

SEU Rate and Reliability Analysis in LEO Satellites

Reza Omid Gosheblagh^{1*} and Karim Mohammadi²

1, 2. Department of Electrical Engineering, Iran University of Science & Technology

*Narmak, St. Farjam, Tehran, IRAN

rezaomidi@iust.ac.ir

Due to high design and launch cost of satellites, their failure probability should be minimized. Single Event Effects (SEUs) are one of the most common error sources in satellite microelectronic. To cope with these unwanted errors, various techniques are used. The reliability analysis of these methods is one of the major acceptance criteria to validate these techniques. In order to evaluate the reliability of satellite subsystems, it is required to determine the SEU rate as a primary factor. A practical method to determine this rate is based on Weibull approach in which the SEU cross section is used as an initialized parameter. In this paper, the SEU rate is calculated based on weibull method for Low Earth Orbit (LEO) satellites, as case study Iranian demonstrated Rasad and Omid satellites. Furthermore, based on the proton density, an accurate time-varying SEU rate model is proposed which determines the rejuvenation time for SEU susceptible subsystems.

Keywords: Space Radiation, Mitigation, SEU Rate, LEO Satellite

1. PhD Candidate (Corresponding Author)
2. Professor

تعیین آهنگ خطای واژگونی و تحلیل قابلیت اطمینان در ماهواره‌های LEO

رضا امیدی قوشه‌بلاغ^{۱*} و کریم محمدی^۲

۱ و ۲- دانشکده مهندسی برق و الکترونیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

*تهران، نارمک، خ فرجام

rezaomidi@iust.ac.ir

یکی از خطاهای شایع در سیستم‌های ماهواره‌ای رخداد خطای واژگونی بیت (SEU) در بخش‌های الکترونیکی است. با توجه به هزینه بالای طراحی، پیاده‌سازی و پرتاب ماهواره‌ها، برای مقابله با این اثر نامطلوب در سطوح گوناگون و به روش‌های مختلف تکنیک‌های مقاوم‌سازی استفاده می‌شود. یکی از مهمترین معیارهای پذیرش این روش‌ها، درجه قابلیت اطمینان آنهاست. تعیین نرخ خرابی SEU فاکتور بسیار مهمی در تحلیل قابلیت اطمینان سیستم تحت این شرایط است. بر مبنای نرخ SEU علاوه بر تعیین قابلیت اطمینان، الزامات برخی روش‌های مقاوم‌سازی نیز مشخص می‌گردد. یکی از عملی‌ترین روش‌ها جهت محاسبه SEU ناشی از پروتون‌ها عبارت است از اندازه‌گیری سطح مقطع مؤثر SEU در یک انرژی مشخص پروتون و سپس استفاده از روش ارائه شده توسط ویبال برای پیدا کردن نرخ SEU در هر محیط پروتونی. در این مقاله برای ماهواره‌های واقع در سطح LEO و به طور خاص دو ماهواره ملی امید و رصد، با بررسی و مدل‌سازی مداری و با لحاظ کردن اثر شیلد، نرخ دوز یونیزه جمع‌شونده و آهنگ رخداد SEU طبق روش ویبال تعیین شده است. همچنین با تعیین چگالی پروتون‌های عرضه شده بر ماهواره، نرخ واقعی SEU و نرخ متغیر با زمان آن تعیین و بر مبنای آن زمان بازبایی بخش‌های حساس نسبت به واژگونی بیت ارائه شده است.

واژه‌های کلیدی: تشعشعات فضایی، مقاوم‌سازی، نرخ SEU، ماهواره ارتفاع پایین

علائم و اختصارات

S_{sat}	سطح مقطع آستانه
E	انرژی پروتون بر حسب مگا الکترون ولت (MeV)
E_0	پارامتر onset
W	پارامتر عرض
S	یک نمایه بدون بعد
$\frac{d\varphi}{dE}(E)$	طیف شار دیفرانسیلی پروتون‌ها
E_{max}	بیشینه انرژی طیف دیفرانسیلی پروتون‌ها
E_{min}	کمینه انرژی طیف دیفرانسیلی پروتون‌ها
σ_{proton}	سطح مقطع رخداد SEU

مقدمه

حدود چهل سال پیش، پس از آنکه بر اثر تشعشعات فضایی، اختلالاتی که منجر به مشکلات جدی در قسمت الکترونیکی اولین ماهواره شد، مطالعه بر روی تأثیر تشعشعات بر ادوات نیم‌رسانا شروع شد و تحقیق در زمینه مدارهای مقاوم در برابر تشعشعات به طور جدی مورد توجه قرار گرفت. همراه با تحولات عرصه الکترونیک، این مطالعات نیز ادامه داشته است. از ساخت و پرتاب اولین ماهواره‌ها چندین دهه می‌گذرد و این ماهواره‌ها همچنان یکی از مهم‌ترین سیستم‌های مخابراتی و ارتباطی در جهان به‌شمار می‌روند. هزینه طراحی، ساخت، پرتاب و نگهداری چنین ماهواره‌هایی بسیار بالاست و در صورت عدم موفقیت، هزینه زیادی به‌سازنده تحمیل می‌کند. این ملاحظات سبب شده است تا قابلیت اطمینان و طول

۱. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

۲. استاد

SEU^۵ و تعیین زمان جاروب، متغیر یا ثابت بودن این نرخ نیز بحث جدیدی است که در این مقاله مورد بررسی قرار گرفته است. ابتدا با مفاهیم تئوری، متغیربودن نرخ خرابی SEU را اثبات کرده و بر اساس چگالی پروتون‌های محیط نرخ خرابی متغیر با زمان تعیین شده است.

تأثیر متغیر و ثابت بودن نرخ خرابی بحث دیگری است که در ارزیابی نتایج لحاظ و بررسی شده است. با توجه به آنچه گفته شد لازم به یادآوری است که در بین روش‌های مقاوم‌سازی، تأکید اصلی ما در این مقاله روی فن مقاوم‌سازی حافظه‌هاست. این فن تحت عنوان جوان‌سازی مجدد، با یک دوره زمانی مشخص داده‌های ذخیره شده در حافظه را به واسطه واحد EDAC^۶ یا بخش مصون از خطا بازیابی یا بازنشانی می‌کند [۲] تا در صورت رخداد خطای واژگونی این خطا رفع شود.

به دلیل مشخص نبودن ساختار دقیق الکترونیکی و سازه‌ای، داده‌های تله‌متری شده و اطلاعات مخابره شده به واسطه ماهواره امید و رصد، نتایج مدل‌سازی‌های این مقاله با نتایج پرواز قابل ارزیابی نیست. اما مطالب ارائه شده در این مقاله می‌تواند محققان را در درک نیازمندی‌های طراحی مطمئن در ماهواره‌های آینده یاری کند تا علاوه بر آنالیز تأثیر تشعشعات، بتوانند بخش‌ها و مدارهایی مانند سنسجش واژگونی بیت^۷ در طراحی ماهواره را در نظر بگیرند. در ادامه به طور مختصر تأثیر تشعشعات بر میکروالکترونیک مطرح شده است.

تأثیر تشعشعات بر میکروالکترونیک

به‌طور کلی اثرات ذرات فضایی به دو گروه قابل تفکیک هستند، دسته اول اثرات گذرا یا دائمی هستند که بلافاصله پس برخورد یون‌های سنگین یا پروتون‌های پرانرژی در مدار مشاهده می‌شود. در این شکل از برخورد، پالس جریانی با دامنه قابل توجه ایجاد می‌شود که منشأ اثرات نامطلوب دیگری است که در افزاره‌های برنامه‌پذیر میدانی غالباً به شکل واژگونی بیت‌های حافظه نمود پیدا می‌کند. در این حالت عامل میکروسکوپی (برخورد یون)، تأثیر ماکروسکوپی و آنی دارد. به همین دلیل این گروه «اثرات رخداد یکتا»^۸ نامیده شده‌اند. تأثیر دیگر تشعشعات تحت عنوان «مقدار تشعشعات یونیزه‌کننده جمع‌شونده یا اصطلاحاً جمع‌شدن تشعشعات یونیزه‌کننده»^۹ گروه‌بندی می‌شود. این تأثیر اثری فرسایشی است، بدین صورت که با برخورد ذرات کم انرژی مانند الکترون‌های پرانرژی به مدار الکترونیکی، اثری آنی در مدار مشاهده نمی‌شود،

عمر به‌عنوان پارامترهای مؤثر در کنار طراحی درست و کارایی قرار گیرند. همچنین امروزه، کاهش هزینه و رویکرد تجاری‌سازی ساخت ماهواره، باعث شده‌است تا ارائه فنون مقاوم‌سازی کم‌هزینه و قابل دسترس - در مقابل طراحی مدارهای مقاوم با روش‌های خاص، و ساخت آنها به صورت سفارشی - اخیراً به صورت گسترده‌ای - مورد توجه قرار گیرد. از سوی دیگر، امروزه، با توجه به گسترش توانایی‌های قطعات تجاری به‌ویژه افزاره‌های برنامه‌پذیر میدانی (FPGA^۳)، بر پیاده‌سازی مدارهای موردنظر روی این تراشه‌ها تأکید می‌شود. از جمله کاربردهای این مدارها می‌توان به مواردی مانند سلاح‌های پیشرفته، تجهیزات نیروگاه‌های هسته‌ای، آزمایشگاه‌های خاص در زمینه فیزیک و مهم‌تر از همه صنایع فضایی و فضاپیماها اشاره کرد [۱].

در کنار مباحث حرارتی، تأمین انرژی و کنترل مدار، قابلیت اطمینان یکی از مهم‌ترین مسائل در حوزه طراحی ماهواره‌هاست، این مسئله با توجه به اینکه ماهواره‌ها قابل دسترس نیستند اهمیت زیادی دارد. مهم‌ترین مسئله تهدیدکننده قابلیت اطمینان در ماهواره پس از استقرار در مدار - به شرط طراحی درست - تشعشعات فضایی هستند. گرچه شدت تأثیرگذاری تشعشعات در مدارهای پایین کمتر است اما قابل اغماض نیست و بسته به مدار استقرار داخلی ماهواره ممکن است در عملکرد آن خللی ایجاد کنند. در این مقاله، نرخ و چگالی پروتون‌ها و الکترون‌های عرضه شده بر ماهواره‌های ارتفاع پایین^۴ و به‌طور خاص ماهواره ملی امید و رصد مدل‌سازی و ارائه شده است.

بر مبنای نرخ تشعشعات وارد شده بر ماهواره، نرخ و شدت خرابی‌های مربوط به تشعشعات تعیین می‌شود. خرابی‌های ناشی از تشعشعات در بخش بعد به طور خلاصه ارائه شده است. نرخ خرابی علاوه بر اینکه در بحث تعیین قابلیت اطمینان کاربرد دارد، در برخی روش‌های مقاوم‌سازی نیز نیاز است. یکی از این روش‌های مقاوم‌سازی روش جاروب است [۲۱]. تعیین زمان جاروب مستلزم تعیین نرخ خرابی‌هاست. این روند از ابتدا تا انتها یعنی از مدل‌سازی و برآورد نرخ و چگالی تشعشعات تا تعیین زمان جاروب یک نمونه روش مقاوم‌سازی نسبت به تشعشعات در این مقاله ارائه شده است. تعیین زمان بازیابی یا جاروب بر اساس واقعیت محیط تشعشعات برای اولین بار در این مقاله ارائه شده است. در طراحی‌های متداول معیار زمانی خاصی برای زمان جاروب لحاظ نمی‌شود و طراح، صرفاً بر مبنای مقتضیات طراحی خود و بدون در نظر گرفتن درجه قابلیت اطمینان این زمان را لحاظ می‌کند. علاوه بر بحث نرخ خرابی

5. Single Event Effect (SEU)

6. Error Detection and Correction

7. SEU Meter

8. Single Event Effects (SEE)

9. Total Ionizing Dose (TID)

3. Field Programmable Gate Array

4. Low Earth Orbit (LEO)

ارتفاع پایین است.

برای مقابله با اثرات رخداد یکتا به‌ویژه واژگونی بیت‌ها روش‌های بسیار زیادی مطرح شده است [۲۱]؛ اما تعیین کارایی روش استفاده شده برای مقاوم‌سازی نسبت به تأثیرات ناخواسته تشعشعات، مستلزم آنالیز قابلیت اتکاپذیری روش مذکور است. تحلیل قابلیت اطمینان نخست نیازمند تعیین نرخ خرابی است که یکی از اهداف این مقاله است. برای تعیین این مهم، ابتدا با توجه به مدل‌سازی چگالی پروتون‌ها و الکترون‌های عرضه‌شده بر ماهواره‌های نمونه (ماهواره ملی امید و رصد)، مقدار تشعشعات یونیزه‌کننده جمع‌شونده و نرخ واژگونی بیت تعیین شده، در ادامه محاسبه نرخ خرابی ارائه شده است.

چگالی پروتون‌ها و الکترون‌ها

ماهواره امید، نخستین ماهواره ساخت کشور ایران است که تمام تجهیزاتش در سازمان فضایی ایران طراحی و تولید شده است. ماهواره «امید» بامداد ۳ فوریه ۲۰۰۹ میلادی (۱۵ بهمن ۱۳۸۷) در مدار فضا قرار گرفت و در ۵ اردیبهشت ۱۳۸۸ با جو غلیظ مناطق غربی آمریکای جنوبی و اقیانوس آرام برخورد کرد و به عمر ۸۲ روزه خود پایان داد. این ماهواره با زاویه میل مداری ۵۵/۵ درجه در مدار زمین قرار داشت. ارتفاع مدار این ماهواره ۲۴۶ تا ۳۷۷ کیلومتر بود و در هر ۹۰/۷۶ دقیقه یک بار به دور زمین می‌چرخید بنابراین به لحاظ ارتفاع، جزء ماهواره‌های ارتفاع پایین محسوب می‌شد. خلاصه‌ای از مشخصات این ماهواره در جدول (۱) ارائه شده است.

ماهواره رصد، دومین ماهواره ایرانی است که توسط موشک‌های حامل ایرانی به فضا فرستاده شده است. این ماهواره همچنین نخستین ماهواره تصویربرداری ایران محسوب می‌شود. ماهواره رصد، با نام کامل رصد ۱، که در ۲۵ خرداد ۱۳۹۰ (۱۵ ژوئن ۲۰۱۱) به فضا پرتاب شده بود، روز ۱۵ تیر ۱۳۹۰ (۶ ژوئیه ۲۰۱۱) مجدداً وارد جو شد و به عمر تقریباً سه هفته‌ای خود پایان داد. خلاصه‌ای از مشخصات این ماهواره در جدول (۲) ارائه شده است.

برای مدل‌سازی و تعیین نرخ خرابی این دو ماهواره از نرم‌افزار تحت‌وب اسپنویس^{۱۱} استفاده شده است. آژانس فضایی اروپا در بخش مدل‌سازی تشعشعات فضایی، مقدار تشعشعات فضایی در هر مدار را به صورت آنالیز در اختیار کاربران قرار می‌دهد. این مسئله به‌واسطه نرم‌افزار تحت وب اسپنویس امکان‌پذیر است. این نرم‌افزار به‌گونه‌ای طراحی شده است که مهندسان با استفاده از اطلاعات آن بتوانند بدون نیاز به داشتن روش‌های مدل‌سازی محیط تشعشعات فضایی از اطلاعات آن برای طراحی سیستم‌های فضایی استفاده

ولی این برخوردها نقایص پایداری در اجزای قطعات الکترونیکی، به‌ویژه در اکسید زیر گیت ایجاد می‌کنند که با جمع شدن اثرات این نقایص به مرور زمان ترانزیستورها و در نتیجه مدار به‌طور کامل کارایی خود را از دست می‌دهد. فناوری تراشه، محافظ استفاده شده، و محیط تشعشعات بر مدت زمان مذکور تأثیرات بسزایی دارند؛ به‌طوری‌که فناوری‌های مختلف باعث مقاومت‌های متفاوتی در برابر مقدار تشعشعات یونیزه‌کننده شده و جنس و ضخامت محافظ و تراکم ذرات یونیزه‌کننده محیط مدار، بر مقدار تشعشعات انتقال یافته به مدار اثرات مستقیمی دارند [۸].

روش‌های مقاوم‌سازی در برابر تشعشعات فضایی

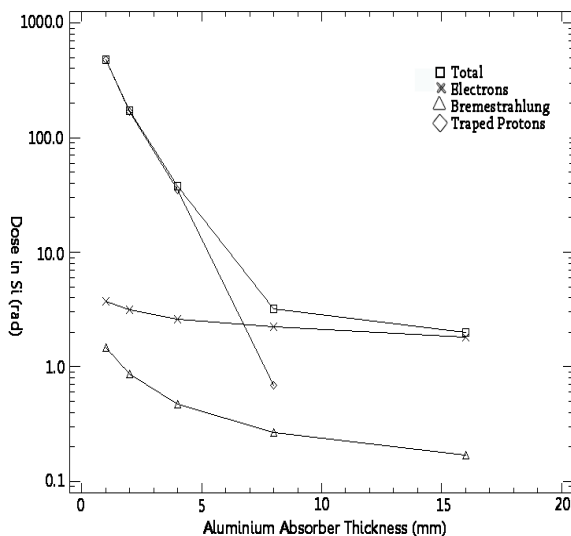
مصون‌سازی نسبت به تأثیرات نامطلوب محیط تشعشعات مهم‌ترین چالش برای کاربرد مدار پیاده‌سازی بر افزاره‌های تجاری، در محیط‌های مذکور است. برای این منظور راه‌کارهای مختلفی ارائه شده است اما ساختارها و قابلیت‌های جدید در افزاره‌های تجاری به‌ویژه افزاره‌های برنامه‌پذیر، ارائه روش‌های نوین در این زمینه می‌طلبد، به‌طوری‌که علاوه بر حفظ فضای لازم برای پیاده‌سازی، توان مصرفی، سرعت و دیگر پارامترهای مطلوب مداری، اطمینان‌پذیری مناسبی نیز داشته باشد. در واقع آن چه در سمت ماهواره مهم است کاهش هر چه بیشتر حجم، فضا و توان مصرفی است، از این رو به هنگام پیاده‌سازی تأکید بر کاهش سطح مصرفی یا حالت میانه‌ای بین حجم منابع مصرفی و تأخیر پردازش است. اما در سمت گیرنده (ایستگاه زمینی) محدودیتی در زمینه استفاده از منابع وجود ندارد. از جمله روش‌های ارائه شده در ماهواره‌ها، برای مقاوم‌سازی نسبت به اثرات رخداد یکتا می‌توان به افزونگی سه ماژولی (TMR^{۱۰}) به‌صورت کامل یا انتخابی، استفاده از بیت توازن یا کدهای همینگ اشاره کرد [۷-۳]. البته روش‌های جدیدی در این زمینه در حال توسعه است. اما غالب مطالعات انجام شده در زمینه مقدار تشعشعات یونیزه‌کننده به جای ارائه راه‌کار مداری، شکل مطالعاتی دارند و تنها روش مداری ارائه شده در این زمینه روش دو ماژولی است، به‌طوری‌که در هر لحظه از زمان یکی از دو ماژول روشن و دیگری خاموش است [۸]. به‌طور کلی شیلدینگ، غالب‌ترین روش، کاهش اثر تشعشعات یونیزه‌کننده است چرا که با افزایش ضخامت شیلد چگالی الکترون‌های عرضه‌شده بر مدارهای الکترونیکی به صورت زیادی کاهش می‌یابد [۹]. نتایج شبیه‌سازی ارائه شده در ادامه این مقاله مؤید همین مطلب در ماهواره‌های

11.Space Environment Information System (SPENVIS)

10. Three Module Redundancy(TMR)

برخوردها نقایص نسبتاً پایداری در اجزای قطعات الکترونیکی ایجاد می‌کنند که با جمع‌شدن اثرات این نقایص به مرور و با گذشت زمان مدار به‌طور کامل کارایی خود را از دست می‌دهد. فناوری تراشه، محافظ استفاده شده و محیط تشعشعات بر مدت زمان مذکور تأثیرات بسزایی دارند، به‌طوری‌که فناوری‌های مختلف باعث مقاومت‌های متفاوتی در برابر این اثر ناخواسته شده همچنین جنس و ضخامت محافظ و تراکم ذرات یونیزه‌کننده محیط مدار، بر مقدار تشعشعات انتقال‌یافته به میکروالکترونیک اثرات مستقیمی دارند. روش‌های طراحی در سطح مدار الکترونیکی برای مقاوم‌سازی نسبت به تشعشعات یونیزه‌کننده وجود دارد و برای مقابله با این پدیده مخرب بیشتر بر شیلدینگ تأکید می‌شود.

در این بخش از مقاله با مدل‌سازی مداری دو نمونه ماهواره ارتفاع پایین (ماهواره ملی امید و ماهواره ملی رصد) تأثیر ضخامت شیلدینگ بررسی شده است. نتایج مدل‌سازی در شکل (۱) و شکل (۲) نشان داده شده است. در این منحنی‌ها تأثیر دوز یونیزه‌کننده به تفکیک برحسب عامل یونیزه‌کننده (الکترون، برخوردهای ثانوی، پروتون‌های به دام‌افتاده، پروتون‌های ناشی از فعالیت‌های خورشیدی) ارائه شده است. چنانچه نتایج نشان می‌دهد، در هر دو ماهواره بخش عمده‌ای از اثر جمع‌شدن تشعشعات یونیزه‌کننده مربوط به الکترون‌هاست، به‌طوری‌که با افزایش ضخامت شیلد این اثر کاهش چشم‌گیری داشته است. اما در رابطه با پروتون‌ها و یون‌های سنگین، این ذرات به‌طور ذاتی تأثیر کمتری در جمع‌شدن تشعشعات یونیزه‌کننده دارند. اما چنانچه شبیه‌سازی نشان می‌دهد با افزایش ضخامت شیلد روند کاهش اثر ذرات مذکور چندان سریع نیست.



شکل ۱- دوز جمع‌شونده حسب ضخامت شیلد (ماهواره امید)

کنند. اسپنویس بر اساس مدل‌های استاندارد شناخته شده بین‌المللی اطلاعات را در اختیار کاربران قرار می‌دهد. این نرم‌افزار با دریافت مشخصات مداری ماهواره و اطلاعات اولیه از جمله زمان پرتاب و شیلد استفاده شده، مقدار تشعشعات از جمله نرخ SEU در هر بیت و چگالی پروتون‌ها و الکترون‌ها و اثرات آن روی سیستم‌های الکترونیکی را در اختیار کاربر قرار می‌دهد. از آنجا که واژگونی بیت‌ها در مدارهای ارتفاع پایین غالباً تحت تأثیر پروتون‌ها حادث می‌شود به همین دلیل چگالی پروتون‌ها و الکترون‌ها برای ماهواره‌های موردنظر به‌صورت جداگانه لحاظ شده است. همچنین اطلاعات لازم برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی‌ها مطابق جدول (۱) و جدول (۲) در نظر گرفته شده است.

جدول ۱- مشخصات ماهواره ملی امید [۱۰]

مشخصه	مقدار
ابعاد:	۴۰×۴۰×۴۰ سانتی‌متر
وزن:	۲۷ کیلوگرم
آغاز مأموریت (UTC):	۲ فوریه ۲۰۰۹ ساعت ۱۸:۳۴
باند فرکانسی:	UHF
پریود گره‌ای	۹۰:۷ دقیقه
زاویه انحراف:	۵۵/۷۱ درجه
حیض:	۳۸۱/۲ کیلومتر
اوج:	۲۴۵/۵ کیلومتر
دوره مأموریت:	۸۲ روز

جدول ۲- مشخصات ماهواره ملی رصد

مشخصه	مقدار
ابعاد:	استوانه‌ای
وزن:	۱۵/۳ کیلوگرم
آغاز مأموریت (UTC):	۱۵ ژوئن ۲۰۱۱ ساعت ۵:۳۰
باند فرکانسی:	UHF
پریود گره‌ای	۸۵:۸۹
زاویه انحراف:	۵۵/۶۸۰ درجه
حیض:	۲۴۴ کیلومتر
اوج:	۲۹۱ کیلومتر
دوره مأموریت:	۲۱ روز

شیلدینگ و جمع‌شدن تشعشعات یونیزه‌کننده

چنانچه اشاره شد، اثر نامطلوب جمع‌شدن تشعشعات یونیزه‌کننده اثری فرسایشی است، بدین معنا که با برخورد ذراتی مانند الکترون‌ها به مدار الکترونیکی، اثری آنی در مدار مشاهده نمی‌شود، ولی این

ماهواره باشند. مهم‌ترین ذره در فضا که می‌تواند موجب چنین واکنش هسته‌ای شود، پروتون است. یکی از عملی‌ترین روش برای محاسبه SEUهای ناشی از پروتون، اندازه‌گیری سطح مقطع مؤثر SEU در یک انرژی پروتون و سپس استفاده از روش ارائه شده توسط ویبال برای پیدا کردن نرخ SEU در هر محیط پروتونی است. طبق روش ویبال، سطح مقطع مؤثر پروتون برحسب سانتی‌متر مربع بر بیت برابر خواهد بود با [۱۳]:

$$\sigma_{proton} = s_{sat} (1 - e^{-(E-E_0/W)^s}) \quad (1)$$

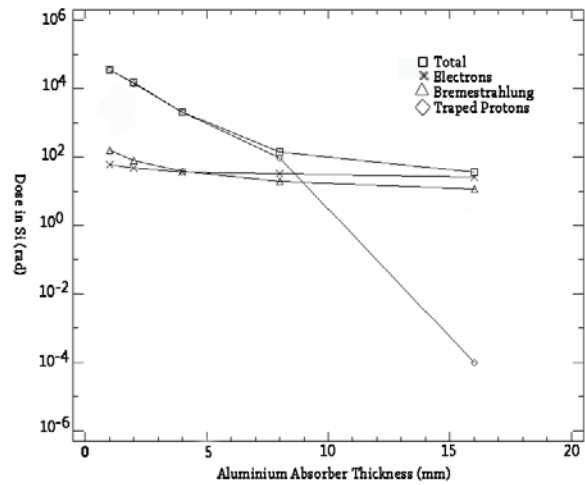
سطح مقطع SEU ناشی از پروتون در 10^{-12} سانتی‌متر مربع بر بیت که برای افزاره و برترکس داریم [۱۳، ۱۴]: $S_{sat} = 0.22 \times 10^{-12}$ سانتی‌متر مربع، $E_0 = 10$ مگاالکتروولت، $W = 30$ و $S = 2$ برابر با ۲. با توجه به رابطه ۱، آهنگ رخداد خطای SEU از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۲۰].

$$N = \int_{E_{min}}^{E_{max}} \frac{d\phi}{dE}(E) \cdot \sigma_{proton}(E) \cdot dE \quad (2)$$

که در آن E_{max} بیشینه انرژی طیف دیفرانسیلی پروتون‌ها، E_{min} کمینه انرژی طیف دیفرانسیلی پروتون‌ها به صورت تابعی از انرژی (رابطه ۱) است.

در تعیین نرخ SEU علاوه بر شرایط محیطی و مدار استقرار ماهواره و سطح مقطع رخداد SEU (طبق رابطه ویبال)، ضخامت شیلد نیز مؤثر است. بر همین اساس در شکل (۳) و شکل (۴) به ازای چند نوع حافظه با جنس‌های گالیوم آرسنیک و سیلیکن برحسب ضخامت شیلد نرخ واژگونی بیت در هر روز در هر بیت^{۱۲} مدل‌سازی و شبیه‌سازی شده است.

چنانچه نتایج ارزیابی نشان می‌دهد در هر دو ماهواره نمونه (ماهواره ملی امید و رصد) و به ازای هر یک از حافظه‌های شبیه‌سازی شده، نرخ واژگونی بیت‌های حافظه با افزایش ضخامت شیلد آلومینیومی کاهش می‌یابد. همچنین با توجه به این نتایج مشخص می‌شود که در زمینه حافظه‌ها، فناوری گالیوم آرسنیک نسبت به فناوری سیلیکن در برابر واژگونی بیت وضعیت بدتری دارد. دلیل این تفاوت با نگاهی به ساختار سلول حافظه در هر دو فناوری مشخص‌تر می‌شود. یک سلول حافظه در هر دو فناوری تقریباً از یک چیدمان شش ترانزیستوری استفاده می‌کنند اما با توجه به ماهیت فناوری گالیوم آرسنیک فیدبک مثبت این سلول‌ها قوی‌تر است (حافظه‌ها سرعت بالا هستند) پس اگر پارازیت یا پالس جریان، حتی کوچک، شکل بگیرد بلافاصله این فیدبک مثبت قوی آن را به واژگونی ناخواسته منطق ذخیره شده تبدیل خواهد کرد. این پدیده در حافظه‌های نوع سیلیکونی به دلیل ضعیف‌تر بودن فیدبک نیازمند



شکل ۲- دوز جمع‌شونده برحسب ضخامت شیلد (ماهواره رصد)

محاسبه نرخ SEU

پروتون‌ها و یون‌های سنگین پرنرژی بیشتر انرژی‌شان را از طریق فرایندهای یونیزاسیون در مواد از دست می‌دهند. زمانی که یونیزاسیون اتفاق می‌افتد، این ذرات به هنگام عبور از پیوندگاه p-n، باریکه چگالی از جفت‌های الکترون-حفره به جای می‌گذارند. این بارهای به جای مانده، برخی مجدداً ترکیب شده و برخی دیگر در اتصالات پیوندگاه جمع خواهند شد. بارهای نواحی خارج از پیوندگاه به کمک فرایندهای پخش و تونل‌زنی فانلی جمع‌آوری می‌شوند و نتیجه نهایی تولید یک پالس جریان آنی در گره داخلی مدار است که تحت اصابت ذره قرار گرفته است. اندازه بار به عوامل زیر بستگی دارد:

۱. مشخصات یون شامل انرژی، نوع یون و حالت بار
۲. مشخصات فیزیکی قطعه شامل طول مسیری که بار در آن به جای مانده و جمع‌آوری می‌شود.
۳. حساسیت مدار به ایمپالس‌های کوچک جریان، که بستگی به ولتاژ مورد نیاز برای سوئیچ حالت‌ها، ظرفیت خازنی و زمان پاسخ مدار دارد.

برای محاسبه نرخ SEU سه کمیت زیر باید تعیین شوند [۱۲ و ۱۱، ۵]:

۱. سطح مقطع قطعه، اغلب از طریق آزمایش تعیین می‌شود.
۲. توزیع ذرات (پروتون‌ها) در محیط فضا که بستگی به فعالیت زبانه خورشیدی، فعالیت کمر بند تشعشعی و نوع و میزان لایه محافظ دارد.

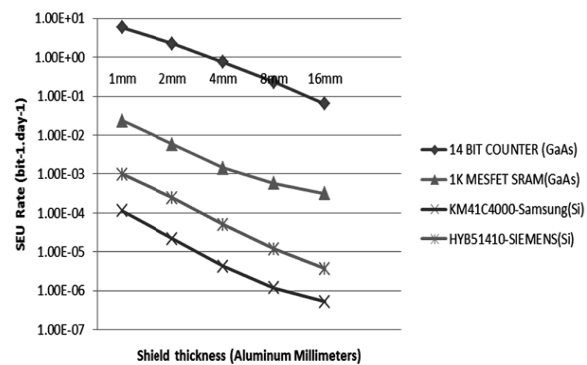
۳. بار بحرانی، ناحیه و حجم حساس به SEU ذرات با قابلیت یونیزاسیون بالا که موجب SEU می‌شوند، ممکن است پاره‌های واکنش هسته‌ای سیلیکون با ذرات خارج از

انتخاب می‌شود، به عنوان نمونه در بخش محموله تصویر یا زیرسیستم تله‌متری ممکن است حافظه‌ها صرفاً برای مدیریت داده^{۱۳} استفاده شوند. در این موارد از حافظه‌های فلش^{۱۴} استفاده می‌شود که نسبت به محیط، تشعشعات مشخصه بهتری دارند [۱۷]. در بخش‌هایی که از پردازنده سرعت بالا استفاده می‌شود باید با حافظه‌های سرعت بالاتر کار کرد که در این حالت از حافظه‌های استاتیکی یا دینامیکی استفاده می‌شود. علاوه بر این‌ها در مواردی که بردهای ماهواره از افزاره‌های برنامه‌پذیر استفاده کنند متناسب با ساختار افزاره استفاده شده، حافظه استاتیکی و E²PROM یا نوع فلش به سیستم تحمیل خواهد شد. اما تحقیقات نشان می‌دهد حافظه‌های استاتیکی و دینامیکی نسبت به پدیده واژگونی بیت‌های حافظه بسیار مستعد هستند. در مرجع [۱۸] برای چند ماهواره مختلف میزان و نوع حافظه استاتیکی و دینامیکی استفاده شده آمده است.

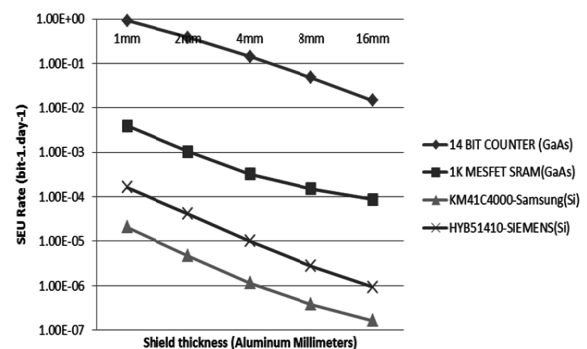
برای مقاوم‌سازی حافظه‌های مستعد خطای SEU جوان‌سازی یا جاروب حافظه یکی از تکنیک‌های مرسوم و مرتبه بالاست [۲۱]. در فضای پیکربندی افزاره‌های برنامه‌پذیر از طریق EPROM و حافظه RAM از طریق واحد EDAC انجام می‌شود. نکته مهم در این تکنیک تعیین زمان بازیابی است. این زمان را می‌توان با دو رویکرد پیش‌بینی رخداد خطا یا به صورت پریودیک اجرا کرد. در رویکرد پیش‌بینی، بر اساس یک سیستم تشخیص خطا، زمانی که احتمال رخداد خطا افزایش می‌یابد، بازیابی انجام می‌شود. این تکنیک مستلزم طراحی و پذیرش هزینه ماژول چک‌کننده است. در روش بازیابی با پریود مشخص، سیستم با یک دوره زمانی عمل بازیابی را انجام می‌دهد. تعیین زمان بازیابی فاکتور بسیار مهمی در قابلیت اطمینان سیستم تحت این شرایط است [۲]. ماهواره‌های مختلف دارای زمان جاروب گوناگونی هستند. مدت زمان بین جاروب‌ها در چند ماهواره در مرجع [۱۸] ذکر شده است. اما به طور کلی معیاری برای تعیین این زمان در هیچ مرجع یا سند طراحی ذکر نشده است. غالباً این زمان بدون محاسبه قابلیت اطمینان و صرفاً بر اساس نیازمندی‌های تابعی تعیین می‌شود. اما در این مقاله با تعیین نرخ خرابی متغیر با زمان دوره زمانی دقیق برای جاروب حافظه‌ها تعیین خواهد شد.

در این مقاله، معیار زمان بازیابی سطح مشخصی از قابلیت اطمینان در نظر گرفته شده است به این معنی که اگر قابلیت اطمینان از آن سطح کمتر شود بازیابی انجام می‌شود. شایان ذکر است با فرض اینکه در لحظه جدایش اشکالی در ماژول حافظه وجود نداشته باشد قابلیت اطمینان ۱۰۰ درصد است و به مرور زمان بسته به نرخ

پالس‌های جریانی بزرگ‌تری است. برای افزایش مقاومت سلول حافظه در برابر این پالس‌های ناشی از تشعشعات یا باید فیدبک مثبت را تضعیف کرد یا در مسیر آن فیلتر قرار داد. بنابراین بر خلاف بحث ایمنی فناوری گالیوم آرسنیک در برابر اثر یونیزه‌کننده تشعشعات، نرخ واژگونی بیت این فناوری قابل قیاس با نوع سیلیکونی است [۲۲]. شایان ذکر است که فناوری گالیوم آرسنیک در مقایسه با نوع سیلیکون از نقطه نظر جمع‌شدن تشعشعات یونیزه‌کننده وضعیت بهتری دارد. دلیل این مسئله به ساختار فناوری گالیوم آرسنیک مربوط می‌شود چرا که این فناوری فاقد اکسید سیلیکون بوده بنابراین پدیده انباشته شدن نقص در آن رخ نمی‌دهد [۲۳].



شکل ۳- نرخ واژگونی بیت (SEU) بر حسب ضخامت شیلد (ماهواره امید)

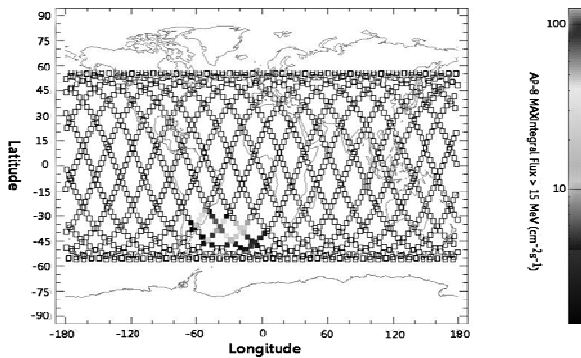


شکل ۴- نرخ واژگونی بیت (SEU) بر حسب ضخامت شیلد (ماهواره رصد)

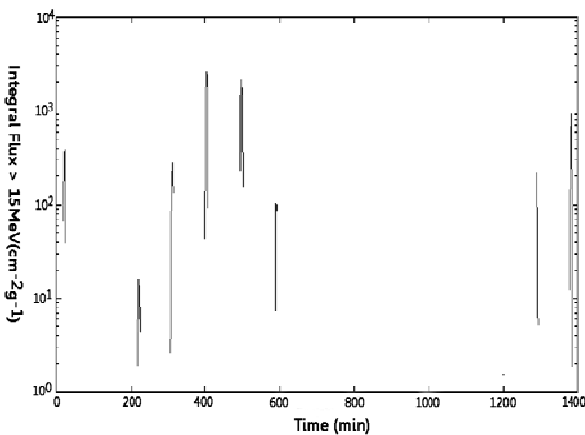
افزایش قابلیت اطمینان نسبت به واژگونی بیت‌های حافظه (SEU) با تکنیک جوان‌سازی

چنانچه اشاره شد، مهم‌ترین تأثیر تشعشعات به صورت واژگونی بیت حافظه‌هاست [۱۵، ۶]. حافظه‌ها به دسته‌های مختلفی، از جمله حافظه‌های فرار و غیرفرار تقسیم می‌شوند [۱۶] و در ماهواره‌ها با اهداف مختلفی استفاده می‌شوند. متناسب با کاربرد، نوع حافظه

13. Data Handling
 14. Flash



شکل ۵- منحنی پروتون‌های واردشده بر ماهواره با مشخصات مداری ماهواره امید بر حسب مدار



شکل ۶- چگالی پروتون‌های با انرژی بیش از ۱۵ مگاالکترون ولت بر حسب زمان در ماهواره‌ای با مشخصات ماهواره امید

تعیین زمان جاروب در EDAC‌های نمونه

یک کلمه از حافظه مقاوم‌سازی شده با تکنیک‌های اصلاح یک خطا، از نظر قابلیت اطمینان سه وضعیت دارند یا بدون خطاست (S_0) یا تنها یک خطا (S_1) دارد یا بیش از یک خطا (S_2). قابلیت اطمینان به‌طور خلاصه عبارت است از مجموع احتمال حالت بدون خطا و حالت تک خطا. مدل کامل تئوری مارکوف برای محاسبه قابلیت اطمینان در شکل (۷) آمده است. برای توضیحات بیشتر در رابطه با این مدل می‌توانید به مرجع [۲] مراجعه کنید. با اغماض از انتقال‌های با احتمال پایین (مسیرهای نقطه‌چین) روابط محاسبه قابلیت اطمینان در کلمه‌ای با طول n عبارتند از:

$$\frac{dS_1(t)}{dt} = n\lambda(t)S_0(t) - n\lambda(t)S_1(t) \quad \frac{dS_0(t)}{dt} = -n\lambda(t)S_0(t)$$

$$\frac{dS_2(t)}{dt} = n\lambda(t)S_1(t)$$

که با حل روابط بالا داریم:

خرابی، قابلیت اطمینان کاهش می‌یابد. ثابت بودن نرخ خرابی یا متغیر با زمان بودن آن در یک بازه زمانی طولانی، منحنی مشخصه قابلیت اطمینان را متأثر می‌کند و این دو مشخصه یکسان نیستند. با توجه به اینکه تراکم رخداد SEU در مسیر حرکت ماهواره یکنواخت نیست - به ویژه در مناطقی با چگالی پروتونی بالا (مانند اقیانوس اطلس جنوبی) این نرخ بیشتر است [۱۸] - متغیر با زمان بودن نرخ SEU به واقعیت نزدیک‌تر است. اما با توجه به مقادیر گزارش شده از پرواز ماهواره‌های مختلف و نتایج مدل‌سازی، تعیین دقیق نرخ SEU بر حسب زمان مستلزم چالش‌های بیشتری است در حالت ساده‌تر و معقول‌تر می‌توان بین این نرخ با چگالی پروتون‌ها رابطه مستقیم در نظر گرفت [۱۸, ۱۹]. البته چنانچه ذکر شد، توجه به این نکته ضروری است که تنها پروتون‌هایی قادر به واژگونی بیت‌ها هستند که قدرت LETکنندگی کافی داشته باشند. به همین جهت تناسب بین متوسط نرخ SEU در هر روز و چگالی پروتون‌هایی با انرژی کافی (۱۵ مگا الکترون ولت) در نظر گرفته شده است (شکل ۵ و شکل ۶). این چگالی در محیط نرم‌افزار اسپنویس قابل فیلتر و جداسازی است. با این توصیف و تبدیل تناسب به تساوی خواهیم داشت:

$$SEU_{Rate} \propto Flux(t) \rightarrow SEU_{Rate} = \alpha Flux(t) \quad (3)$$

برای تعیین ضریب تساوی (α) توجه به این نکته کافی است که خطا اثری جمع‌شونده است بنابراین انتگرال نرخ SEU متغیر با زمان به مدت یک روز معادل نرخ SEU در روز خواهد بود. از سوی دیگر نرخ SEU در روز هم از داده‌های پرواز و هم به کمک شبیه‌سازی قابل تعیین است پس داریم:

$$\left\langle \int_0^{1440} \alpha Flux(t) dt \right\rangle_{SEU_{Rate}^{bit^{-1}min^{-1}}} = SEU_{Rate}^{bit^{-1}day^{-1}} \quad (4)$$

پس از تعیین از رابطه (۴) و ج α ایگذاری آن در رابطه (۳) نرخ SEU متغیر با زمان تعیین و در محاسبات قابلیت اطمینان، به عنوان نرخ خرابی متغیر با زمان لحاظ می‌شود. در ادامه برای نشان دادن مصداق کاربرد نرخ خرابی SEU، ابتدا قابلیت اطمینان در حافظه‌های مقاوم‌سازی شده با تکنیک اصلاح یک خطا محاسبه و این روابط به ازای نرخ SEU ثابت و متغیر با زمان تعیین شده است. در ادامه تأثیر متغیر و ثابت بودن نرخ واژگونی در چند نمونه EDAC تعیین شده است.

مقادیر ارائه شده نشان‌دهنده بهترین زمان بازیابی یا جاروب حافظه است. تفاوت زمانی بین مقادیر با نرخ خرابی متغیر و ثابت به خاطر تفاوت در منحنی قابلیت اطمینان این دو نرخ است. در حالت نرخ خرابی ثابت با زمان، احتمال انباشتگی خرابی یکنواخت است و رفته رفته افزایش پیدا می‌کند. اما در نوع متغیر با زمان این احتمال با پیروی از نرخ خرابی پالسی - که خود ناشی از پالسی بودن چگالی پروتون‌هاست (شکل ۶) - به صورت آنی وارد می‌شود و حتی ممکن است برای مدت طولانی این پالس رخ ندهد. با توجه به شبیه‌سازی‌ها، اولین پالس به حدی قوی است که در حالت نرخ خرابی متغیر، زمان مورد نیاز برای جاروب در یکی از انواع روش‌های کدینگ تقریباً نزدیک هم است. اما این زمان‌ها در حالت نرخ ثابت تفاوت بیشتری دارند چرا که منحنی قابلیت اطمینان روند کاهشی یکنواختی دارد. البته در این جدول حالت‌هایی که مقدار ندارند به این معنی است که در مدت یک روز، قابلیت اطمینان آنها از سطح مشخص شده پایین‌تر نخواهد آمد. برای تعیین زمان جاروب یا باید سطح قابلیت اطمینان را بالا در نظر گرفت یا مدت زمان را بیشتر از یک روز لحاظ کرد.

نتیجه‌گیری

به طور خلاصه در این مقاله، اثرات تشعشعات فضایی بر میکروالکترونیک ماهواره‌های ارتفاع پایین در دو دسته کلی دوز یونیزه‌کننده جمع‌شونده و اثرات رخداد یکتا بررسی شد. تأثیر تشعشعات در دو نمونه ماهواره ارتفاع پایین (ماهواره ملی امید و رصد) مدل‌سازی و برآورد شد. در ادامه، چگونگی تعیین نرخ SEU متغیر با زمان در ماهواره‌های با مشخصات مداري ماهواره امید ارائه شد. براساس نرخ محاسبه شده، قابلیت اطمینان در بخش‌هایی از حافظه که با تکنیک اصلاح تک خطا مقاوم‌سازی شده بودند محاسبه گردید. سطحی از قابلیت اطمینان - که مد نظر طراحی است - به عنوان معیار زمان بازیابی حافظه قرار داده شد و روشی برای تعیین زمان بازیابی یا جاروب حافظه‌ها ارائه و نتایج برای چند روش مقاوم‌سازی EDAC گزارش گردید.

مراجع

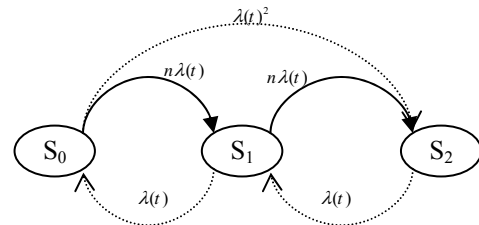
- [1] Velazco, R., Fouillat, P. and Reis, R., *Radiation Effects on Embedded Systems*, Dordrecht; Springer, 2007.
- [2] Koren, I. and Krishna, C. M., *Fault-Tolerant Systems*, Amsterdam; London: Elsevier Morgan Kaufmann, 2007.
- [3] Fulkerson, D. E., "An Engineering Model for Single-Event Effects and Soft Error Rates in Bulk CMOS,"

$$R(t) = S_0(t) + S_1(t) = \exp\left(-\int_0^t n\lambda(t)dt\right) + \left(\int_0^t n\lambda(t)dt\right) \exp\left(-\int_0^t n\lambda(t)dt\right) \quad (5)$$

که با نرخ ثابت خرابی رابطه ۵ برای قابلیت اطمینان به دست می‌آید.

$$\lambda(t) = \lambda \rightarrow R(t) = (1 + n\lambda t)e^{-n\lambda t} \quad (6)$$

فرمول‌های ۵ و ۶ معیار ارزیابی زمان بازیابی برای نرخ خطای متغیر با زمان و نرخ ثابت در نظر گرفته شده است. نتایج ارزیابی زمان بازیابی برای پنج نوع حافظه مختلف - که با تکنیک‌های متفاوت مقاوم‌سازی شده‌اند - در جدول (۳) نشان داده شده است.



شکل ۷- مدل ماکوف برای محاسبه قابلیت اطمینان در حافظه‌های SEC

جدول ۳- تعیین اولین زمان بازیابی حافظه در ماهواره‌ای با مشخصات مداری ماهواره امید

حافظه	کدینگ و تشخیص و اصلاح خطا	سطح قابلیت اطمینان	زمان بازیابی (نرخ ثابت) SEU	زمان بازیابی (نرخ متغیر) SEU
HYB51410 SIEMENS	BCH(31,27,1)	0.9999999	478 Minute	404 Minute
	BCH(63,27,1)	0.9999999	744 Minute	406 Minute
	BCH(127,27,1)	0.9999999	369 Minute	403 Minute
	BCH(255,27,1)	0.9999999	183 Minute	401 Minute
MB81410 0 Fujitsu	BCH(31,27,1)	0.9999999	744 Minute	406 Minute
	BCH(63,27,1)	0.9999999	1159 Minute	408 Minute
	BCH(127,27,1)	0.9999999	574 Minute	404 Minute
	BCH(255,27,1)	0.9999999	286 Minute	402 Minute
MT4C100 4 Austin	BCH(31,27,1)	0.9999999	-- Minute	-- Minute
	BCH(63,27,1)	0.9999999	-- Minute	-- Minute
	BCH(127,27,1)	0.9999999	-- Minute	-- Minute
	BCH(255,27,1)	0.9999999	1316 Minute	1376 Minute
KM41C400 0 Samsung	BCH(31,27,1)	0.9999999	-- Minute	-- Minute
	BCH(63,27,1)	0.9999999	-- Minute	-- Minute
	BCH(127,27,1)	0.9999999	-- Minute	-- Minute
	BCH(255,27,1)	0.9999999	-- Minute	-- Minute
SM144100 Texas Ins.	BCH(31,27,1)	0.9999999	-- Minute	-- Minute
	BCH(63,27,1)	0.9999999	-- Minute	-- Minute
	BCH(127,27,1)	0.9999999	1107 Minute	497 Minute
	BCH(255,27,1)	0.9999999	551 Minute	404 Minute

- [13] Fuller, E., Caffrey, M., Salazar, A., Carmichael, C. and Fabula, J., "Radiation Testing Update, SEU Mitigation, and Availability Analysis of the Virtex FPGA for Space Re-Configurable Computing," *Presented at the IEEE Nuclear and Space Radiation Effects Conference*, 2000.
- [14] David, M. H., Zaeem, M. and Chyab, F., "Single Event Upset Characterization of the Virtex-4 Field Programmable Gate Array Using Proton Irradiation," *Radiation Effects Data Workshop*, 2006, pp. 105-108.
- [15] Pratt, B., Caffrey, M., Carrol, J.F. and et al., "Fine-Grain SEU Mitigation for FPGAs Using Partial TMR," *Nuclear Science, IEEE Transactions*, Vol. 55, No. 4, 2008, pp. 2274-2280.
- [16] Sicard, E. and Bendhia, S., *Advanced CMOS Cell Design*, New York ; Toronto; McGraw-Hill, 2007.
- [17] Cellere, G. and Paccagnella, A., "A Review of Ionizing Radiation Effects in Floating Gate Memories," *Device and Materials Reliability, IEEE Transactions on*, Vol. 4, No. 3, 2004, pp. 359-370.
- [18] Poivey, C., Gee, G. and Barth, J., "Lessons Learned from Radiation Induced Effects on Solid State Recorders (SSR) and Memories," *Presented at the Presented at SPWG*, September 10, 2002.
- [19] Kuznetsov, N. V., "The Rate of Single Event Upsets in Electronic Circuits Onboard Spacecraft," *Cosmic Research Workshop*, Vol. 43, No. 6, 2005, pp. 423-431.
- [20] ECSS Standard, *Calculation of Radiation and its Effects and Margin Policy Handbook*, ECSS-Q-ST-60C, 17 December 2010.
- [21] Kastensmidt, F. L. and Reis, R., *Fault-Tolerance Techniques for SRAM-Based FPGAs*, Springer, 2007.
- [22] Brown, A.T., Massengill, L.W., Diehl, S.E. and Hauser, J.R., "A Model of Transient Radiation Effects in GaAs Static RAM Cells," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, Vol. 33, No. 6, 1986, pp. 1519-1523.
- [23] Srivastava, A. and Ganeshan, M., "Total Dose Radiation Hardening and Testing Issues of GaAs Static Memories," *the IEEE International Workshop on Memory Technology, Design and Testing*, 1994, pp. 135-140.
- Nuclear Science, IEEE Transactions*, Vol. 58, No. 2, 2011, pp. 506-515.
- [4] Shih-Fu, L., Sorrenti, G., "Increasing Reliability of FPGA-Based Adaptive Equalizers in the Presence of Single Event Upsets," *Nuclear Science, IEEE Transactions*, Vol. 58, No. 3, 2011, pp. 1072-1077.
- [5] Alpat, B., Menichelli, M., Caraffini, D. and Petasecca, M., "Background Estimation in MXGS Apparatus on International Space Station," *Nuclear Science, IEEE Transactions*, Vol. 57, No. 4, 2010, pp. 2010-2016.
- [6] Bidokhti, N., "SEU Concept to Reality (Allocation, Prediction, Mitigation)," *Reliability and Maintainability Symposium (RAMS)*, 2010, pp. 1-5.
- [7] Dominik, L., "System Mitigation Techniques for Single Event Effects," *Digital Avionics Systems Conference IEEE/AIAA 27th*, 2008, pp. 5.C.2-1-5.C.2-12.
- [8] Smith, F. and Mostert, S., "Total Ionizing Dose Mitigation by Means of Reconfigurable FPGA Computing," *Nuclear Science, IEEE Transactions*, Vol. 54, No. 4, 2007, pp. 1343-1349.
- [9] Mayanbari, M. and Kasesaz, Y., "Design and Analyse Space Radiation Shielding for a Nanosatellite in Low Earth Orbit (LEO)," *Recent Advances in Space Technologies (RAST), 5th International Conference*, 2011, pp. 489-493.
- [10] Iranian Space Agency, "OMID Satellite Launch Report," *46th Meeting of the Scientific and Technical Subcommittee of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space (COPUOS)*, Vienna, 9th - 20th February 2009.
- [11] Rejimon, T. and Bhanja, S., "A Timing-Aware Probabilistic Model for Single-Event-Upset Analysis," *Very Large Scale Integration (VLSI) Systems, IEEE Transactions on*, Vol. 14, No. 10, 2006, pp. 1130-1139.
- [12] Hoyos, S. E., Devanve, H.D.R. and Daly, E., "From Satellite Ion Flux Data to SEU Rate Estimation," *Nuclear Science, IEEE Transactions*, Vol. 51, No. 5, 2004, pp. 2927-2935.