выходное напряжение ОУ А2 трансформируется в отрицательное, транзистор VT1, используемый для телеметрирования работоспособности прибора А4 (R_H), из открытого состояния переходит в закрытый режим, что служит сигналом неисправности, по которому принимается решение о необходимости переключения входного сигнала и напряжения питания прибора А4 на резервный блок и переводе контролируемого полукомплекта в режим релаксации.

Так же и в случае снижения тока потребления нагрузкой (R_H), соответственно, напряжения на резисторе R1, контролируемого сравнением (дифференциальным усилителем D1-3 ОУ) с напряжением опорной точки (V_n), положительное выходное напряжение А3 ОУ трансформируется в отрицательное. Транзистор VT2, аналогично VT1, закроется и выдаст соответствующую телеметрический сигнал для переключения на резервный комплект.

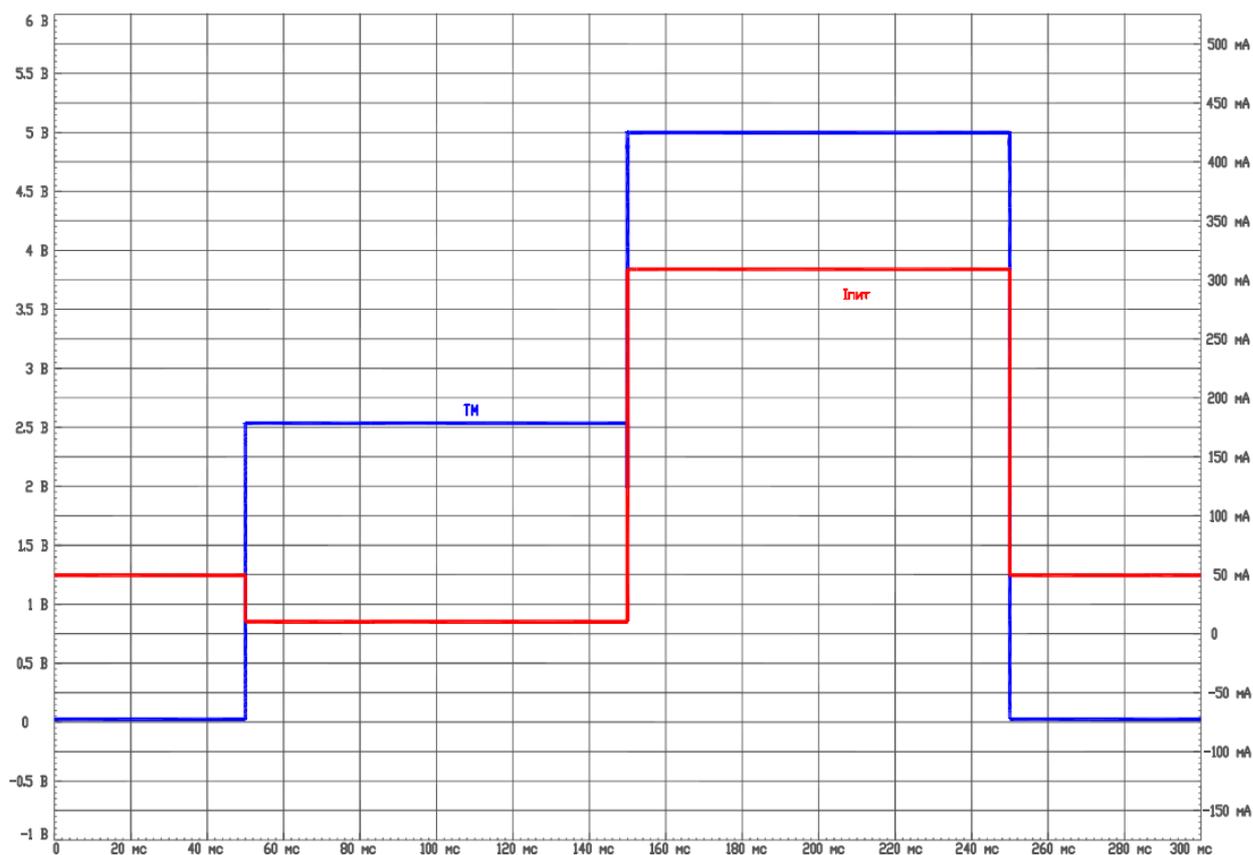
Снятие питания с переключаемого полукомплекта позволяет восстановить его работоспособность полностью либо в значительной степени в зависимости от времени последующей релаксации.

На рис. 7 представлено готовое устройство размерами 27 на 32 мм.

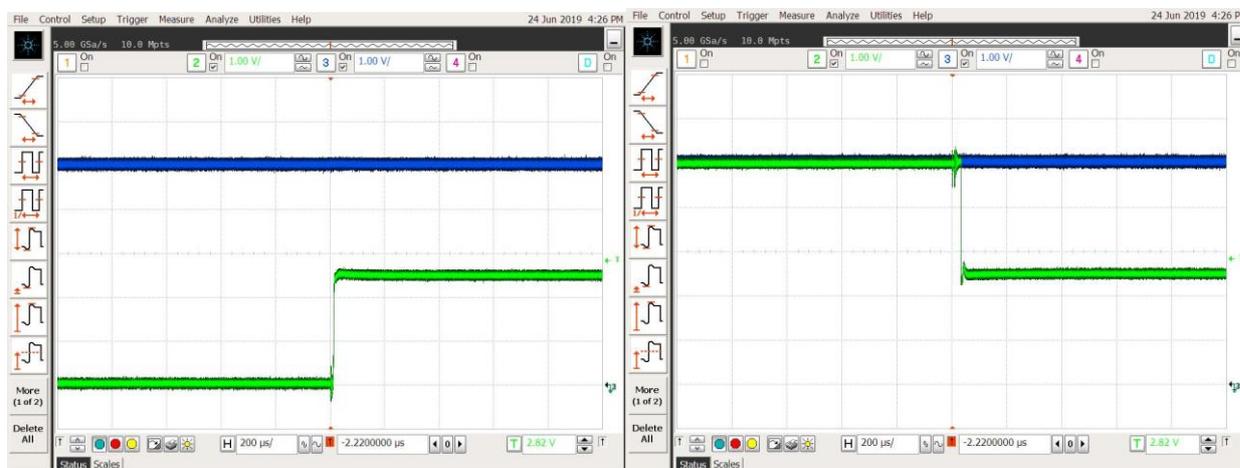


Рисунок 7 – Плата устройства защиты от дозового воздействия

На рис. 8 (а) представлены расчетные графики, которые наглядно показывают, что при нарастании и снижении уровня тока потребления $I_{\text{ПИТ}}$ выдается соответствующий телеметрический сигнал (ТМ), где 0 В соответствует штатному режиму работы, $2,5\text{ В}$ – снижению уровню тока потребления, 5 В - повышенному току потреблению.



(а)



(б)

(в)

Рисунок 8 – Графики переходных процессов устройства защиты от дозового воздействия (а) расчетные, (б, в) экспериментальные

На рис. 8 (б, в) представлены экспериментальные графики переходных процессов рассмотренной схемы защиты радиоэлектронных элементов от дозового воздействия ИИ КП, подтверждающие работоспособность представленного

варианта схемотехнического решения защиты бортовой аппаратуры, применение которой позволит поддерживать заданный срок активного существования (САС) КА.

Выводы

Отказы электронных компонентов, возникающие в космосе из-за превышения допустимого уровня поглощенной дозы радиации и ТЗЧ, могут приводить к катастрофическим результатам и досрочному прекращению космической миссии.

Представленный в настоящей статье вариант организации защиты радиоэлектронной аппаратуры, посредством предотвращения (парирования) факторов воздействия космического пространства на БА КА, защищающий от токов пробоя полупроводниковые элементы БИС и СБИС, повысит надежность космической техники, обеспечит условия по достижению необходимого САС, снизит вероятность катастрофических отказов БА КА.

Так же следует отметить, что представленные защитные устройства полностью реализованы на отечественной компонентой базе.

Библиографический список

1. Райкунов Г.Г. Ионизирующее излучение космического пространства и их воздействие на бортовую аппаратуру космических аппаратов. – М.: Физматлит, 2013. – 256 с.
2. Space radiation effects on electronic components in low-earth orbit, NASA Practice, April 1996, Johnson Space Center (JSC), pp. 1 – 7.

3. Steven H. Voldman. Latchup, John Wiley & Sons, 2008, 472 p.
4. Edmonds L.D., Barnes C.E., Scheick L.Z. An introduction to space radiation effects on microelectronics, Pasadena, USA, NASA, Jet propulsion laboratory, California institute of technology, 2000, 83 p.
5. Andrew Holmes-Siedle, Len Adams. Handbook of radiation effects, New York, Oxford University Press, 1994, 479 p.
6. Чумаков А.И. Действие космической радиации на интегральные схемы. – М.: Радио и связь, 2004. – 320 с.
7. Robert Ecoffer. The radiation assessment process // 15th European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems (RADECS - 2015), 2015, Toulouse, France.
8. Grigory Protopopov. Real radiation environment on-board of spacecrafts operating LEO, MEO and GEO // 15th European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems (RADECS - 2015), 2015, Toulouse, France.
9. Гецелев И.В., Подзолко М.В., Безродных И.П., Семенов В.Т., Фадеев В.М., Ходненко В.П. Влияние ионизирующих излучений в околоземном космическом пространстве на КА «МЕТЕОР-М» // Вопросы электромеханики. 2009. № 1. С. 29 – 34.
10. Анисимов О.В., Курчидис В.А. Формирование диагностической информации в виде фрагментов электрических схем радиоэлектронной аппаратуры // Труды МАИ. 2017. № 94. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=81079>

11. Крылов В.П., Пронин Т.Ю. Относительная статистическая оценка технологической неоднородности механических характеристик печатных плат // Труды МАИ. 2019. № 105. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=104194>
12. Пиганов М.Н., Шопин Г.П., Назаров А.А., Овакимян Д.Н. Устройство для определения нагрузочной способности микросхем // Труды МАИ. 2019. № 108. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=109397>
13. Чирков А.В., Колмаков В.В. Устройство защиты цифровых микросхем. Патент № 2405247. Бюлл. № 33, 27.11.2010.
14. Фильцер И.Г. Устройство защиты интегральных микросхем от воздействия радиации. Патент № 2322757. Бюлл. № 11, 20.04.2008.
15. Фильцер И.Г. Устройство для защиты интегральных микросхем от тиристорного эффекта. Патент № 2510893. Бюлл. № 10, 10.04.2014.
16. Чумаков Е.И., Качур Д.К., Соловьёв С.В., Верхотуров В.И. Микросхема радиационной защиты. Полезная модель № 110543. Бюлл. № 32, 20.11.2011.
17. Михеев П.В., Кузуб Е.П. Датчик постоянного тока с развязкой. Патент № 2528270. Бюлл. № 25, 10.09.2014.
18. Фёдоров Р.А. Микросхема управления модулем радиационной защиты // Нано - и микросистемная техника. 2014. № 6. С. 46 - 47.
19. Петух Н.Н. Устройство защиты полупроводниковых микросборок от тиристорного эффекта. Патент № 2661282. Бюлл. № 20, 13.07.2018.
20. Петух Н.Н. Схемотехническое решение парирования тиристорного эффекта в бортовых изделиях космических аппаратов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Т. 5. № 3. С. 45 - 51.

21. R. Dean Straw. The ARRL Handbook For Radio Communications, ARRL-the national association for Amateur Radio, Newington, 2006, 1265 p.
22. Горбачев Г.Н., Чаплыгин Е.Е. Промышленная электроника. – М.: Энергоатомиздат, 1988. – 320 с.
23. БИС датчик тока 1382НУ015, URL: <http://www.zntc.ru/research/design-center/products/bis-datchika-toka-1382nu015.php>
24. Микросхемы интегральные серии 1114. АЕЯР.431000.379-02 ТУ, 2005. - 28 с.
25. Петух Н.Н. Датчик определения заданного порога тока потребления. Патент № 2678718. Бюлл. № 4, 31.01.2019.