

Research Paper

Study of Modeling Parameters in Determination of TID, DD, and SEE Radiation Damages for Satellite in LEO Orbit Using OMERE Software

H. Daneshvar^{1*}, M. Khoshsima² and A. Dayani³

1. Dosimetry, a Radiation Application Research School, Nuclear Science & Technology Research Institute, Atomic Energy Agency of Iran, Tehran, IRAN

2, 3. Satellite Systems Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, IRAN

* M.Khoshsima@isrc.ac.ir

One of the important issues to be considered in the design of space systems is the attention to the difference between the terrestrial and space environment. This issue changes the design and affects all subsystems of space systems. Radiation damage due to space radiation can cause disturbances in the functioning of space systems. In this paper, with a computational approach examines the most important radiation damage involving TID, DD and SEU in two satellites that have missions in LEO orbit. The calculations were performed using the OMERE software and finally, a comparison was made between different models for achieving different types of radiation damage.

Keywords: Radiation damage, Space radiation, Modeling, OMERE Software

1. PhD Student

2. Assistant Professor (Corresponding Author)

3. M. Sc.

مقاله علمی - پژوهشی

مدل سازی تشعشی در تعیین آسیب های پرتویی TID، DD و SEE برای طراحی سیستمی ماهواره در مدار LEO با استفاده از نرم افزار OMERE

حمیده دانشور^۱، مسعود خوش سیما^{۲*} و ابوالفضل دیانی^۲

۱- پژوهشکده کاربرد پرتوها، پژوهشگاه علوم و فنون هسته ای، تهران، ایران

۲ و ۳- پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

* M.Khoshsiman@isrc.ac.ir

یکی از مسائل مهمی که باید در طراحی سامانه های فضایی مد نظر قرار گیرد، توجه به اختلاف محیط زمینی با محیط فضا می باشد. این مسئله باعث تغییر در طراحی شده و بر همه زیرسیستم های سامانه های فضایی تأثیر می گذارد. آسیب های پرتویی ناشی از تشعشعات فضایی می تواند موجب اختلال و خرابی در عملکرد سیستم های فضایی شود. در مقاله حاضر با رویکرد محاسباتی به بررسی مهم ترین آسیب های پرتویی شامل TID، DD و SEE در ماهواره ای که دارای ماموریت در مدار LEO می باشد، پرداخته می شود. محاسبات با استفاده از نرم افزار OMERE انجام شده و در نهایت بین مدل های مختلف دست یابی به انواع آسیب پرتویی مقایسه صورت گرفته است.

واژه های کلیدی: آسیب پرتویی، تشعشعات فضایی، مدل سازی، نرم افزار OMERE

علائم و اختصارات

TID	Total Ionization Dose
DD	Displacement Damage
SEE	Single Event Effect
NIEL	Non Ionization Energy Loss
LET	Linear Energy Transfer
SEL	Single Event Latchup
SEU	Single Event Upset
LEO	Low Earth Orbit

مقدمه

بررسی آسیب های پرتویی به لحاظ تنوع در نوع و انرژی چشمه های

تابشی و همچنین تنوع در موادی که تحت تابش قرار می گیرند، مسئله بسیار پیچیده ای است. بررسی های صورت گرفته در طراحی سیستمی نشان می دهد که آنالیز پرتویی یکی از مسائلی است که می تواند بر روی پارامترهای ماموریت تأثیرگذار باشد. برای مثال در کاری که در آزمایشگاه هوافضای ONERA در سال ۲۰۱۷ در فرانسه انجام شد، سناریوهای مختلف جهت ارسال ماهواره به GEO از دیدگاه تشعشی مورد بررسی قرار گرفته و با تحلیل های انجام شده توسط نرم افزار OMERE، بهینه ترین راه انتخاب شده است [1]. آنالیز اثرات تشعشی SEE در حافظه های SRAM و FRAM کار دیگری است که در پروژه دکتری دانشگاه مونپلایر فرانسه و با استفاده از نرم افزار OMERE انجام شده است. در این پایان نامه با در دست داشتن پارامترهای ویال، قطعات مد نظر را برای قرارگیری در نانوماهواره MTCube مورد بررسی قرار داده است [2]. مشابه با این کار در سال ۲۰۱۵، اثرات تشعشعات فضایی بر روی قطعات

۱. دانشجوی دکتری
 ۲. استادیار (نویسنده مخاطب)
 ۳. کارشناس ارشد

توجهی دارد [۱]. بنابراین برای محاسبات مربوط به تشعشعات فضایی، پارامترهای مربوط به مأموریت که شامل پارامترهای مداری، بازه زمانی مأموریت، زمان آغاز مأموریت است اهمیت پیدا می‌کنند. در جدول ۱ پارامترهای مداری این ماهواره آورده شده است.

جدول ۱- پارامترهای مداری دو ماهواره

پارامترهای مداری	ماهواره ۲
آغاز مأموریت	۲۰۱۹
بازه زمانی مأموریت (سال)	۲
ماه آغازی مأموریت	۳
ساعت آغاز مأموریت	۲۳
دقیقه آغاز مأموریت	۰۰
ثانیه آغاز مأموریت	۰۰
حضیض (km)	۵۰۰.۰۰
اوج (km)	۵۰۰.۵۵
زاویه انحراف مداری (درجه)	۵۵.۰۰
تعداد دورها	۱۰۰
تعداد نقاط در هردور	۱۰۰

چشمه‌های تابشی

محیط‌های تابشی مختلفی وجود دارد که عملکرد مواد را تحت تأثیر قرار می‌دهند. این محیط‌ها شامل راکتورهای شکافت، راکتورهای گداخت، انبارهای ذخیره پسماندهای هسته‌ای، شتاب‌دهنده‌های ذرات، آزمایشگاه‌های فیزیک ذرات، بعضی سیستم‌های تاکتیکی نظامی و فضای بین سیاره‌ای و یا مگنتوسفر می‌باشند. هدف اصلی در این کار بررسی آسیب‌های پرتویی رسیده از طرف تابش‌های فضایی می‌باشد. ذرات موجود در محیط تابش فضایی شامل ذرات به دام افتاده در میدان مغناطیسی زمین (عمدتاً الکترون‌ها و پروتون‌ها)، پرتوهای کیهانی کهکشانی و رویدادهای ذرات خورشیدی باشد [۱].

ذرات به دام افتاده در میدان مغناطیسی زمین

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. نواحی که محل به دام افتادن ذرات تابش می‌باشند، به کمربندهای وان آلن معروف هستند [۱] [۲].

این ذرات به دام افتاده شامل الکترون‌ها و پروتون‌ها و هم چنین تعدادیون‌های سنگین می‌باشد و در بین خطوط میدان مغناطیسی و در فاصله مابین قطب‌ها حرکت نوسانی انجام می‌دهند [۱].

میکروالکترونیک VLSI و در ماهواره LEO صرفاً از دید آسیب TID مورد بررسی قرار گرفته شده است [۳].

بررسی‌ها نشان می‌دهد در داخل کشور، در زمینه شبیه‌سازی‌های تشعشعی و مدل‌سازی آسیب‌های وابسته به آن در سطح طراحی سیستمی و دیگر الزامات سیستمی تشعشعی طراحی ماهواره، یا پژوهش سیستمی صورت نگرفته و یا بسیار اندک است. برای مثال در کاری که توسط زهرا باقری در مرکز تحقیقات نجوم و اختر فیزیک مراغه انجام شده، از شار خروجی نرم افزار OMERE برای ورودی کد FLUKA جهت تحلیل حفاظ استفاده شده است [۳]. از این رو هم‌چنان جنبه‌های مجهول فراوانی در ارتباط با مدل‌سازی آسیب‌های تشعشعی با در نظر گرفتن هندسه ماهواره که موثر بر سائیزینگ، طراحی و انتخاب سایر زیر سیستم‌ها و المان‌ها باشد، وجود دارد.

با توجه به اینکه پژوهش فوق بخشی از پروژه طراحی سیستمی، راستی آزمایی و شبیه‌سازی عملکردی یک ماهواره در مدار می‌باشد، شبیه‌سازی‌های نرم افزاری، خصوصاً تشعشعات فضایی و آسیب‌های تشعشعی به عنوان حلقه تکمیل‌کننده زنجیره طراحی‌های سیستمی در هر پروژه مطرح می‌باشد. در پژوهش‌های مشابه از نرم افزارهای متعددی نظیر Spensvis برای شبیه‌سازی و مدل‌سازی استفاده شده است ولی جنبه منحصر به فرد این پژوهش نحوه و الگوریتم استفاده از شبیه‌سازی‌های نرم افزار OMERE در تعیین الزامات سیستمی تشعشعی در فاز طراحی ماهواره می‌باشد.

در پژوهش حاضر پارامترهای آسیب پرتویی مربوط به ماهواره ای که در مدار LEO قرار دارند، با استفاده از نرم افزار OMERE مورد بررسی قرار می‌گیرد. هدف از انجام این کار بررسی و مقایسه مدل‌های مطرح در کتابخانه این نرم افزار برای در نظرگیری شرایط محیط فضا و محاسبات مربوط به پارامترهای آسیب پرتویی است. آسیب پرتویی TID برحسب در نظرگیری نوع هندسه و انواع مدل‌های مربوط به شبیه‌سازی محیط فضا تقسیم‌بندی شده و مورد مقایسه قرار می‌گیرد. آسیب پرتویی DD بر اساس انواع ذرات مطرح در محاسبه این نوع آسیب و انواع شارهای استاندارد معادل ذرات تقسیم‌بندی می‌شود. آسیب SEU نیز بر اساس استفاده از مدل‌های محاسباتی برای پروتون‌ها و یون‌های سنگین تقسیم‌بندی می‌گردد. نتایج این مقایسه‌ها می‌تواند در طراحی و برآوردها و تخمین‌های پروژه‌های آتی مورد استفاده قرار گیرد.

پارامترهای مأموریت

شار ذرات یونیزان فضایی با توجه به طول و عرض جغرافیایی زمین، ارتفاع از سطح زمین، آغاز مأموریت و بازه زمانی آن تغییرات قابل

پرتوهای کیهانی کهکشانی

پرتوهای کیهانی کهکشانی (GCR) از چشمه های بیرون از سیستم خورشیدی ایجاد می شوند. سطوح شار GCR در مقایسه با پرتوهای کیهانی خورشیدی و ذرات به دام افتاده پایین است. این ذرات شامل % ۸۵ پروتون و % ۱۴ ذرات آلفا می باشد. کمتر از ۱٪ از طیف پرتوهای کیهانی کهکشانی از یون های سنگین پرانرژی به وجود آمده است. این ذرات با سرعتی نزدیک به سرعت نور حرکت می کنند. حدود ۹۸ درصد اجزای GCR را هسته های عناصر و حدود ۲ درصد را الکترون ها تشکیل می دهند [1].

یون های سنگین انرژی بیشتری را بر واحد طول در یک ماده نسبت به پروتون ها ذخیره می کنند و می توانند موجب ایجاد اثرات تک رخدادی بیشتری شوند. پرتوهای کهکشانی همیشه وجود دارند. شدت آن ها با تغییرات دوره خورشیدی کم و زیاد می شود. شار پرتوهای کیهانی کهکشانی به طور قابل توجهی یک ارتباط معکوس با دوره های خورشیدی دارند. شار بیشینه پرتوهای کیهانی کهکشانی در زمان شرایط کمینه خورشیدی اتفاق می افتد [1].

رویداد ذرات خورشیدی

بسامد و شدت رویدادهای مربوط به ذرات خورشیدی^۴ عموماً به مقدار فعالیت خورشیدی^۵ وابسته است. رویدادهای ذرات خورشیدی یک طبیعت تصادفی دارد، اما یک دوره ۱۱ ساله از فعالیت خورشیدی را دنبال می کند. کمینه خورشیدی مربوط به دوره هایی است که فعالیت خورشیدی در آن کمترین و بیشینه خورشیدی مربوط به دوره هایی است که در آن فعالیت خورشیدی دارای بیشترین مقدار است. بادهای خورشیدی در دوره های بیشینه فعالیت خورشیدی باعث کاهش شار پرتوهای کیهانی کهکشانی می شوند. بنابراین کمینه شار پرتوهای کیهانی کهکشانی در دوره بیشینه فعالیت خورشیدی اتفاق می افتد و بالعکس [3]. در دوره ۲۴ خورشیدی، کمینه دوره در سال ۲۰۰۹ و بیشینه در سال ۲۰۱۳ می باشد. مجدداً در سال ۲۰۲۰ این دوره به کمینه خواهد رسید.

چشمه های تابشی در مدارهای مختلف

در مورد محیط های فضایی می توان عنوان داشت که تابش فضایی به صورت همسانگرد در مگتوسفر زمین توزیع نمی شود. بنابراین مدارهای LEO، GEO، MEO، GTO و EOS دارای تابش های متفاوت بوده و مواد در برابر آن ها به مقاومت تابشی متفاوتی نیاز دارند. با توجه به دوره زمانی و مدار یک ماهواره و یا یک فضاپیما در داخل هلیوسفر و مگتوسفر و با داشتن شارش ذرات باردار سریع و وابستگی زمانی آن ها

می توان پارامترهای وابسته به آسیب را تعیین کرد [1].

چشمه تابشی در مدار کم ارتفاع زمینی (LEO)

ارتفاع این مدار تا ۲۰۰۰ کیلومتر بوده و بین اتمسفر و کمربند داخلی وان آلن قرار دارد [4]. مهمترین ویژگی ماهواره واقع در مدار LEO این است که هر روز چندین بار در برابر ذرات به دام افتاده الکترون و پروتون موجود در این کمربند قرار می گیرد. سطح شار در این مدار با توجه به زاویه میل مداری و ارتفاع تغییر می کند. زمانی که ارتفاع افزایش پیدا می کند، قرارگیری در معرض پرتوهای کیهانی و ذرات شارخوردی به تدریج افزایش پیدا می کند. با این وجود، اثری که زاویه میل بر مقدار پرتوگیری این ذرات دارد، مهم تر می باشد [5].

مدل سازی چشمه فضایی

برای شبیه سازی محیط تابش فضایی و انواع پرتوهای آن، مدل های مختلفی ارائه شده است. نرم افزارهای مختلفی از جمله SPENVIS و CREAME96 بر مبنای این مدل ها طراحی شده اند. در این قسمت به طور خلاصه به بررسی مدل هایی پرداخته می شود که بیان کننده ویژگی های انواع ذرات ایجادکننده آسیب پرتویی در محیط فضا در مدار LEO می باشند.

مدل های ذرات به دام افتاده AE8 & AP8

مدل های AP8 و AE8، دو گونه از مدل های استاندارد برای بیان شارهای پروتونی و الکترونی به دام افتاده در کمربند تابشی می باشند. مدل های AE8 و AP8 به روز شده مدل های AE1 و AP1 در سال ۱۹۹۶ می باشند. مدل AE8 یک استاندارد ECSS و NASA برای همه مدارها به غیر از زمین آهنگ و GPS می باشد. مدل AP8 برای تمام مدارها یک استاندارد ECSS و NASA است [6].

AP8max و AE8max شار ذرات پروتون و الکترون برای دوره بیشینه خورشیدی و AP8min و AE8min مربوط به دوره کمینه خورشیدی می باشد.

مدل های رویداد ذرات خورشیدی ESP

این مدل برای شارش کلی پروتون توسط Xapsos توسعه یافته و برای مدل های شار پروتونی مانند JPL91 باز تولید شده است. این مدل دارای محدوده انرژی از ۱ MeV تا ۳۰۰ MeV می باشد [7][5].

مدل های پرتوهای کیهانی GCR-ISO

این مدل یک استاندارد بین المللی برای تخمین اثر تابشی پرتوهای کیهانی بر روی سخت افزار و اجسام بیولوژیکی و دیگر اشیای موجود در فضا است. در این مدل تغییرات طیف ذرات به صورت تابعی از دوره

خورشیدی با استفاده از (لکه خورشیدی) برای سه دوره ۲۱، ۲۲ و ۲۳ محاسبه شده است [7].

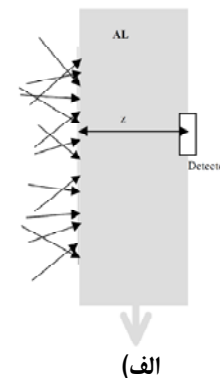
آسیب پرتویی

اجزای تشکیل‌دهنده ماهواره‌ها به عنوان سیستمی که در طی مأموریت خود تحت تابش می‌باشد، باید قابلیت تحمل در برابر تشعشعات موجود در فضا را داشته باشند. آسیب‌های ناشی از اندرکنش ذرات با ماده به سه دسته زیر تقسیم‌بندی می‌شوند [8]:

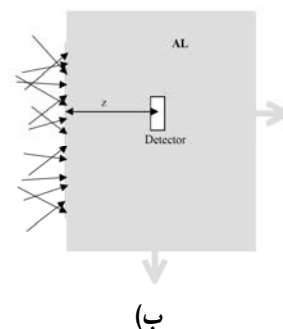
- آسیب دز یونیزان کل (Total Ionization Dose)
- آسیب جابه‌جایی (Displacement Damage)
- آسیب اثرات تک رخدادی (Single Event Effect)

آسیب دز یونیزان کل

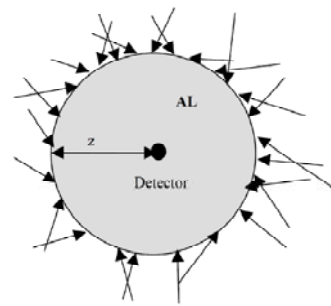
انباشت انرژی در ماده توسط یونیزاسیون، دز نام دارد و برحسب rad یا Gray اندازه‌گیری می‌شود. این اثرات طولانی مدت تابش بر اجزای الکترونیکی، TID نامیده می‌شوند که جزء آسیب‌های تجمعی می‌باشند. اثرات یونیزان، علت اصلی از کار افتادگی تجهیزات الکترونیکی هستند. [9]. برای کاهش TID می‌توان از حفاظ‌های اضافی استفاده نمود. کاربرد در این محاسبات می‌تواند از چهار نوع هندسه ساده برای تعیین مقدار دز در ماده مورد نظر استفاده کند. لازم به ذکر است که انتخاب این هندسه‌ها بر مبنای استفاده از استاندارد $ECSS-E-ST-10-12$ می‌باشد. در شکل (۱) این روش‌ها توصیف شده است [10]. در این محاسبات مقدار دز بر حسب ضخامت آلومینیم داده می‌شود.



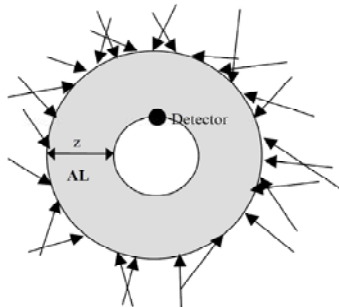
(الف)



(ب)



(ج)



(د)

شکل ۱- الف) صفحه تخت متناهی (finite slab)، ب) تخت نیمه نامتناهی (semi-infinite slab)، ج) حفاظ کره سخت (solid sphere)، د) حفاظ پوسته کروی (shell sphere) [10].

آسیب جابه‌جایی

آسیب جابه‌جایی (آسیب دز غیر یونیزان یا به گونه دیگری افت انرژی غیر یونیزان NIEL نیز نامیده می‌شود). آسیبی تجمعی بوده که به وسیله ذرات پرانرژی ایجاد شده و می‌تواند بر ترکیبات مانند اپتوالکترونیک، قطعات دو قطبی و سلول‌های خورشیدی تأثیرگذار باشد [10]. یکی از پارامترهایی که در زمینه آسیب جابه‌جایی مورد استفاده قرار می‌گیرد، پارامتر شار معادل نوترون‌های ۱ MeV، شار معادل پروتون‌های ۱۰ MeV و یا شار معادل الکترون‌های ۱ MeV می‌باشد. برای مثال شار معادل نوترون‌های ۱ MeV، برابر با مقدار شار معادل از نوترون‌های با انرژی ۱ MeV است که همان مقدار آسیب را ایجاد می‌کند [11]. تخریب قطعه در اثر آسیب جابه‌جایی می‌تواند با استفاده از شار نوترون، الکترون و پروتون تک انرژی (در اینجا اینجا برای پروتون ۱۰ MeV) بدین صورت نوشته شود.

تخریب قطعه در اثر آسیب جابه‌جایی می‌تواند با استفاده از $NIEL (MeVcm^2g^{-1})$ یعنی افت انرژی غیر یونیزان بر حسب تابعی از انرژی پروتون، الکترون و نوترون به دست آید. این تخریب با استفاده از شار نوترون، الکترون و پروتون تک انرژی (در اینجا اینجا برای پروتون ۱۰ MeV) بدین صورت نوشته شود.

6. nonionizing energy loss

7. nonionizing energy loss

پروتون ها

در این حالت فرض می شود که تولید اتم های پس زنی Si به علت اندرکنش های هسته ای $p(Si, Si)p$ همسانگرد است. در این صورت آهنگ SEU پروتون از طریق معادله ۳ به دست می آید.

$$T = \int_{E_0}^{\infty} \Phi(E) \sigma(E) dE \quad (3)$$

که $\Phi(E)$ شار دیفرانسیل پروتون و $\sigma(E)$ برابر با سطح مقطع پروتون می باشد. اگر سطح مقطع تجربی در دسترس باشد در این صورت از توابع ویبال و یا بندل برای تخمین آسیب استفاده می شود. در غیر این صورت از روش پروفیت استفاده می شود.

روش پروفیت

در این روش سطح مقطع پروتون با استفاده از رابطه ۴ به دست می آید.

$$\sigma_p(E_p) = \Sigma_0 [1 - e^{\beta(E_p)}] c N_{at} \sigma_{nuclear}(E_p) \quad (4)$$

که در آن

$$\beta(E_p) = - \left(\frac{(L(E_{Si}(E_p)) - L_0)}{W} \right)^S \quad (5)$$

W و S پارامترهای ویبال، E_p انرژی پروتون، E_{Si} انرژی پس زنی Si در اندرکنش های هسته ای است. در این مدل تنها اندرکنش های کشسان در نظر گرفته شده است.

$$E_{Si} = \frac{4A_{Si}}{(1 + A_{Si})^2} E_p \quad (6)$$

که در آن A_{Si} جرم اتمی اتم های Si، $L(E)$ برابر با توان توقف برای یون سیلیکون با هدف سیلیکونی است و توسط رابطه ۷ داده می شود.

$$L(E) = e^{\left(\frac{k_1 + k_2 E + k_3 E^2}{1 + k_4 E + k_5 E^2} \right)} \quad (7)$$

که در آن k_1 تا k_5 دارای مقادیر ثابتی می باشند. N_{at} برابر با تعداد اتم های Si در واحد حجم و $\sigma_{nuclear}(E_p)$ برابر با سطح مقطع برخورد کشسان پروتون با سیلیکون است و از این رابطه به دست می آید.

$$\sigma_{nuclear}(E_p) = \gamma E_p^\alpha 10^{-27} \quad (8)$$

که γ و α دارای مقادیر ثابتی می باشند.

مدل سیمپا

برای محاسبات آهنگ SEU بدون در دست داشتن سطح مقطع پروتون از این روش استفاده می شود. در این صورت سطح مقطع پروتونی از رابطه ۹ به دست می آید.

$$\sigma_p(E_p) = \int_{E_s} \sigma_{IL}(E) \Phi(E, E_p) dE \sigma_{IL}(E) \quad (9)$$

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

که $\Phi(E)$ برابر با شار الکترونی و یا پروتونی دیفرانسیلی در سطح قطعه می باشد. در محاسبات مربوط به این پروژه مقادیر شار معادل الکترون های ۱ MeV، پروتون های ۱۰ MeV و ۵۰ MeV به دست آمده است. از دو حالت برای دستیابی به مقدار شار معادل استفاده می شود. حالت نرمال و حالت همه سوبه^۸. همچنین برای محدوده انرژی از دو حالت محدوده انرژی شار و محدوده انرژی منحنی NIEL استفاده می شود.

آسیب اثرات تک رخدادی

آسیب های تک رخدادی از برخورد تصادفی یون ها، پروتون ها و نوترون های با انرژی و زوایای مختلف به قطعات الکترونیکی ایجاد می شوند. یک SEU به عنوان دسته ای از این آسیب ها زمانی رخ می دهد که مقدار زیادی بار در یک گره حساس در یک تراشه میکروالکترونیک دیجیتال ایجاد شود. مقدار کمینه بار لازم برای ایجاد SEU، بار بحرانی نامیده می شود. مقدار بار جمع آوری شده به LET ذره یونیزان و طول مسیر آن در حجم حساس وابسته است. برای تخمین آهنگ SEU با استفاده از یونیزاسیون مستقیم از دو روش استفاده می شود. روش RPP^۹ و روش IRPP^{۱۰} [12]. در روش RPP فرض می شود که بالاتر از مقدار بار بحرانی Qc، همه بیت ها با اندازه های برابر درگیر آپست می شوند. تخمین های دقیق تر می تواند با استفاده از سطح مقطع های تجربی به دست آید و در این مورد به جای استفاده از یک سطح مقطع آستانه تیز در روش RPP از مقداری که به تدریج افزایش پیدا می کند، استفاده می شود این روش را IRPP می نامند. نرم افزار OMERE برای محاسبات آهنگ SEU از روش IRPP استفاده می کند. این روش یکی از روش های استاندارد ECSS می باشد [13].

یون های سنگین

آهنگ SEU توسط معادله ۲ داده می شود.

$$S \quad (2)$$

که در آن $\tau(L)$ برابر با LET آستانه مساوی با L و $N(L)$ برابر با تعداد حجم های حساس است که دارای LET آستانه مساوی با L هستند.

8. Omnidirectional

9. Rectangular Parallelloiped

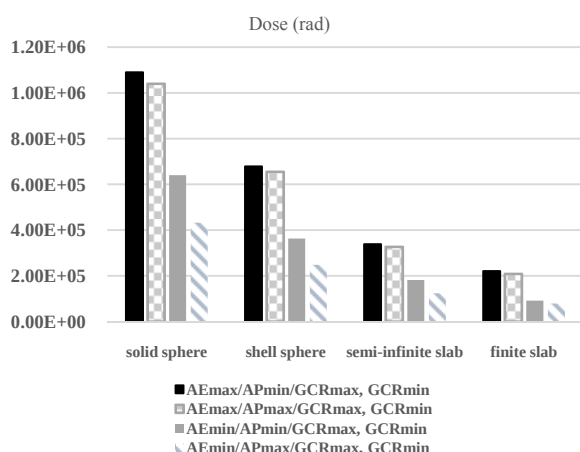
10. Iintegral Rectangular Parallelloiped

به خود نرم‌افزار استفاده کند و آسیب SEE را با در نظر گرفتن شرایط مداری ماهواره محاسبه کند. این نرم‌افزار تنها قادر به محاسبه آسیب SEU است. در محاسبات مربوط به هر یک از آسیب‌های ذکر شده از روابط ریاضی مندرج در بخش آسیب‌های پرتوی استفاده می‌شود.

نتایج محاسبات

در این بخش نتایج نهایی از محاسبات مربوط به آسیب‌های پرتویی شامل TID، DD و SEE داده شده است. در تعیین مقدار دز از چهار هندسه ساده که در استاندارد مورد تایید است و در بخش آسیب دز یونیزان کل توضیح داده شد، استفاده می‌شود. بر حسب اعمال شرایط بیشینه و کمینه برای الکترون‌ها و پروتون‌های به دام افتاده از دسته‌بندی‌های به ترتیب مربوط AE8max و AE8min و AP8max و AP8min استفاده شده است. در صورت اعمال مدل بیشینه و کمینه برای ذرات کیهانی کهکشانی از تقسیم‌بندی germin و gcrmax استفاده شده است. در محاسبات TID برحسب این که کاربر بخواهد از چه هندسه‌ای استفاده کند، می‌تواند از finite slab، Solid sphere، semi infinite slab، Shell sphere استفاده کند.

با توجه به جایگشت‌های مختلف از این حالت‌ها می‌توان به نتایج موجود در شکل ۲ رسید. با توجه به این که مقادیر دز در استفاده مختلف از مدل‌های GCRmin و GCRmax تفاوتی ندارد، بنابراین بر حسب در نظرگیری هندسه، تعداد جایگشت‌ها محدوده شده و تفاوت در استفاده از مدل‌های بیشینه و کمینه برای الکترون‌ها و پروتون‌های به دام افتاده است.



شکل ۲- مقدار دز بر حسب rad در ضخامت ۱ mm از Al برای جایگشت‌های مختلف از مدل‌ها

در محاسبات DD، یک دسته‌بندی بر حسب محدوده انرژی که از کاربر درخواست می‌شود انجام شده است. در این صورت کاربر

که در آن $\sigma_{IL}(E)$ برابر با سطح مقطع یون سنگین، $\Phi(E, E_p)$ برابر با احتمال پس‌زنی یون Si با انرژی E توسط پروتون با انرژی E_p می‌باشد.

روش ویبال

در این روش از رابطه (۱۰) استفاده می‌شود.

$$F(L) = \Sigma_0 \left[1 - e^{-\left(\frac{L-L_0}{W}\right)^S} \right] \quad (10)$$

و مقادیر W و S با استفاده از روش حداقل مربعات و توسط تابع معکوس ویبال محاسبه می‌شود.

فیت بندل

دو پارامتر توابع بندل به صورت زیر نوشته می‌شود.

$$F(E) = \left(\frac{B}{A}\right)^{14} \left[1 - e^{-0.18 \sqrt{Y}} \right]^4 \quad (11)$$

که

$$Y = \sqrt{\frac{18}{A}} (E - A) \quad (12)$$

A متناسب با مقدار آستانه انرژی و $\left(\frac{B}{A}\right)^{14}$ برابر با مقدار اشباع می‌باشد [6].

شبیه‌سازی با نرم‌افزار OMERE

نرم‌افزار OMERE یک نرم‌افزار اختصاصی برای محیط فضایی و بررسی اثرات تابش بر روی قطعات الکترونیک است. این نرم‌افزار توسط TRAD و تحت حمایت CENS توسعه یافته است که در آن 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. این نرم‌افزار از سال ۲۰۰۳ به طور آزاد در اختیار کاربران قرار داشته و از سایت FASTRAD قابل دریافت است [14]. در سال ۲۰۱۶ قریب به ۴۵۰ دانلود از این نرم‌افزار گزارش شده است که می‌توان به‌طور تقریبی ۱ دانلود در هر روز اشاره کرد [15]. [16]. در قسمت mission از این نرم‌افزار از کاربر پارامترهای مداری ماهواره که شامل بازه زمانی مأموریت، آغاز مأموریت، طول، عرض و ارتفاع می‌باشد، گرفته می‌شود. در منوی Environment مدل‌های مربوط به ذرات به دام افتاده، ذرات خورشیدی، ذرات کیهانی کهکشانی بر حسب نظر کاربر و بر حسب استانداردهای مربوطه انتخاب می‌گردد. از منوی Dose نرم‌افزار می‌توان مقدار TID و آهنگ دز را تعیین کرد. در منوی DD مقدار شار معادل نوترون‌های ۱ MeV، پروتون‌های ۱۰ MeV و الکترون‌های ۱ MeV محاسبه می‌گردد. در منوی SEE کاربر می‌تواند از داده‌های کتابخانه‌ای مربوط

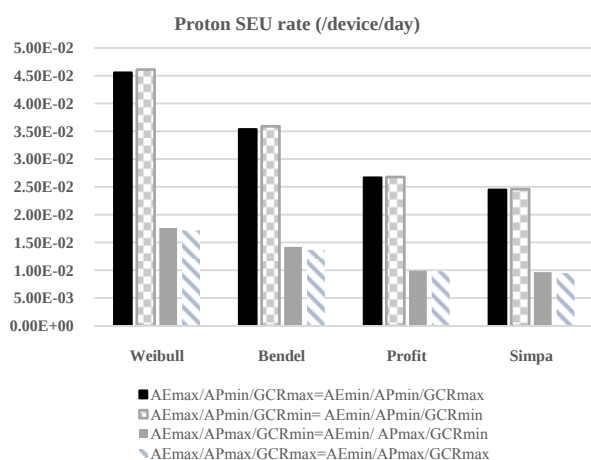
استفاده می شود. نتایج مربوط به تعیین مقادیر آهنگ SEU برای جایگشت های مختلف را می توان در جدول ۳ و شکل ۴ مشاهده کرد. با توجه به این که مقادیر آهنگ SEU در استفاده مختلف از مدل های AEmax و AEmin تفاوتی ندارد، بنابراین بر حسب در نظرگیری مدل های محاسباتی، تعداد جایگشت ها محدود شده و تفاوت در استفاده از مدل های بیشینه و کمینه برای GCR ها و پروتون های به دام افتاده است.

جدول ۲- شار معادل الکترون های ۱ MeV و پروتون های ۱۰ MeV و ۵۰

شار معادل در ۰/۰۱ mm از Al (#/cm2)	AEmax/APmin/GCRmax, GCRmin / incident particles/omni directional
شار معادل الکترون های ۱ MeV در ۰/۰۱ mm از Al (#/cm2)	3.00E+13
شار معادل پروتون های ۵۰ MeV در ۰/۰۱ mm از Al (#/cm2)	2.43E+11
شار معادل پروتون های ۱۰ MeV در ۰/۰۱ mm از Al (#/cm2)	1.20E+11

جدول ۳- مقدار آهنگ SEU ناشی از یون های سنگین برای جایگشت های مختلف

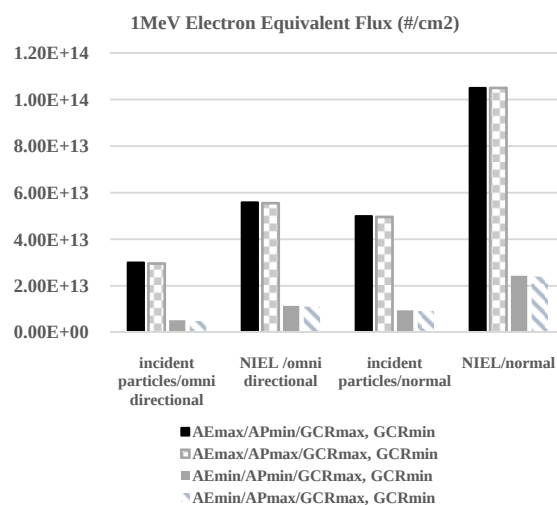
مقدار آهنگ SEU ناشی از یون های سنگین (/device/day)	جایگشت ها
1.82E-03	AEmax/APmin/GCRmax= AEmin/APmin/GCRmax AEmax/APmax/GCRmax= AEmin/APmax/GCRmax
5.01E-03	AEmax/APmin/GCRmin= AEmin/APmin/GCRmin AEmax/APmax/GCRmin= AEmin/APmax/GCRmin



شکل ۴- مقدار آهنگ SEU ناشی از پروتون ها برای جایگشت های مختلف از مدل ها

می تواند محدوده انرژی ذرات فرودی و یا محدوده انرژی مربوط به کتابخانه NIEL را در نظر بگیرد. مطابق رابطه ۱، خروجی بستگی به این دارد که کاربر محدوده انرژی انتگرال را کدام دسته بندی در نظر بگیرد. بنابراین دو نوع دسته بندی به صورت energy range of incident particles و energy range of NIEL curves مطرح است. دسته بندی دیگر بر اساس درجه فرودی ذرات شبیه سازی می باشد که به صورت جهت عمود (normal)، و همه سویه (omni directional)، در نظر گرفته می شود. دسته بندی دیگر بر حسب نوع و انرژی ذره معادل می باشد که بر حسب استانداردهای بین المللی می تواند به صورت شار معادل الکترون های ۱ MeV، پروتون های ۵ MeV و ۱۰ MeV در نظر گرفته شود. در این محاسبات تمام این نتایج در تقسیم بندی های مختلف آورده شده است.

نتایج مربوط به شار معادل الکترون های ۱ MeV با جایگشت های مختلف را می توان در شکل ۳ مشاهده کرد. مشابه با این نتایج را می توان در تعیین مقادیر شار معادل پروتون های ۵۰ MeV و پروتون های ۱۰ MeV مشاهده کرد. نتایج مربوط به این قیاس به لحاظ نسبی برای سایر جایگشت ها صدق می کند.



شکل ۳- شار معادل الکترون های ۱ MeV با جایگشت های مختلف از مدل ها در ۰/۰۱ mm از Al

در جدول ۲ نتایج مربوط به تعیین مقادیر شار معادل الکترون های ۱ MeV و پروتون های ۱۰ MeV و ۵۰ MeV را برای مقایسه در یکی از جایگشت ها مشاهده کرد. نتایج مربوط به این قیاس به لحاظ نسبی برای سایر جایگشت ها صدق می کند.

برای دستیابی به آهنگ رخداد SEU از مدل های بندل، پروفیت، سیمپا و ویبال استفاده شده است. این مدل ها برای دستیابی به آهنگ رخداد SEU ناشی از پروتون است و برای دستیابی به این مقدار ناشی از یون های سنگین تنها از مدل ویبال

نتیجه‌گیری و بحث

نتایج تعیین دز در شکل ۲ نشان می‌دهد که مقدار دز در استفاده از هندسه تخت نیمه بی‌نهایت نسبت به زمانی که از هندسه تخت متناهی استفاده می‌شود، بیشتر است. مقداری که از دز بواسطه استفاده از هندسه کروی به دست می‌آید، در حد یک مرتبه بزرگی از مقادیر تخت بیشتر است. در عین حال زمانی که از هندسه کره سخت استفاده می‌شود مقادیر دز نسبت به زمانی که از پوسته کروی استفاده می‌شود بیشتر است. بنابراین مقادیر دز به ترتیب در استفاده از این هندسه‌ها از بیشترین تا کمترین مقدار می‌باشد.

1. solid sphere
2. shell sphere
3. semi-infinite slab
4. finite slab

مقدار دز در استفاده از مدل ذرات کیهانی کهکشانی به صورت بیشینه و کمینه تفاوتی با هم ندارد. مقادیر دز در حالت‌های مختلف استفاده از کمینه و بیشینه برای مدل ذرات به دام افتاده الکترونی و پروتونی بدین صورت می‌باشد.

1. AE8max/AP8min
2. AE8max/AP8max
3. AE8min/AP8min
4. AE8min/AP8max

به‌طور کلی نتایجی که از شکل ۳ و جدول ۲ می‌توان گرفت این است که مقدار شار معادل همه سویه نسبت به حالت نرمال کمتر است. و این امر نیز طبیعی به نظر می‌رسد، زیرا حالت نرمال شرایط بدتری را در پرتودهی فراهم می‌آورد. مقدار شار معادل زمانی که از مقدار NIEL استفاده می‌شود نسبت به زمانی که از شار ذرات فرودی استفاده می‌شود بیشتر است. شار معادل به ترتیب برای الکترون‌ها، پروتون‌های ۵۰ MeV سپس پروتون‌های ۱۰ MeV بیشتر است. با مقایسه شار الکترون‌های به دام افتاده و مجموع شار پروتون‌های به دام‌افتاده و پروتون‌های موجود در ذرات کیهانی کهکشانی نیز این نتیجه قابل توجیه است. زیرا شار الکترون‌ها در محدوده MeV در حدود دو مرتبه بزرگی نسبت به مجموع شار پروتون‌ها بیشتر است. در مورد اختلاف موجود در شار معادل پروتون‌ها با انرژی‌های ۱۰ MeV و ۵۰ MeV نیز این امر منطقی به نظر می‌رسد. شار پروتون‌های به دام افتاده در انرژی‌های فوق تفاوت چندانی با هم نداشته و از یک مرتبه است. ولی شار پروتونی در ذرات کیهانی کهکشانی در انرژی‌های ۵۰ MeV بیشتر از انرژی ۱۰ MeV است و بنابراین منطقی است که مقدار آسیب در انرژی ۵۰ MeV بیشتر باشد. زمانی که در مدل پرتوهای کیهانی

کهکشانی از مدل ذرات در حالت بیشینه و کمینه استفاده شد، در نتایج خروجی تفاوتی نداشت. مقادیر شار معادل به ترتیب برای این حالت‌ها می‌باشد.

مقادیر شار معادل به ترتیب برای این حالت‌ها می‌باشد.

1. AE8max/AP8min
2. AE8min/AP8min
3. AE8max/AP8max
4. AE8min/AP8max

نتایج مندرج در جدول ۳ نشان می‌دهد که برای تمام جایگشت‌هایی که به لحاظ شار پروتونی دارای شرایط یکسان باشند، آهنگ SEU دارای مقادیر یکسان بوده و اختلاف مقادیر کلی ناشی از تفاوت در مدل‌های اعمالی برای یون‌های سنگین می‌باشد و مدل‌های محاسباتی تاثیری در پاسخ آهنگ رخداد SEU ناشی از یون‌های سنگین ندارند زیرا مطابق با روابط مندرج در بخش ۵، مدل‌های محاسباتی فوق تنها برای پروتون‌ها ارائه شده است. با توجه به شکل ۴ در صورتی که شرایط یکسان در نظر گرفته شود، به ترتیب مقادیر آهنگ رخداد SEU ناشی از پروتون‌ها برای مدل‌های ویال، بندل، پروفیت و سیمپا دارای بیشترین مقدار می‌باشند. با تغییر در مدل بیشینه و کمینه الکترون‌های به دام افتاده اختلافی در نتایج مشاهده نمی‌شود. بنابراین اختلاف مقادیر در جایگشت‌های به ترتیب از بیشترین تا کمترین مقدار بدین صورت می‌باشد.

1. AEmax/APmin/GCRmax=AEmin/APmin/GCRmax=
2. AEmax/APmin/GCRmin=AEmin/APmin/GCRmin=
3. AEmax/APmax/GCRmin=AEmin/APmax/GCRmin=
4. AEmax/APmax/GCRmax=AEmin/APmax/GCRmax=

به‌طور کلی همانطور که نتایج مربوط به تعیین مقادیر مختلف آسیب پرتویی در مدل ماهواره‌ای فوق با طول عمر دو سال، نشان می‌دهد، استفاده از مدل‌های مختلف نمی‌تواند در نتیجه تغییر فاحشی ایجاد کند و بر حسب طراحی و توصیه استانداردها در شرایط مختلف می‌توان از هریک از مدل‌های مذکور استفاده کرد. این محاسبات در طراحی سیستمی ماهواره که شامل تعیین حفاظ ماهواره، طراحی دزیمتر و تعیین طول عمر سلول‌های خورشیدی، که تاثیر مستقیم بر جانمایی داخلی ماهواره، ساینینگ، جرم و ابعاد ماهواره دارد، کاربرد دارد و می‌تواند در پژوهش آتی به عنوان اینترفیس طراحی مورد استفاده قرار گیرد.

مراجع

- [1] Matéo-Vélez, J. -C. and et.al., "Estimating Space Environment Effects During All-Electric Telecom

- [13] Pease, R.L., Johnston, A.H., Azarewicz, J.L., "Radiation Testing of Semiconductor Devices for Space Electronics, *Proceedings of the IEEE*, Vol. 76, Issue 11, 1988, pp. 1510 – 1526.
- [14] ECSS-E-ST-10-12C– Methods for The Calculation of Radiation Received and Its Effects and A Policy for Design Margins, (15 November 2008) + "Identified typographical error," This Standard is Supported by ECSS Handbook:ECSS-E-HB-10-12A (17 December 2010).
- [15] Johnston, H., "Radiation Damage of Electronic and Optoelectronic Devices in Space" *4th International Workshop on Radiation Effects on Semiconductor Devices for Space Application*, Tsukuba, Japan, October 11-13, 2000.
- [16] ECSS-E-ST-10-04C–Space Environment (15 November 2008), This Standard is cancelled and superseded by ECSS-E-ST-10-04C Rev.1 (15 June 2020).
- [17] Pickel, J.C., Blandford, J.T., "Cosmic Ray Induced Errors in MOS Memory Cells," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, Vol. 25, Issue 6, 1978.
- [18] Pickel, J.C. and Blandford, J.T., "Cosmic Ray Induced Errors in MOS Devices," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, Vol. 27, Issue 2, April 1980, pp. 1006-1015.
- [19] Available, [On Line]: <http://www.trad.fr/en/space/omere-software../>
- [20] Varotsou, A., Cardaire, T., Pourrouquet, P., Guillermin, J. and Fonta, R., "OMERE Space Radiation Environment and Effects Tool: New Developments and New Interface," ESA-CNES RFP Days – March 7, 2017.
- [21] Varotsou, A., The OMERE Freeware for Space Radiation Environment and Effects, SPENVIS Workshop, May 24, 2013.
- [22] Adams, L., (2003). "Space Radiation Effects in Electronic Components," PA and Safety Office, Brunel University. Retrieved March 2010.
- Satellite Missions IEPC" the International Electric Propulsion Conference, Atlanta, 2017.
- [2] Gupta, V., Analysis of Single Event Radiation Effects and Fault Mechanisms in SRAM,FRAM and NAND Flash: Application to The Mtcube Nanosatellite Project, HAL, 2017.S
- [3] Sajid, M., Chechenin, N.G., SillTorres, F. and et.al., "Space Radiation Environment Prediction For VLSI Microelectronics Devices Onboard A LEO Satellite Using OMERE-TRAD Software," *Advances in Space Research*, Vol. 56, Issue 2, 2015, pp. 314-324.
- [4] Bagheri, Z., "The Effects of Solar Particles in the Choice of Alloy Shilded in the Satellite," *Iranian Journal of Astronomy and Astrophysics*, Vol. 3, 2016 .
- [5] Daneshvar, H., Radiation damage calculations on electronic components, M.Sc. Thesis, Tehran, 2011, (In Pershian).
- [6] Gingrich, D., "ionizing Radiation Effects in EPF10K50E and XC2S150 Programmable Logic Devices," Centre for Subatomic Research. Canada, University of Alberta Edmonton, 2002.
- [7] Barth, J.L., "Modeling Space Radiation Environments," 1997 .
- [8] Gussenhoven, M., Mullen, E.G. and Brautigam, D.H., "Improved Understanding Of The Earth's Radiation Belts From The CRRES Satellite," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, Vol. 43, Issue. 2, 1996, pp. 353-368.
- [9] "Single Event Effect Criticality Analysis (SEECA)," Sponsored by NASA Headquarters/ Code QW, February 15, 1996.
- [10] Sawyer, D.M., Vette, J.I., "AP8 Trapped Proton Environment For Solar Maximum and Solar Minimum," NASA Goddard Space Flight Center Greenbelt, 1976.
- [11] T. CNE/OME/42/AV/031213," Advanced Manual OMERE," 2014.
- [12] Mebrahtu, H.T., Heavy Ion Radiation Effects on CMOS Image Sensors, M. Sc. Thesis, York University (Canada) 2005.