

Research Paper

Investigation and Feasibility Study of using Components with Different Categories from the Perspective of Radiation Damage in LEO and GEO Orbits

Hamideh Daneshvar^{1*}, Azam Eidi², Leila Mohamadi³, Reza Omidi⁴, and Pedram Hajipour⁵

1. Department of Radiation and Dosimetry, Radiation Application Research School, Nuclear Science and Technology Research Institute, Tehran, Iran.

2, 3, 5. ICT Research Institute (ITRC), Tehran, Iran.

4. Department of Engineering, Zanjan University, Zanjan, Iran.

*hdaneshvar@aeoi.org.ir

Space radiation can affect the performance and reliability of components in space systems. This paper focuses on the investigation of three types of radiation damage including ionizing dose, displacement damage, and single event damage using OMERE software. Considering the outputs of this software, how to use and use a variety of electronic components with different commercial, military and space grades in LEO and GEO satellites is discussed. These components have the least risk of displacement damage. Mass budget constraints should also be considered when using commercial components in the GEO circuit. The maximum thickness for the safety of components in LEO and GEO circuits is 2.6 mm and 9.5 mm respectively. Given the inability of SEE damage to increase in thickness, the best solution to this damage is to use radiation-resistant solutions, especially software issues.

Keywords: Space Radiation, Thickness, Total Ionizing Dose, Displacement Damage, Single Event Effects, Commercial Military Space.

1. Assistant Professor (Corresponding Author)
2. MSc.
3. Assistant Professor
4. Assistant Professor
5. Instructor

مقاله علمی - پژوهشی

بررسی و امکان سنجی استفاده از قطعات با رده‌های مختلف از منظر آسیب پرتویی در مدار LEO و GEO

حمیده دانشور^{۱*}، اعظم عیدی^۲، لیلا محمدی^۳، رضا امیدي^۴ و پدram حاجی پور^۵

۱- گروه پژوهشی پرتو فوری و دزیمتری، پژوهشکده کاربرد پرتوها، پژوهشگاه علوم و فنون هسته ای، تهران، ایران

۲ و ۳- گروه ارتباطات ماهواره‌ای، پژوهشکده فناوری ارتباطات، پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات، تهران، ایران

۴- دانشکده فنی مهندسی، گروه برق، دانشگاه زنجان، زنجان، ایران

*hdaneshvar@aeoi.org.ir

تشعشعات فضایی می‌تواند بر عملکرد و قابلیت اطمینان قطعات موجود در سامانه‌های فضایی تأثیرگذار باشد. در این مقاله به بررسی سه نوع آسیب پرتویی شامل دز یونیزان، آسیب جابه‌جایی و تک رخدادی با استفاده از نرم‌افزار OMERE متمرکز شده است. با در نظرگیری نتایج خروجی از این نرم‌افزار چگونگی به کارگیری و استفاده از انواع قطعات الکترونیکی با رده‌های مختلف تجاری، نظامی و فضایی در مأموریت‌های مداری LEO و GEO مورد بحث قرار می‌گیرد. نتایج نشان می‌دهد که برای این قطعات، آسیب جابه‌جایی دارای کمترین مخاطره است. برای مدار GEO تقریباً ۱/۵ میلی‌متر ضخامت آلومینیم برای رفع اثر این پدیده مورد نیاز است. در صورت استفاده از قطعات تجاری در مدار GEO عامل محدودکننده، بودجه جرمی می‌باشد. برای ایمنی قطعات تجاری، نظامی و فضایی از آسیب TID در مدار LEO در ارتفاع ۵۵۰ کیلومتر به ترتیب تقریباً برابر با ۲/۶، ۰/۵ و ۰/۳ میلی‌متر آلومینیم لازم است. مقادیر دز محاسبه شده در مدار GEO و در بازه زمانی ۵ ساله به آغاز مأموریت وابسته است. فاصله کمینه و بیشینه مقدار دز دریافتی با احتساب مقدار ۲ میلی‌متر از ضخامت حفاظ آلومینیمی، تقریباً ۵۷۰ krad است. بیشترین مقدار ضخامت برای ایمنی قطعات تجاری، نظامی و فضایی در بازه زمانی ۵ ساله مأموریت GEO به ترتیب تقریباً برابر با ۹/۵، ۵/۵ و ۳/۲ میلی‌متر آلومینیم و برای مأموریت با آغاز سال ۲۰۲۶ است. با توجه به عدم تأثیرپذیری آسیب SEE از افزایش ضخامت، بهترین راه حل در برابر این آسیب، استفاده از راهکارهای مقاوم سازی در برابر تابش خصوصاً روش‌های نرم‌افزاری است.

واژه‌های کلیدی: تشعشعات فضایی، ضخامت، دز یونیزان کل، دز غیر یونیزان کل، آسیب تک رخدادی، قطعات تجاری، قطعات نظامی، قطعات فضایی.

Non Ionization Energy Loss (NIEL)

Radiation Design Margin (RDM)

Single Event Effects (SEE)

Linear Energy Transfer (LET)

آسیب دز غیر یونیزان

حاشیه طراحی تشعشع

آسیب اثرات تک‌رخدادی

انتقال خطی انرژی

علائم و اختصارات

Displacement Damage (DD)

Total Non Ionizing Dose (TNID)

Total Ionizing Dose (TID)

آسیب جابه‌جایی

دز غیر یونیزان کل

دز یونیزان کل

مقدمه

یکی از مسائل مهمی که باید در طراحی سامانه‌های فضایی مد نظر قرار گیرد، توجه به اختلاف محیط زمینی با محیط فضا است. این

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. کارشناسی ارشد

۳. استادیار

۴. استادیار

۵. امری

نوع اندرکنش به ویژگی‌های ذره (بار و انرژی) و ماده تشکیل‌دهنده قطعات (چگالی، جرم و بار) بستگی دارد. آسیب‌های ناشی از اندرکنش ذرات با ماده به سه دسته زیر تقسیم‌بندی می‌شوند که شامل دز یونیزان کل، آسیب جابه‌جایی و آسیب اثرات تک رخدادی خواهد بود. باید توجه داشت که برخی از این اثرات، اختلال‌های موقت ایجاد می‌کنند که تا حدی قابل احیاء است درحالی‌که برخی دیگر سبب اثرات دائمی می‌شود [۷-۶].

یکی از پارامترهای بسیار مهم در طراحی و تصمیم‌گیری برای مقابله با انواع این آسیب‌ها توجه به فازهای مختلف طراحی و ساخت سامانه فضایی است. در اولین فاز یعنی فاز امکان سنجی باید محیط تابشی شامل شار ذرات در نظر گرفته شده و طراحی در حد سیستمی است. در فاز مرور طراحی اولیه^۸، ارزیابی محیط تابشی نهایی شده و تحلیل مقدماتی از حفاظ تابشی در نظر گرفته می‌شود. در این مرحله طراحی حفاظ تابشی در حد تجهیز است. در فاز مرور طراحی بحرانی^۹ داده‌های تابشی قطعات انتخاب شده، ارزیابی شده و تحلیل نهایی حفاظ انجام می‌شود. در این مرحله تعداد شکست از آزمون‌های تابشی ارزیابی شده و پیش‌بینی‌های لازم محیط فضا با طراحی حفاظ صورت می‌گیرد [۸].

پارامتر مهم دیگر در بحث طراحی تشعشعی، عدد حاشیه طراحی تشعشعی^{۱۰} یا به عبارتی حاشیه طراحی تشعشعی است که به صورت میزان نسبت حساسیت تشعشعی قطعات انتخاب شده به میزان تشعشعات دریافت شده در بازه زمانی مأموریت، تعریف می‌شود [۸]. الزام در نظرگیری حاشیه طراحی تشعشعی با توافق کارفرما و مجری صورت می‌گیرد و کمترین مقدار آن برابر با یک است. در این مقاله جهت اعمال نظر برای انتخاب قطعات با رده‌های مختلف، مقدار حاشیه تشعشعی برابر با یک در نظر گرفته شده است.

هدف از انجام این پژوهش، بررسی آسیب‌های پرتویی رسیده به قطعات الکترونیکی با رده‌های مختلف برای قرارگیری در مدارهای LEO و GEO است. این کار با استفاده از نرم‌افزار OMERE انجام شده است. پیش از این در کارهای مشابهی اثرات مختلف پارامترهای مؤثر در مدل‌سازی آسیب پرتویی با استفاده از این نرم‌افزار انجام شده است [۷].

محتوای ارائه مطالب بدین ترتیب است. در ابتدا مقدماتی در خصوص انواع آسیب‌های پرتویی عنوان می‌شود. سپس انواع رده‌های مطرح برای استفاده در پروژه‌های فضایی بیان شده و در ادامه شبیه‌سازی انواع آسیب‌های پرتویی بر روی این رده از قطعات در مدارهای LEO و GEO ارائه خواهد شد. بر اساس نتایج به دست آمده، درخصوص نحوه به کارگیری این قطعات جمع‌بندی به عمل خواهد آمد.

مسئله باعث تغییر در طراحی شده و بر همه زیرسیستم‌های سامانه‌های فضایی تأثیر می‌گذارد. فهم چگونگی ساز و کار تابش و برهمکنش با این مواد و به دنبال آن اثراتی که در پی این تغییرات مشاهده می‌شود، در انتخاب نوع ماده و چگونگی طراحی و ساخت این تجهیزات بسیار مؤثر خواهد بود. چگالی انواع ذرات موجود در محیط‌های تابشی می‌تواند به طور قابل ملاحظه‌ای با توجه به مدار قرارگیری ماهواره، زاویه میل مداری، دوره فعالیت خورشیدی و مقدار حفاظ فضایی (به علت پراکندگی) تغییر کند. ذرات موجود در محیط تابش فضایی شامل ذرات به دام افتاده، پرتوهای کیهانی کهکشانی و ذرات خورشیدی می‌باشد [۲-۱]. میدان مغناطیسی زمین به شکل یک کاواک ژئومغناطیسی است که به عنوان مگنتوسفر شناخته شده است. خطوط میدان مغناطیسی، ذرات باردار کم انرژی را به دام می‌اندازد [۱].

این ذرات به دام افتاده شامل الکترون‌ها، پروتون‌ها و هم‌چنین تعدادی یون‌های سنگین است و در بین خطوط میدان مغناطیسی و در فاصله مابین قطب‌ها حرکت نوسانی انجام می‌دهند [۱]. پرتوهای کیهانی کهکشانی از چشمه‌های بیرون از منظومه خورشیدی ایجاد می‌شوند. بیرون از منظومه خورشیدی، طیف پرتوهای کیهانی کهکشانی یکنواخت است. سطوح شار این ذرات در مقایسه با ذرات خورشیدی و ذرات به دام افتاده بسیار پایین است. این ذرات برای مأموریت‌های طولانی مدت که در عمق فضا صورت می‌گیرد، جدی‌ترین خطر به شمار می‌رود [۳]. این ذرات شامل ۸۵ درصد پروتون و ۱۴ درصد ذرات آلفا می‌باشد. کمتر از ۱ درصد از طیف پرتوهای کیهانی کهکشانی از یون‌های سنگین پرانرژی به وجود آمده است [۴].

بسامد و شدت ذرات خورشیدی^۶ عموماً به مقدار فعالیت خورشیدی^۷ وابسته است. رویدادهای ذرات خورشیدی یک طبیعت تکرارپذیر با دوره تناوب تقریباً ۱۱ ساله است. به طور عمومی، ۷ سال از این دوره مربوط به بیشینه فعالیت خورشیدی و ۴ سال مربوط به کمینه فعالیت است، با توجه به این مسائل بازه زمانی مأموریت و نقطه آغاز مأموریت می‌تواند بر میزان آسیب پرتویی ناشی از تشعشعات فضایی تأثیرگذار باشد [۵]. مقوله آسیب پرتویی به عنوان یکی از مهم‌ترین موضوعاتی است که می‌بایست در طراحی سامانه‌های فضایی در معرض تابش پرتوهای فضایی مورد توجه قرار گیرد. به‌طور کلی، اجزای تشکیل‌دهنده سامانه‌های ماهواره در طی مأموریت فضایی خود، باید قابلیت تحمل در برابر تشعشعات موجود در فضا را دارا باشند. ذرات موجود در فضا با اجزاء مدارهای الکترونیکی و مخابراتی موجود در ماهواره‌ها اندرکنش می‌کنند. این اندرکنش‌ها می‌تواند منجر به تخریب قطعات شده و بر عملکرد آنها تأثیر بگذارد.

8 Primary Design Review (PDR)
9 Critical Design Review (CDR)
10 Radiation Design Margin (RDM)

6 Solar Particle Events
7 Solar Activity

که $\Phi(E)$ برابر با شار الکترونی، نوترونی و یا پروتونی دیفرانسیلی در سطح قطعه است [۱۳، ۱۴]. با توجه به استاندارد ECSS-Q-ST-60-15C، مقداری که برای ارزیابی آسیب جابه‌جایی در نظر گرفته می‌شود، شار معادل پروتون‌های 50 MeV و برابر با $2 \times 10^{11} \text{ p/cm}^2$ است [۷، ۱۵].

آسیب تک‌رخدادی

آسیب‌های تک‌رخدادی از برخورد تصادفی یون‌ها، پروتون‌ها و نوترون‌های با انرژی و در زوایای مختلف به قطعات الکترونیکی ایجاد می‌شوند. امروزه کاهش اندازه و ظرفیت ذخیره بار در قطعات میکروالکترونیکی، باعث آسیب‌پذیری آنها نسبت به اثرات پرتویی از یون‌های موجود در محیط پرتویی فضا شده است. تخمین‌های دقیق از احتمال SEE در مدارهای الکترونیکی استفاده شده در ماهواره‌های فضایی از اهمیت بالایی برخوردار هستند. برهمکنش یون‌های سنگین و پروتون‌ها با قطعات الکترونیکی باعث ایجاد اثرات چندگانه در آنها می‌شود [۱۶، ۱۷].

مقدار انرژی ذخیره شده به ازای واحد طول در طی مسیر یون فرودی در ماده را انتقال خطی انرژی می‌نامند. انتقال انرژی خطی طبق رابطه (۲) عبارت است از:

(۲)

که ρ چگالی ماده هدف است (برابر با 2.33 g/cm^3 برای سیلیکون). کمیت LET به‌طور معمول برای بیان یونیزاسیون ناشی از عبور یک یون بکار برده می‌شود. واحد LET برابر با $1 \text{ MeV.cm}^2.\text{mg}^{-1}$ است [۱۸، ۱۹].

سطح مقطع SEE به معنی احتمال وقوع یک اثر تک‌رخدادی SEE است و به‌طور تجربی از روی تعداد رویدادهای ثبت‌شده به ازای واحد شار، اندازه‌گیری می‌شود. سطح مقطع‌های SEE برای یون‌های سنگین‌تر از پروتون‌ها معمولاً به‌صورت تابعی از LET بیان می‌شوند و برای پروتون‌ها و نوترون‌ها به‌صورت تابعی از انرژی است [۷، ۱۸]. اثرات ایجاد شده ناشی از SEE در قطعه به نوع و انرژی ذره فرودی و مشخصات قطعه (ماده، هندسه، ضخامت قطعه و غیره) وابسته است. انواع آسیب‌های تک‌رخدادی را می‌توان به دو دسته تقسیم‌بندی کرد: اثرات دائمی و اثرات گذرا.

اثرات دائمی به‌صورت طولانی مدت اعمال می‌شوند. این اتفاق در شرایط جریان بالا روی می‌دهد و می‌تواند منجر به تخریب قطعه شود. نمونه‌هایی از اثرات تک‌رخدادی در این مورد، ^{14}SEL ، $^{14}\text{SEGR}$ ، ^{15}SEB و $^{16}\text{SESB}$ هستند. اثرات گذرا به‌صورت زودگذر و غیرمخرب هستند. در این مورد اطلاعات، از بین رفته یا قطعه در یک مد عملکردی

آسیب‌های پرتویی

پیش از بحث در مورد رده‌های قطعات و تعیین میزان تاب‌آوری آنها نسبت به محیط تشعشعات فضایی لازم است مقدمه‌ای در رابطه با آسیب‌های پرتویی در محیط تشعشعات فضایی مطرح گردد، در ادامه این بخش، به صورت کوتاه سه دسته اصلی آسیب‌هایی پرتویی در قطعات بیان شده است.

اثر دز یونیزان کل

انباشت انرژی در ماده توسط یونیزاسیون، دز نام دارد و برحسب راد^{۱۱} یا گری^{۱۲} اندازه‌گیری می‌شود. این اثرات طولانی مدت تابش (به‌خصوص الکترون‌ها و پروتون‌های پرانرژی) بر اجزای الکترونیکی، TID نامیده می‌شوند که جزء آسیب‌های تجمعی است [۹]. یکی از راهکارهای اصلی کاهش اثرات مخرب ناشی از TID استفاده از حفاظ مناسب است [۷، ۱۰-۱۱].

اثر دز غیر یونیزان کل

آسیب جابه‌جایی (آسیب دز غیر یونیزان (TIND) یا به گونه دیگری افت انرژی غیر یونیزان نیز نامیده می‌شود)، آسیبی تجمعی بوده که به وسیله ذرات پرانرژی ایجاد شده و می‌تواند بر قطعاتی مانند اپتوالکترونیک، ترانزیستورهای دو قطبی و سلول‌های خورشیدی تأثیرگذار باشد [۱۰]. معمولاً برای قطعات اپتوالکترونیک، آسیب جابه‌جایی دارای بیشترین اهمیت است [۱۲]. یکی از پارامترهایی که در زمینه آسیب پرتویی جابه‌جایی مورد استفاده قرار می‌گیرد، پارامتر شارش معادل نوترون‌های 1 MeV ، شارش معادل پروتون‌های 10 MeV و یا شارش معادل الکترون‌های 1 MeV می‌باشد. برای مثال، شارش معادل نوترون‌های 1 MeV ، برابر با مقدار شارش معادل از نوترون‌های با انرژی 1 MeV است که همان مقدار آسیب را ایجاد می‌کند [۱۲-۱۳].

تخریب قطعه در اثر آسیب جابه‌جایی می‌تواند با استفاده از $\text{NIEL} (\text{MeV cm}^2 \text{g}^{-1})$ یعنی افت انرژی غیر یونیزان بر حسب تابعی از انرژی پروتون، الکترون و نوترون به‌دست آید. این تخریب با استفاده از شار نوترون، الکترون و پروتون تک انرژی (در اینجا برای پروتون 10 MeV) بدین صورت نوشته شود.

$$\Phi_{\text{equivalent at } 10 \text{ MeV}} = \frac{1}{\text{NIEL}(10 \text{ MeV})} \int \Phi(E) \text{NIEL}(E) dE \quad (1)$$

13 Single Event Latch-Up
14 Single Event Gate Rupture
15 Single Event Burn-Out
16 Single Event Snap-Back

11 Rad
12 Gray

تقسیم‌بندی قطعات الکترونیکی به لحاظ آسیب

پرتویی

در بخش پیشین، آسیب‌های پرتویی در سامانه های فضایی در سه دسته اصلی تقسیم‌بندی و به صورت مختصر تعریف شد. قطعات نسبت به این سه دسته آسیب پرتویی، تاب‌آوری متفاوتی دارند. میزان تاب‌آوری قطعات تا حدود زیادی به رده تولید قطعه وابسته است. به گونه‌ای که قطعات با رده فضایی نسبت به هر سه دسته آسیب پرتویی شرایط بسیار بهتری دارند. اما برای اظهار نظر درباره سایر رده‌های قطعات ابتدا نگاهی به رده‌های مختلف قطعات خواهیم داشت.

برای انتخاب قطعات در پروژه‌های فضایی، برای مثال پرتابگر، فضاپیما و ماهواره، تاب‌آوری قطعات الکترونیکی نسبت به تشعشعات فضایی می‌تواند یکی از مهم‌ترین چالش‌ها در طراحی سامانه محسوب شود. خطر تخریب قطعات الکترونیکی به واسطه تشعشعات فضایی با ارتفاع مداری و مسیر مدار ماهواره، بازه زمانی قرارگیری در معرض کمرندهای ون آلن، منابع پرتوهای خورشیدی و پرتوهای کیهانی محتمل است. عوامل مهمی چون نوع حفاظ‌سازی، طراحی مدار، فناوری قطعات و طیف ذرات از جمله شرایطی هستند که بر تعیین سطح قطعات تأثیر می‌گذارند. بی‌شک انتخاب قطعات رده فضایی بهترین گزینه از نظر تاب‌آوری تشعشعات است. اما، در سال‌های اخیر به منظور کاهش هزینه ساخت و طراحی پروژه‌های فضایی، طراحان این پروژه‌ها به دنبال راه‌هایی برای کاهش اثرات تشعشعات هستند که در عین حال هزینه مالی کمی نیز را در بر داشته باشد [۲۲].

رده‌بندی قطعات از دیدگاه‌های مختلف اندکی متفاوت است. از نظر بازار، قطعات در رده‌هایی مانند رده فضایی، نظامی، صنعتی و تجاری^{۲۶} تقسیم‌بندی می‌شوند. البته در سال‌های اخیر رده‌بندی‌هایی مانند قطعات با قابلیت اطمینان بالا^{۲۷} و قطعات بهبودیافته^{۲۸} توسط شرکت‌های تراشه‌سازی به این رده‌بندی اضافه شده است. اما از نظر آسیب‌پذیری قطعات نسبت به تابش می‌توان آنها را به سه دسته قطعات مقاوم در برابر تشعشعات^{۲۹}، قطعات تحمل‌پذیر تشعشعات^{۳۰} و قطعات بدون مشخصه یا شناسنامه تشعشعی (تقریباً همه قطعات تجاری) تقسیم‌بندی کرد. در مراجع مختلف برای هر یک از این دسته‌بندی‌ها نامگذاری‌های متفاوتی انجام شده است. این دو دیدگاه در دسته‌بندی قطعات در یک سامانه فضایی باید به درستی با هم ترکیب شده و منجر به انتخاب صحیح قطعات برای سامانه فضایی شود. دیدگاه بازار (یعنی قطعات فضایی، نظامی، تجاری و ...) به طور

متفاوت قرار می‌گیرد. نمونه‌هایی از چنین اثراتی شامل SEU^{۱۷}، MBU^{۱۸}، SEFI^{۱۹}، SEHE^{۲۰}، SED^{۲۱} و SET^{۲۲} است [۱۸].

آسیب تک‌رخدادی SEU یک واژگونی بیت^{۲۳} منفرد در المان‌های دیجیتال است که هم می‌تواند ناشی از یونیزاسیون مستقیم ذرات عبوری و هم ناشی از هسته‌های پس زده شده در برهمکنش‌های هسته‌ای باشد. این رخداد آسیبی به المان‌های پایه که می‌توانند با مقادیر درست دوباره بازنویسی شوند، نمی‌رساند. اثر SEU در حافظه و مدارهای منطقی (SRAM، DRAM)، میکروپردازنده‌ها و غیره) رخ می‌دهد. اکثر فناوری‌های ساخت قطعات الکترونیکی نسبت به این رخداد، حساس می‌باشند [۲۰].

احتمال وقوع خطای SEU در واقع احتمال داشتن انرژی ذخیره شده بیشتر از انرژی و LET آستانه قطعه است. LET آستانه برای گره‌های حساس یکسان نیستند اما توزیعی تشکیل می‌دهند که می‌تواند توسط یک تابع ویبال^{۲۴} برازش^{۲۵} شود.

برازش داده‌ها بعد از تصحیح اثرات هندسی با منحنی ویبال صورت می‌گیرد. این تابع به فرم رابطه ۳ است.

$$F(LET) = 1 - \exp \left[- \left(\frac{LET - LET_0}{W} \right)^S \right] \quad (3)$$

در این معادله، LET₀ برابر با LET آستانه برای قطعه است. به طوری که برای LET < LET₀ F(x)=0 است. W پارامتر پهنا و S پارامتر شکل است که بدون بعد می‌باشد. بنابراین، سطح مقطع SEE برای یونیزاسیون مستقیم بصورت رابطه ۴ بیان می‌شود [۲۱].

$$\sigma = \sigma_{sat} \times F(LET) \quad (4)$$

یکی از راه‌های تعیین سطح مقطع آسیب تک رخدادی استفاده از برازش تابع ۴ پارامتری ویبال (S، W، L₀، σ_{lim}) است. این داده‌ها براساس نتایج تجربی پرتودهی قطعات الکترونیک با فناوری‌های مختلف به دست آمده و می‌توان از گزارش‌ها و مقالات معتبر استخراج کرد. کاربر می‌تواند پارامترهای ویبال را برای تعیین آسیب SEU مستقیماً به نرم‌افزار وارد نماید. با استفاده از این پارامترها و برازش با منحنی ویبال، میزان آسیب SEU برای شرایط مد نظر تعیین می‌شود.

- 17 Single Event Upset
- 18 Multiple-Bit Upset
- 19 Single Event Functional Interrupt
- 20 Single Event Hard Error
- 21 Single Event Disturb
- 22 Single Event Transient
- 23 Bit Flip
- 24 Weibull
- 25 Folding

- 26 COTS
- 27 High Reliable
- 28 Enhanced Product
- 29 Rad-hard
- 30 Radiation Tolerant

سیارات دور، تجهیزات نظامی و جنگ‌های هسته‌ای و استفاده در برنامه‌های پرخطر مانند پروژه‌های انسان مداری [۲۵].

قطعات فضایی نسبت به قطعات تجاری دارای جرم زیادی هستند و توان بیشتری مصرف می‌کنند. استفاده از این قطعات در سیستم‌های فضایی می‌تواند موجب افزایش هزینه و افزایش بودجه جرمی و توانی شود [۲۶].

قطعات نظامی

دسته دیگری از قطعات مربوط به این رده می‌باشد. این رده از قطعات از همان ابتدای ساخت به منظور استفاده در پروژه‌های فضایی ساخته نشده‌اند. تعداد زیادی از قطعات تجاری می‌توانند تا مرتبه 5krad تحمل کنند. اما با مقاوم‌سازی می‌توان درجه تحمل این قطعات را تا مرتبه 20krad رساند. بدون انجام آزمون نمی‌توان به طور قطع تعیین کرد که این قطعات تا چه مرتبه‌ای می‌توانند تابش را تحمل کنند. کنترل قطعه و پوشش مناسب برای این رده از قطعات امری ضروری است. این قطعات برای استفاده در ماهواره‌های کوچک بسیار مفید می‌باشند [۲۳]. جهت تغییر قطعات تجاری به قطعات نظامی این موارد باید اعمال شود.

- استفاده از مقاومت‌های سری برای محدود کردن جریان بین پین‌ها،
- استفاده از کمترین ولتاژ تغذیه برای کاهش آهنگ latch-up برای قطعات و
- ایجاد محدودیت در جریان و دمای منابع تغذیه [۲۴].

قطعات تجاری

این قطعات در صورت برآوردن نمودن الزامات مربوط به ارتعاش، دما و غیره می‌توانند در کاربردهای فضایی به کار بروند. این قطعات برای محیط‌های با تشعشعات بسیار کم برای مثال مدارهای کم ارتفاع و مأموریت‌های کوتاه‌مدت می‌تواند مورد استفاده قرار بگیرد [۲۴]. استفاده از قطعات تجاری می‌تواند موجب افزایش احتمال شکست پروژه شده ولی با روش‌هایی چون استفاده از قطعات رده نظامی می‌توان این نگرانی را تا حد زیادی مرتفع کرد. استفاده از قطعات تجاری تنها به استفاده در ماهواره‌های کوچک محدود نمی‌شود. ناسا از این رده‌بندی قطعات در مواردی که محدودیت استفاده از قطعات مقاوم در برابر تشعشع دارد، بهره می‌گیرد [۲۵]. در جدول ۱ محدوده عدم آسیب پذیری نسبت به اثر TID برای رده‌بندی قطعات آورده شده است. در جدول ۲ میزان خطای رخ داده در اثر SEU برای رده‌بندی قطعات آورده شده است [۲۶].

یک به یک قابل نگاشت به دیدگاه کارشناس آسیب پرتویی (مقاوم در برابر تشعشعات، تحمل پذیر تشعشعات، وضعیت نامشخص) نیست. معمولاً همه قطعات رده فضایی قابل نگاشت در رده مقاوم در برابر تشعشعات هستند و در بهترین حالت، قطعات نظامی یا قطعاتی که تحت عنوان قطعات COTS که دقیقاً بررسی شده‌اند- در زیر بخش مربوطه توضیح داده می‌شود- در دسته قطعات تحمل‌پذیر تشعشعات قرار می‌گیرند [۲۲].

سایر قطعات در رده قطعات بدون شناسنامه تشعشعات قرار می‌گیرند. در سامانه فضایی بر اساس اهمیت و مدت مأموریت، تراز یا مدار استقرار سامانه فضایی انتخاب قطعات انجام می‌شود. در مأموریت‌های مهم یا مأموریت‌های طولانی یا در سامانه‌های مستقر در ترازهای بالای زمین، باید به سمت استفاده از قطعات با رده مقاوم در برابر خطا حرکت کرد. اما در سامانه‌های فضایی با طول عمر پایین، یا مستقر در ترازهای پایین زمین می‌توان از قطعات بدون شناسنامه تشعشعاتی نیز استفاده کرد [۲۲]. در ادامه به بررسی دقیق‌تر قطعات از نظر رده‌بندی بازار و انطباق آن با رده‌بندی تاب‌آوری نسبت به تشعشعات فضایی پرداخته شده است.

قطعات فضایی

این دسته‌بندی به قطعاتی گفته می‌شود که بتواند در برابر تشعشعات دارای عملکرد مناسبی باشد. مقاوم‌سازی این قطعات نسبت به آسیب‌های پرتویی، در همان ابتدای فرایند ساخت صورت می‌گیرد. این قطعات به طور مرتب تحت آزمون‌های متوالی قرار می‌گیرند. این رده از قطعات دارای مشخصات زیر هستند:

- دارای آستانه تحمل در برابر اثرات TID تا حد بیش از 1Mrad ،
- عدم مشاهده اثرات SEL،
- دارای بسته بندی هرمتیک^{۳۱} (فرایندهای بسته بندی با استفاده از لحیم کاری یا فریت شیشه‌ای برای جدا کردن مدارهای اصلی میکرو الکترونیک از محیط اطراف استفاده می‌شود. مواد بسته‌بندی معمولاً سرامیک یا فلز هستند و با یک لحیم کاری فلزی و یا اتصال شیشه لحیم کاری مهر و موم شده است [۲۴]،
- بسیار گران قیمت،
- عدم استفاده از فناوری جدید و درجه بسیار کمی از تجمع ترانزیستورها در یک تراشه،
- جهت استفاده در محیط‌های تابشی شدید یا مأموریت‌های طولانی مدت برای مثال مدارهای با ارتفاع زیاد، فضاپیمای نزدیک به

SPENVIS در بردارنده مجموعه‌ای از مدل‌های محیط فضایی و مجموعه‌ای از مطالب راهنما برای محاسبات تشعشعات فضایی است [۳۴].

نتایج شبیه‌سازی

در این قسمت محاسبات مربوط به آسیب‌های پرتویی TID، DD و SEE برای قطعات با رده‌بندی‌های مختلف تجاری، نظامی و فضایی و برای مأموریت‌های مداری LEO و GEO ارائه شده است. محاسبات برای مدار LEO در سه ارتفاع ۳۵۰، ۴۵۰ و ۵۵۰ کیلومتر انجام شده است. بازه زمانی مأموریت ۲ سال است و آغاز مأموریت از ابتدای سال ۲۰۱۸ در نظر گرفته شده است. در محاسبات مربوط به مدار GEO بازه زمانی مأموریت ماهواره ۵ سال است و آغاز دوره مأموریت به ترتیب ۲۰۱۸ تا ۲۰۲۳ در نظر گرفته شده است.

تعیین مقدار TID بر حسب ضخامت حفاظ

این محاسبات برای مدار LEO برای بازه زمانی ۲ ساله و در ارتفاع‌های ۳۵۰، ۴۵۰ و ۵۵۰ کیلومتر به دست آمده است. برای بررسی اثر فرآیند دوره‌ای تشعشعات فضایی، آغاز بازه زمانی مأموریت متغیر بوده و محاسبات برای سال‌های ۲۰۱۸ تا ۲۰۲۱ انجام شده است. اختلاف نسبی مقادیر محاسبه شده دز یونیزان کل، برای این سال‌ها در ضخامت‌های ۱ و ۲ میلی‌متر از حفاظ آلومینیومی، به ترتیب برابر با تقریباً ۰/۲۶ و ۰/۴۱ درصد است. بنابراین، عملاً مقادیر محاسبه شده وابسته به آغاز مأموریت نیست. با توجه به عدم وابستگی به آغاز مأموریت، محاسبات بعدی برای سال ۲۰۱۹ انجام شده است. این محاسبات در شکل ۱ ترسیم شده است. جهت دستیابی به مقدار کمینه لازم برای ایمنی قطعات با رده‌بندی‌های مختلف، حد آستانه لازم برای هر یک از آنها در شکل ۱ ترسیم شده است. از تقاطع نمودار دز بر حسب ضخامت با هر یک از این مقادیر آستانه، مقدار کمینه لازم برای ایمنی هر یک از این انواع رده‌بندی به دست می‌آید.

نتایج به صورت عددی در شکل ۲ ترسیم شده است. برای دستیابی به ضخامت لازم برای ایمنی قطعات و اعمال بدترین شرایط، حد کمینه تحمل تشعشعی هر رده در نظر گرفته شده است. همانطور که در شکل ۱ مشخص است، میزان دز دریافتی در مأموریت ماهواره LEO در ارتفاع ۵۵۰ کیلومتر نسبت به ارتفاع‌های ۴۵۰ و ۳۵۰ کیلومتر بیشتر است. بیشترین مقدار ضخامت برای ایمنی قطعات تجاری، نظامی و فضایی در مدار LEO در ارتفاع ۵۵۰ کیلومتر به ترتیب تقریباً برابر با ۰/۲، ۰/۵ و ۰/۲ میلی‌متر آلومینیوم است. این مقادیر با احتساب $RDM=1$ در نظر گرفته شده است. با توجه به اینکه تقریباً اکثر بوردهای الکترونیکی دارای باکس با ضخامت تقریبی

جدول ۱- تقسیم‌بندی قطعات به لحاظ آسیب‌پذیری نسبت به اثر TID

| نوع قطعه | TID (krad) |
|----------|-------------|
| تجاری | [0 - 3] |
| نظامی | [3 - 30] |
| فضایی | [20 - 1000] |

جدول ۲- تقسیم‌بندی قطعات به لحاظ آسیب‌پذیری نسبت به اثر SEU

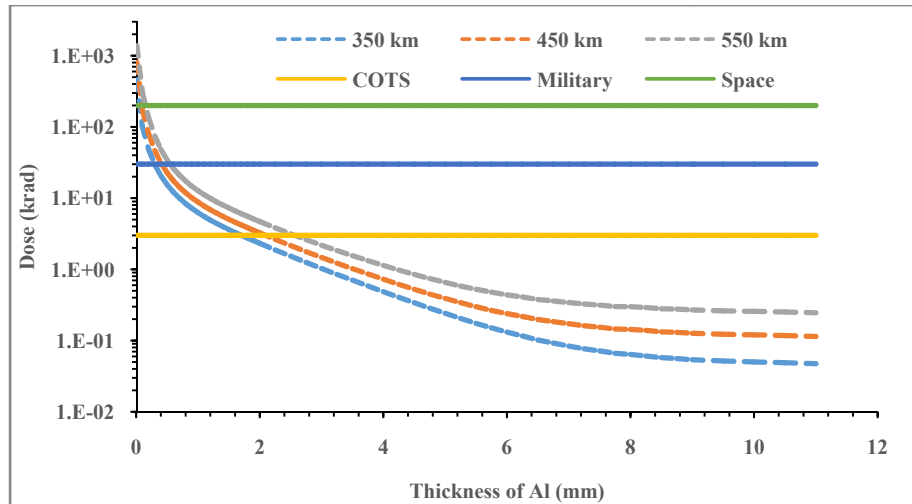
| نوع قطعه | Error/bit/day |
|----------|---|
| تجاری | $[1 \times 10^{-5} - 1 \times 10^{-3}]$ |
| نظامی | $[1 \times 10^{-7} - 1 \times 10^{-5}]$ |
| فضایی | $[1 \times 10^{-9} - 1 \times 10^{-7}]$ |

نرم‌افزارهای شبیه‌سازی آسیب پرتویی ناشی از تشعشعات فضایی

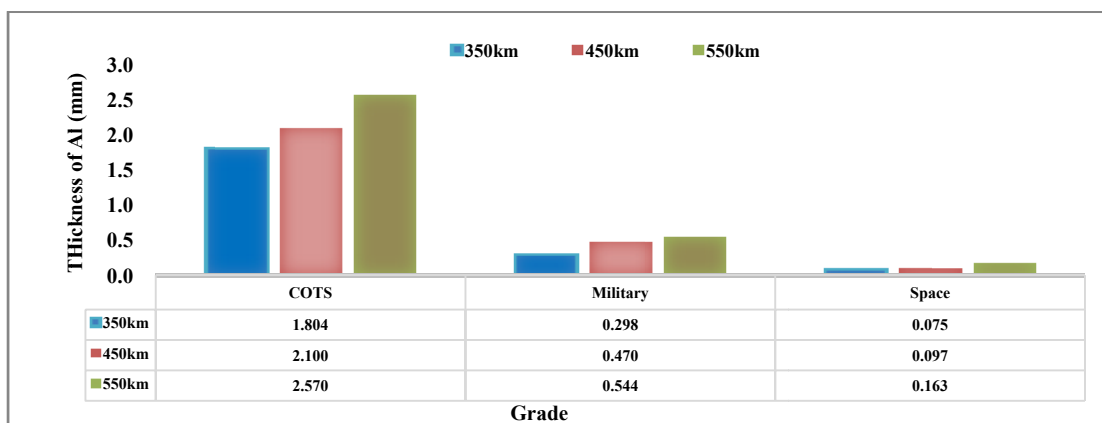
نرم‌افزار OMERE یک نرم‌افزار اختصاصی برای شبیه‌سازی محیط فضایی و بررسی اثرات تابش بر روی قطعات الکترونیک می‌باشد. این نرم‌افزار توسط TRAD^{۳۲} و تحت حمایت CNES^{۳۳} توسعه یافته است. در این نرم‌افزار می‌توان مقدار SEE، آسیب جابه‌جایی، مقدار دز و تخریب سلول‌های خورشیدی را محاسبه کرده و محیط مورد نظر و دوره مأموریت را بر حسب این که ماهواره در چه مداری قرار داشته باشد، تعیین کرد. محیط شامل ذرات به دام افتاده، ذرات خورشیدی و پرتوهای کیهانی می‌باشد. این نرم‌افزار از سال ۲۰۰۳ به طور آزاد در اختیار کاربران قرار گرفته و از سایت FASTRAD قابل دریافت بوده و در زمینه‌هایی مانند فضایی، نظامی، هوانوردی، پزشکی و هسته‌ای به کار گرفته می‌شود [۲۷]. در سال ۲۰۱۶ قریب به ۴۵۰ دانلود از این نرم‌افزار گزارش شده که می‌توان به طور تقریبی ۱ دانلود در هر روز اشاره کرد [۲۸، ۲۹]. از این نرم‌افزار در پروژه‌های زیادی استفاده شده که در برخی مقالات این موضوع گزارش شده است [۳۰-۳۳].

به منظور مقایسه شبیه‌سازی‌های انجام شده در محیط OMERE، نرم‌افزار دیگری که مورد استفاده قرار گرفته SPENVIS^{۳۴} است. نرم‌افزار SPENVIS یک ابزار تحت وب است که به منظور تسهیل استفاده از مدل‌های محیط فضایی با روشی منسجم طراحی شده است.

۲ میلیمتر می‌باشند و افزون بر آن سازه ماهواره نیز بر ضخامت مؤثر حفاظ تأثیرگذار است. بنابراین، برای مأموریت‌های موجود در مدار LEO که بازه زمانی مأموریت کمتر از ۲ سال باشد، می‌توان از آسیب TID صرف‌نظر کرد.



شکل ۱- مقدار دز بر حسب ضخامت برای ماهواره LEO در سال ۲۰۱۹



شکل ۲- مقدار ضخامت آلومینیم لازم برای ایمنی قطعات با رده‌بندی‌های مختلف برای ماهواره LEO در سال ۲۰۱۹

محاسبه شده در ضخامت ۲ میلی‌متر نیز در شکل با رنگ بنفش نشان داده شده است. محور سمت راست متعلق به داده‌های دز محاسبه شده است. فاصله کمینه و بیشینه مقدار دز دریافتی با احتساب مقدار ۲ میلی‌متر از ضخامت حفاظ آلومینیمی، تقریباً ۵۷۰ krad است. همانطور که مشخص است، با توجه به تناوبی بودن دوره فعالیت خورشیدی، مقادیر دز به دست آمده طی سال‌های مختلف نیز روند تناوبی و تکرار شونده دارد. در صورتی که آغاز مأموریت در سال ۲۰۲۲ باشد، در این بازه زمانی پنج ساله میزان کمتری از دز دریافت می‌شود و بنابراین برای ایمنی قطعات از آسیب TID مقدار ضخامت کمتری مورد نیاز است. برعکس اگر پرتاب در ابتدای سال ۲۰۲۶ انجام شود، در این بازه زمانی پنج ساله بیشترین مقدار دز دریافت می‌شود.

تعیین دز برای ماهواره GEO نیز انجام شده است. بازه زمانی مأموریت در این مدار ۵ ساله است. این محاسبات برای آغاز مأموریت در سال‌های مختلف از ۲۰۱۸ تا ۲۰۳۱ انجام شده است. درصد اختلاف نسبی دز محاسبه شده برای ضخامت‌های ۱ و ۲ میلیمتر به ترتیب تقریباً برابر با ۲۲ و ۲۹ درصد است. با توجه به وابستگی بسیار زیاد مقادیر به دست آمده به زمان آغاز مأموریت، محاسبات به طور کلی برای همه این سال‌ها انجام شده است. در شکل ۳ مقادیر به دست آمده برای ایمنی قطعات با رده‌بندی‌های مختلف، جهت ایمن ماندن از TID را می‌توان ملاحظه کرد.

این مقادیر در شکل با نمودارهای میله‌ای نشان داده شده است. جهت مشخص شدن حالت دوره‌ای در این بازه زمانی، مقادیر دز

ارتفاع‌های مختلف در ماهواره LEO مد نظر این مقاله و همچنین حداقل میزان ضخامت حفاظ آلومینیم، مقادیر به دست آمده از شار معادل پروتون‌های ۵۰ MeV از این مقدار آستانه کمتر است و بنابراین این قطعات به لحاظ آسیب جابه‌جایی ایمن می‌باشند (شکل ۴).

شکل ۵ بیانگر شار معادل پروتون‌های ۵۰ MeV برای مأموریت ماهواره GEO، در بازه زمانی پنج ساله و در سال‌های ۲۰۱۸ تا ۲۰۲۳ محاسبه شده است. همانطور که مشخص است مقادیر شار معادل پروتون‌های ۵۰ MeV با افزایش ضخامت، کاهش می‌یابد. در مأموریت ماهواره GEO با توجه به مقدار آستانه آسیب در صورت اضافه کردن حفاظ آلومینیمی با ضخامت حداقل ۱/۵ میلی‌متر می‌توان از بروز آسیب جابه‌جایی جلوگیری کرد.

تعیین مقدار آسیب SEU

جهت دستیابی به مقدار آسیب پرتویی SEU به پارامترهای و بیال قطعاتی که از قبل مورد آزمون قرار گرفته‌اند، نیاز است. نتایج این گردآوری در جدول ۳ خلاصه شده است [۳۵-۴۰].

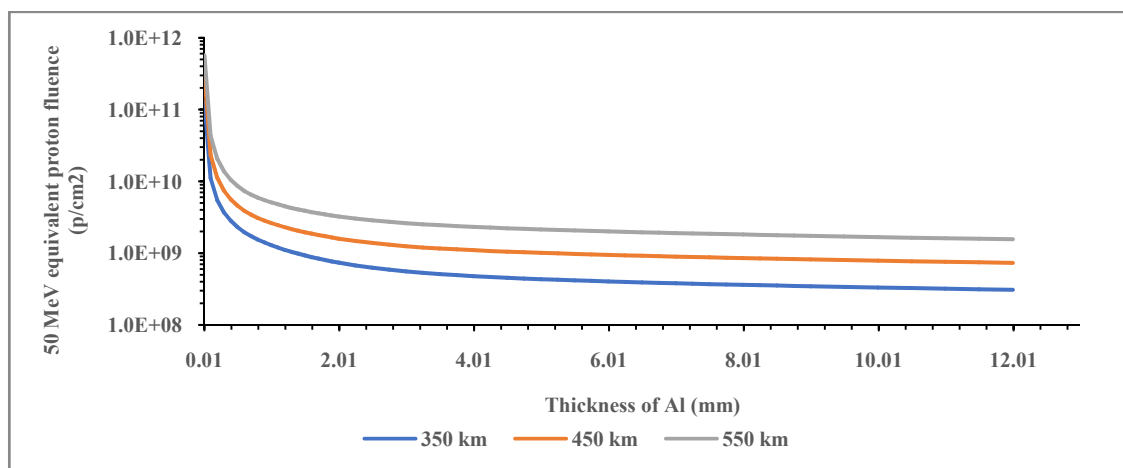
به‌طور کلی، کمترین میزان مورد نیاز از ضخامت آلومینیم برای ایمنی قطعات تجاری برابر ۸/۷۵ میلی‌متر و بیشترین مقدار برابر با ۹/۴۷ میلی‌متر است. مقدار کمینه و بیشینه ضخامت برای استفاده از قطعات نظامی برابر با ۴/۲۷ و ۵/۵۵ میلی‌متر است. مقادیر کمینه و بیشینه ضخامت آلومینیم، برای استفاده از قطعات فضایی برابر با ۲/۳۳ و ۳/۲۴ میلی‌متر است. لازم به ذکر است، ضخامت مد نظر برای ایمنی تنها محدود به ضخامت باکس نبوده و مجموع تمامی ضخامت‌ها اعم از باکس، سازه ماهواره و ضخامت دیگر اجزای میانی می‌باشد. بنابراین، برای ایمنی بیشتر می‌توان قطعات حساس و یا تجاری را در مرکز ماهواره حانمایی کرد.

تعیین مقدار آسیب جابه‌جایی

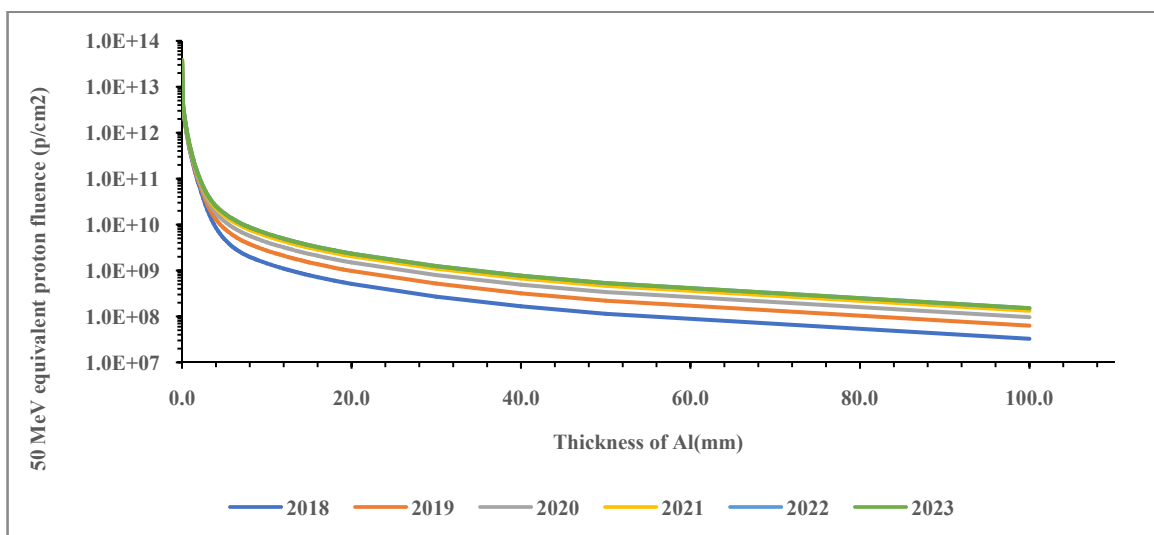
با توجه به استاندارد ECSS-Q-ST-60-15C، مقداری که برای ارزیابی آسیب جابه‌جایی در نظر گرفته می‌شود، شار معادل پروتون‌های ۵۰ MeV و برابر با $2 \times 10^{11} p/cm^2$ است. این کمیت با استفاده از رابطه ۱ و با در اختیار داشتن پارامترهای مأموریت و داده‌های کتابخانه‌ای NIEL قابل محاسبه است. همانطور که در شکل ۴ نشان داده شده است، با در نظرگیری



شکل ۳- مقدار ضخامت لازم برای ایمنی قطعات با رده‌بندی‌های مختلف برای ماهواره GEO در بازه زمانی سال‌های مختلف از ۲۰۱۸ تا ۲۰۳۱



شکل ۴- مقدار شار معادل پروتون های ۵۰ MeV برای ماهواره LEO



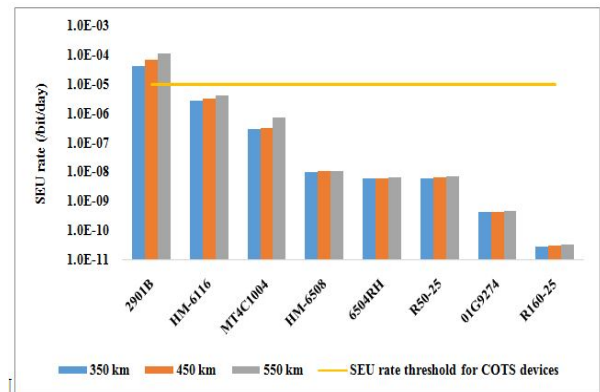
شکل ۵- مقدار شار معادل پروتون های ۵۰ MeV برای ماهواره GEO

جدول ۳- پارامترهای ویبال برای قطعات با رده‌بندی‌های مختلف [۲۶, ۳۵-۴۰]

| نوع قطعه | device | نوع تکنولوژی | L0 (MeV/mg/cm2) | W | s | x = y (μm) | z (μm) | Sigma (cm2) |
|------------|----------|--------------|-----------------|------|------|------------|--------|-------------|
| unhardened | 2901B | Bipolar uP | 4.2 | 10 | 1.5 | 61.23 | 1 | 3750 |
| unhardened | HM-6116 | -- | 4.2 | 7.9 | 2.5 | 20 | 1 | 400 |
| unhardened | MT4C1004 | 4M DRAM | 1.54 | 14.5 | 1.45 | 5.57 | 1 | 31 |
| hardened | HM-6508 | -- | 48 | 50 | 1.15 | 22 | 2 | 490 |
| hardened | 6504RH | EPI | 30.75 | 40 | 1.4 | 13 | 2 | 170 |
| hardened | R50-25 | Hard CMOS | 72 | 166 | 1.6 | 34.6 | 1 | 1200 |
| rad hard | 01G9274 | IBM 4M DRAM | 1.6 | 28 | 3.25 | 1.52 | 0.8 | 2.3 |
| rad hard | R160-25 | Hard CMOS | 136.8 | 350 | 3 | 34.6 | 1 | 1200 |

تعیین مقدار آسیب SEU

برای دستیابی به مقدار آهنگ رخداد آسیب SEU، در نرم افزار OMERE از منوی SEE استفاده می شود. این نرم افزار دارای یک کتابخانه است و می توان در ابتدا محاسبات را برای آن قطعات انجام داد. برای تعیین مقدار این آسیب در رده بندی های مختلف به پارامترهای ویبال نیاز است. این مقادیر از آزمایش های تجربی که سابق بر این انجام شده و در مراجع معتبر گزارش شده؛ استخراج شده است. بر حسب این داده های ورودی نتایج در شکل های ۶ و ۷ ترسیم شده است. شکل ۶ مقادیر مربوط به آهنگ رخداد SEU برای ضخامت ۲mm از آلومینیم برای مأموریت LEO است.



شکل ۶- مقدار آسیب SEU برای قطعات با دسته بندی های مختلف در مدار LEO

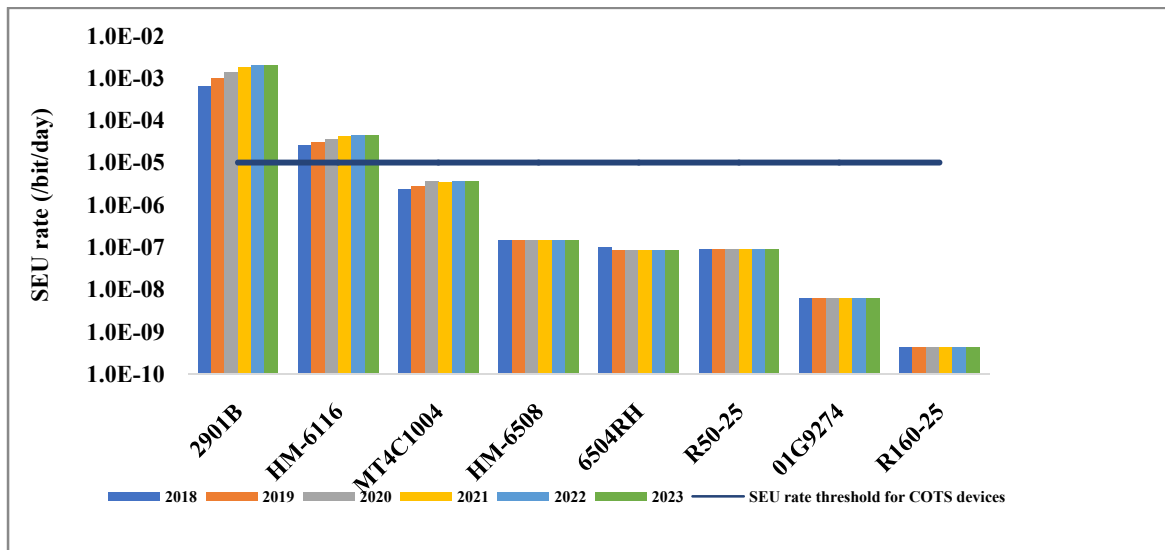
برای تمامی رده بندی ها، میزان آسیب SEU در مأموریت مدنظر این مقاله در مدار LEO یک مرتبه بزرگی از مأموریت مد نظر مدار GEO کمتر است. با توجه به مقدار آستانه تحمل قطعات تجاری نسبت به اثر SEU که در جدول ۲ ارائه شده است و میزان به دست آمده از این آسیب در بازه زمانی مأموریت برای ضخامت های ۲ و ۷ میلیمتر که در جدول ۴ نشان داده شده است، می توان نتیجه گرفت که اضافه کردن ضخامت بر کاهش اثر آسیب SEU نمی تواند تأثیر چندانی داشته باشد و باید به دنبال راهکارهای دیگری جهت مقاوم سازی بود. نتایج مربوط به تعیین مقادیر آسیب SEU نشان می دهد که قطعات مقاوم نشده به شدت تحت تأثیر این آسیب هستند و همانطور که از شکل های ۶ و ۷ مشخص است تغییر شرایط پارامترهای مأموریت که برای مدار LEO، ارتفاع و برای مدار GEO، آغاز مأموریت در نظر گرفته شده است، تأثیر چندانی بر میزان آسیب برای قطعات با رده بندی های ندارد. این تغییرات برای قطعات مقاوم در برابر تابش، بسیار کمتر است. بنابراین، راه حل مطمئن برای مأموریت های به خصوص GEO، استفاده از قطعات مقاوم در برابر تابش است.

جدول ۴- پارامترهای مقدار آهنگ SEU برای پروتون ها و یون های سنگین در ضخامت های ۲ و ۷ میلی متر آلومینیم برای ماهواره LEO (طول مأموریت ۲ سال)

| شروع مأموریت فضایی | نوع ذرات بکار رفته | 2mm Al (/bit/day) | 7mm Al (/bit/day) |
|--------------------|--------------------|-------------------|-------------------|
| 2018 | Heavy ion SEU rate | 1.92E+00 | 4.11E-01 |
| | Protons SEU rate | 4.18E-02 | 2.41E-02 |
| 2019 | Heavy ion SEU rate | 3.29E+00 | 5.80E-01 |
| | Protons SEU rate | 7.08E-02 | 3.77E-02 |
| 2020 | Heavy ion SEU rate | 4.72E+00 | 7.61E-01 |
| | Protons SEU rate | 1.02E-01 | 5.25E-02 |
| 2021 | Heavy ion SEU rate | 6.16E+00 | 9.50E-01 |
| | Protons SEU rate | 1.35E-01 | 6.82E-02 |
| 2022 | Heavy ion SEU rate | 6.89E+00 | 1.05E+00 |
| | Protons SEU rate | 1.52E-01 | 7.64E-02 |
| 2023 | Heavy ion SEU rate | 6.89E+00 | 1.05E+00 |
| | Protons SEU rate | 1.52E-01 | 7.64E-02 |

برای مأموریت در ارتفاع LEO و در بازه زمانی ۲ ساله، تنها قطعه ای که آستانه تحمل قطعات تجاری را رد می کند، قطعه با شماره 2901B است که از دسته بندی قطعات تجاری و مقاوم نشده محسوب می شود. بقیه قطعات با در نظرگیری حاشیه طراحی تشعشع معادل یک، می توانند قابل قبول محسوب شوند. محاسبات مربوط به دست یابی به مقدار آسیب SEU با داشتن ضخامت ۲ و ۷ میلیمتر از آلومینیم و برای داده های موجود در کتابخانه نرم افزار در جدول ۴ خلاصه شده است. این محاسبات برای پروتون ها و یون های سنگین به طور جداگانه انجام شده است.

نتایج مربوط به استفاده از قطعات با دسته بندی های مختلف در به کارگیری در مدار GEO و برای ضخامت ۲ میلیمتر از آلومینیم در شکل ۷ نشان داده شده است. همانطور که در این شکل نشان داده شده است با در نظرگیری شرایط مختلف در آغاز مأموریت دو قطعه مقاوم نشده 2901B و HM6116 در این بازه از مأموریت نسبت به این آسیب ایمن نیستند. از مقایسه مقادیر به دست آمده از تعداد رخداد های SEU در مدار LEO و GEO می توان نتیجه گرفت، تقریباً

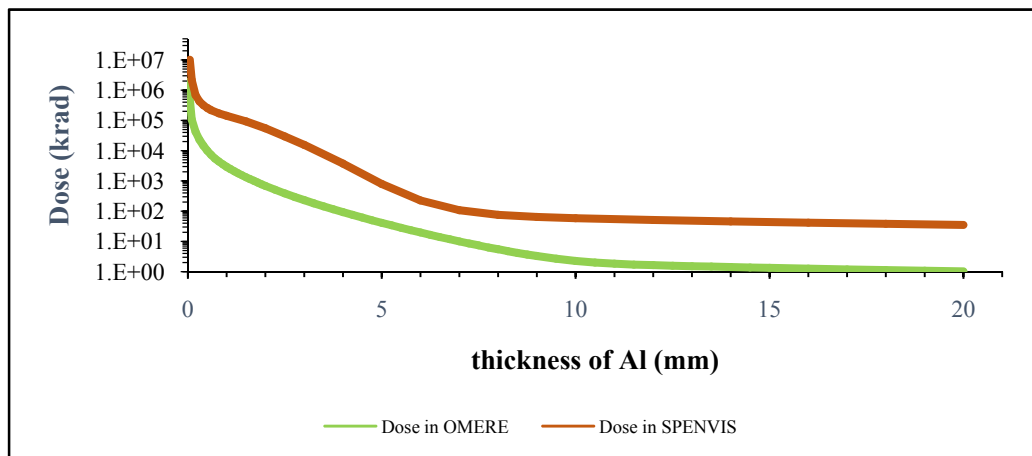


شکل ۷- مقدار آسیب SEU برای قطعات با دسته‌بندی‌های مختلف در مدار GEO

مختلف از ضخامت آلومینیم به طور متوسط ۳۰ درصد است. همانطور که در شکل ۸ نشان داده شده است، با توجه به اینکه میزان محاسبه شده دز در نرم‌افزار SPENVIS بیشتر است. بنابراین، این نرم‌افزار نسبت به نرم‌افزار OMERE نتایج محافظه کارانه‌ای ارائه می‌دهد. هرچند روند نمودار دز-ضخامت به طور نسبی مشابه و بر حسب ضخامت کاهش می‌یابد.

مقایسه با نرم‌افزار SPENVIS

برای مقایسه نتایج مربوط به نرم‌افزار OMERE با SPENVIS داده‌های مربوط به تعیین دز در مدار GEO و برای آغاز سال ۲۰۱۸ با استفاده از نرم‌افزار SPENVIS نیز محاسبه شده است. این مقایسه در شکل ۸ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که درصد اختلاف نسبی برای مقادیر محاسبه شده در مقادیر



شکل ۸- مقایسه مقادیر دز به دست آمده در مدار GEO در بازه ۵ ساله و در ابتدای سال ۲۰۱۸

قطعات تجاری، نظامی و فضایی در مدار LEO در ارتفاع ۵۵۰ کیلومتر به ترتیب تقریباً برابر با ۲/۶، ۵/۰ و ۲/۰ میلی‌متر آلومینیم لازم است. برای مأموریت‌های موجود در مدار LEO که بازه زمانی مأموریت کمتر از ۲ سال باشد، می‌توان از آسیب TID صرف‌نظر کرد. مقادیر دز محاسبه شده در مدار GEO و در بازه زمانی ۵ ساله به آغاز مأموریت وابسته است. بیشترین مقدار ضخامت برای ایمنی

نتیجه‌گیری

مقدار TID رسیده به قطعات در مدار مورد نظر LEO با توجه به تغییر در آغاز زمان مأموریت تغییر چندانی ندارد، بنابراین می‌توان از این پارامتر صرف‌نظر کرد. بیشترین مقدار ضخامت برای ایمنی

- [2] A. Maki, "2-1-5 Space Radiation Effect on Satellites," *Journal of the National Institute of Information and Communications Technology*, Vol. 56, 2009.
- [3] D. Gingrich, N. Buchanan, L. Chen, and S. Liu, "Ionizing radiation effects in EPF10K50E and XC2S150 programmable logic devices," in *Radiation Effects Data Workshop, 2002 IEEE*, 2002, pp. 41-44.
- [4] P. Meyer, R. Ramaty, and W. R. Webber, "Cosmic rays-Astronomy with energetic particles.[production mechanisms, abundance and energy spectra review]," vol. 27, Issue 10, p. 23, 1974.
- [5] J. L. Barth, "Modeling space radiation environments," in *IEEE Nuclear and Space Radiation Effects Conference (NSREC), 1997*, 1997.
- [6] Henok T. Mebrahtu, W. Gao, P.J. Thomas, W.E. Kieser and R. Hornsey, "Heavy ion radiation effects on CMOS image sensors." *Photonics North 2004*, vol. 5578, pp.323- 333, 2004.
- [7] H. Daneshvar, M. Khoshsima, and A. Dayyani. "Study of Modeling Parameters in Determination of TID, DD, and SEE Radiation Damages for Satellite in LEO Orbit Using OMERE Software." *Journal of Space Science and Technology*, vol. 12, no. 3, pp. 63-71, 2019 (In Persian).
- [8] A.I. Bosser, "single event effects of space and atmospheric radiation on memory components," Research Report, Academic Dissertation for the Degree of Doctor of Philosophy, PhD, 2017.
- [9] Pease, Ronald L., Allan H. Johnston, and Joseph L. Azarewicz, "Radiation testing of semiconductor devices for space electronics." *Proceedings of the IEEE*, vol. 76, no. 11, pp. 1510-1526, 1988.
- [10] Secretariat, E. C. S. S. "Methods for the calculation of radiation received and its effects, and a policy for design margins." European Cooperation for Space Standardization, Noordwijk, 2008.
- [11] A. Ismailian, S. A. H. Faghihi, H. Jafari, A. Pahlavan, "Studying and Calculating the Radiation Damage Caused by the Solar Radiation Spectrum in the Crystal Structure of Semiconductor Components," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 6, no. 3, pp. 2013.
- [12] A.H. Johnston, "Radiation damage of electronic and optoelectronic devices in space." pp. 1-9, 2000.
- [13] *Space environment, ECSS-E-ST-10-04C*, 2008.
- [14] L. Adams, "Space radiation effects in electronic components," *Brunel University, Spur Electron. for: PA and Safety Office*, 2003.
- [15] "Radiation hardness assurance - EEE components ", in ECSS Secretariat, ed, 2012.
- [16] J. C. Pickel and J. T. Blandford, "Cosmic ray induced in MOS memory cells," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 25, pp. 1166-1171, 1978.
- [17] D. Binder, E. Smith, and A. Holman, "Satellite anomalies from galactic cosmic rays," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 22, pp. 2675-2680, 1975.
- [18] E. Daly, P. Nieminen, A. Mohammadzadeh, R. Harboe Sørensen, R. de Marino, K. Hunter, et al., "Standards for space radiation environments and effects," in *ESA Special Publication, Provided by the NASA Astrophysics, Data system*, 2004, p. 175.
- [19] S. Borbor, S. A. H. Faghihi, H. Jafari, "Sensitive Volume Modeling in Calculation of Space Radiation-Induced SEU Cross Section," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 6, January 2014.

قطعات تجاری، نظامی و فضایی در بازه زمانی ۵ ساله مأموریت GEO به ترتیب تقریباً برابر با ۹/۵، ۵/۵ و ۳/۲ میلیمتر آلومینیم و برای مأموریت با آغاز سال ۲۰۲۶ است. قطعات در مدار LEO به لحاظ آسیب جابه جایی ایمن هستند و برای مدار GEO تقریباً ۱/۵ میلیمتر ضخامت آلومینیم برای رفع اثر این پدیده مورد نیاز است. با توجه به مقدار به دست آمده برای آهنگ SEU، برای ایمن بودن قطعات تجاری باید از راهکارهای مقابله با این آسیب استفاده کرد. با توجه به مقدار آستانه تحمل قطعات تجاری نسبت به اثر SEU و میزان به دست آمده از این آسیب در بازه زمانی مأموریت برای ضخامت های ۲ و ۷ میلیمتر می توان نتیجه گرفت که اضافه کردن ضخامت بر کاهش اثر آسیب SEU نمی تواند تأثیر چندانی داشته باشد و باید به دنبال راهکارهای دیگری جهت مقاوم سازی بود. مقدار آهنگ SEU برای رده های مختلف نسبت به تغییرات کم پارامترهای مداری مانند تغییر در ارتفاع در مدار LEO و آغاز بازه زمانی در مدار GEO تغییرات چندانی ندارد. مقدار SEU مربوط به قطعات تجاری از مقدار آستانه بیشتر است و باید به دنبال راهکارهایی برای مقابله با این آسیب بود. با توجه به ارائه راهکارهای مقابله با انواع آسیب های پرتویی، بیشترین احتمال خطر مربوط به آسیب تک رخدادی است. آسیب جابجایی در قطعات مد نظر در این مقاله در هردو مدار کمترین میزان خطر را دارند و با وجود حفاظ در مدار GEO می توان از بروز این آسیب جلوگیری کرد. آسیب TID تا حد قابل ملاحظه ای با افزایش ضخامت کاهش می یابد. با توجه به وجود ضخامت های زیاد در ایمن ماندن قطعات در مدار GEO، در صورت استفاده از قطعات تجاری باید بودجه جرمی نیز مد نظر قرار گرفته و مدیریت سیستم بر حسب اولویت در خصوص افزایش ضخامت و استفاده از قطعات تجاری به جای قطعات مقاوم در برابر تابش تصمیم گیری به عمل آورد. استفاده از قطعات تجاری در مدارهای مختلف خصوصاً GEO به واسطه وجود آسیب SEE دارای بیشترین مخاطره است. به نظر می رسد بهترین راه حل استفاده از راهکارهای مقاوم در برابر تابش در مقابله با این آسیب باشد. محاسبات فوق برای تعیین کمترین میزان حفاظ برای ایمنی قطعات به دست آمده است اما در این میان به فاز طراحی و همچنین میزان RDM نیز توجه داشت.

مراجع

- [1] J. R. Schwank, M. R. Shaneyfelt, and P. E. Dodd, "Radiation hardness assurance testing of microelectronic devices and integrated circuits: Radiation environments, physical mechanisms, and foundations for hardness assurance," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 60, pp. 2074-2100, 2013.

- 12th *European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems*, 2011, pp. 401-407.
- [32] A. Varotsou, N. Chatry, P.-F. Peyrard, F. Bezerra, A. Samaras, E. Lorfèvre, et al., "Shielding geometry effect on SEE prediction using the new OMERE release: JASON-2 mission case study," in *12th European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems*, 2011, pp. 849-853.
- [33] J. Guillermin, N. Sukhaseum, A. Privat, P. Pourrouquet, T. Cardaire, N. Chatry, et al., "Assessment of the direct ionization contribution to the proton SEU rate," in *Proc. RADECS*, 2016.
- [34] SPENVIS. Available: <http://www.spennis.oma.be/spennis/help/system/toc.html>
- [35] E. Petersen, "The SEU figure of merit and proton upset rate calculations," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 45, pp. 2550-2562, 1998.
- [36] A. Chumakov, "Simplified One Parameter Proton-Induced SEU Cross Section Dependence," in *ESA Special Publication*, 2004, p. 415.
- [37] M. Huhtinen and F. Faccio, "Computational method to estimate Single Event Upset rates in an accelerator environment," *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, vol. 450, pp. 155-172, 2000.
- [38] L. Connell, F. Sexton, and A. Prinja, "Further development of the ion cross section for single event upset: model (HICUP)," Sandia National Labs. 1995.
- [39] H. Pham and C.-D. Lai, "On recent generalizations of the Weibull distribution," *IEEE transactions on reliability*, vol. 56, pp. 454-458, 2007.
- [40] P. Bhattacharya, *Weibull distribution for estimating the parameters*, in *Wind Energy Management*, ed: Intech Open, 2011.
- [20] P. E. Dodd and L. W. Massengill, "Basic mechanisms and modeling of single-event upset in digital microelectronics," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 50, pp. 583-602, 2003.
- [21] E. Petersen, J. Pickel, J. Adams, and E. Smith, "Rate prediction for single event effects-a critique," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 39, pp. 1577-1599, 1992.
- [22] D. Gleeson and M. Melicher. "The Smart backplane-lowering the cost of spacecraft avionics by improving the radiation tolerance of COTS electronic systems." *Proc. 33rd Space Symp.(Technical Track)*, 2017.
- [23] Hermetic package sealing. Available: <http://www.palomartechnologies.com/solutions/hermetic-package-sealing>, 2017.
- [24] D. Sinclair, and J. Dyer. "Radiation effects and COTS parts in SmallSats." *27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2013.
- [25] R. A. Austin, "A Radiation-reliability Assurance Case Using Goal Structuring Notation for a CubeSat Experiment," Vanderbilt University, 2016.
- [26] E. Petersen, *Single event effects in aerospace*, John Wiley & Sons, 2011.
- [27] The OMERE Software. Available: <http://www.trad.fr/en/space/omere-software/>, 2018
- [28] A. Varotsou, "OMERE space radiation environment and effects tool: new developments and new interface," 2017.
- [29] A. Varotsou, "The OMERE freeware for space radiation environment and effects," 2013.
- [30] N.G. Chechenin, M. Sajid, and C.I. Pakistan, "Multiple cell upsets rate estimation for 65 nm SRAM bit-cell in space radiation environment," *Physics of Atomic Nuclei*, vol. 74, pp. 1718-1724, 2016.
- [31] N. Sukhaseum, N. Chatry, A. Varotsou, J.-C. Thomas, F. Bezerra, and R. Ecoffet, "Statistical estimation of uncertainty for single event effect rate in OMERE," in