

تحلیل آسیب پرتویی در طراحی سیستمی یک ماهواره در مدار GTO

رضا امجدی فرد^۱، مسعود خوش سیما^{۲*}

^۱استادیار، گروه پژوهشی مهندسی فناوری فضایی، پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران
^۲استادیار، گروه پژوهشی مهندسی سامانه های ماهواره، پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران

Reza Amjadifard¹, Masoud Khoshsima^{1,*}

¹Assistant professor, Satellite research institute, Iranian Space research center, Tehran, Iran

چکیده:

تشعشعات فضایی یکی از چالشهای طراحی ماهواره در سطح سیستم است. پرتوهای فضایی منجر به افت کارایی یا ایجاد خرابیهای دائمی در قطعات و تجهیزات بکارگرفته شده در ماهواره ها را دارند. در مقاله حاضر با رویکرد شبیه سازی و محاسباتی تغییرات شار ذرات پرنرژی در مدار GTO، آسیب پرتویی تک رخدادی و بازده زیرسیستم توان ماهواره در این مدار با عمر عملیاتی مشخص تحلیل و بررسی می شود. در این پژوهش از نرم افزار تحت وب SPENVIS برای شبیه سازی محیط تشعشعی فضا و آسیبهای پرتویی ماهواره GTO به منظور استخراج پارامترهای مقاوم سازی استفاده شده است. نتایج حاصل از شبیه سازی تشعشعی در فاز طراحی اولیه با تاکید بر عبور ماهواره از دو کمربند تابشی ون آلن نشان می دهد بیشینه شار پرتون و الکترون ها از مرتبه $10^8 \text{ p/cm}^2\text{s}$ می باشد. همچنین شار پرتوها در مدار GTO با افزایش انرژی آنها به شدت کاهش می یابد. به طوریکه انرژی الکترون ها حداکثر تا 7MeV و پرتون ها تا 400MeV است. نتایج نشان می دهد که برای کاهش دز به سطح 10krad، حفاظی از جنس آلومینیوم به ضخامت 6 میلیمتر لازم است. افت حدوداً 33٪ کارایی برای پانل های خورشیدی در طول یک سال یکی از چالش های سیستمی آسیب های تشعشعی بر ماهواره در این مدار است. همچنین شبیه سازی ها نشان می دهد با افزایش ضخامت حفاظ از 4 به 6 میلیمتر نرخ کلی وقوع آسیب SEU حدود 30 درصد کاهش می یابد.

کلمات کلیدی: مدار GTO، طراحی سیستمی، نرم افزار SPENVIS، تشعشعات فضایی

Analysis of radiation damage of a satellite in GTO orbit: system level design

The space environment includes different types of particles originating from both within and without the solar system. They can categorize depending on their origin (cosmic-galactic, solar, and Van Allen belts), and can cause severe damage to electronic components or functional failure of the equipment. Therefore, the radiation environment is an important concern in the system-level design of a satellite. The correct evaluation of radiation effects should occur as early as possible in the design procedure, and be upgraded as necessary throughout the development of project phases.

The space radiation environment varies dramatically with the latitude, longitude, and altitude of the orbit, and also varies significantly with time. Satellite in the geosynchronous transfer orbit (GTO) faces significant amounts of particles including the high-energy electrons and protons trapped in the Van Allen belts (extend from an altitude of about 640km to 580000km). These particles are the source of three kinds of damage to electronic equipment (total ionizing dose (TID), displacement damage (DD), and single event effects (SEE)).

In this article, the flux of the different energetic particles in the GTO is obtained by employing SPENVIS web-based software. SPENVIS is developed by a consortium led by the Royal Belgian Institute for space aeronomy for ESA's space environments and effect section. Results show that the radiation fluxes have very drastic changes during every orbit time due to passing through the Van Allen Belts. The maximum flux of protons and electrons is in the range of $10^8 \text{ p/cm}^2\text{s}$. The sensitive electronic components can not tolerate the total ionizing dose made by this amount of flux density. Therefore, to reduce the dose below the specified limits by the manufacturer, an aluminum shield must be used. Fig. 1, shows that in order to decrease the dose below the 10krad, the thickness of the shield should be equal to 6mm. This amount of shield is much thicker than those are used in LEO (Low Earth Orbit), and increases the total mass of the satellite. Regarding electric power generated by solar panels of satellite benefiting AZUR SPACE solar cell (3G30) If the thickness of the protective coating of the cells is considered equal to 100 um, the efficiency loss of (see Fig. 2). Therefore, to support the subsystems and payloads over the whole mission life, the more solar panel is needed in comparison with satellites in LEO.

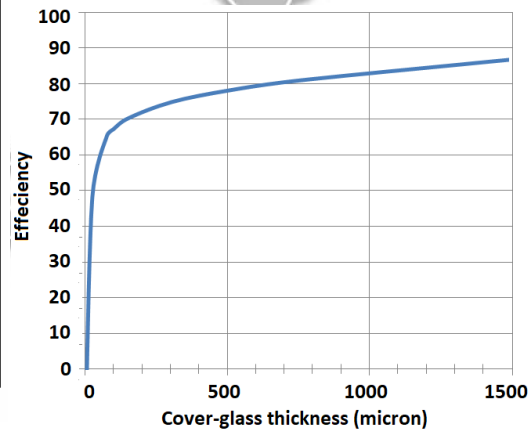
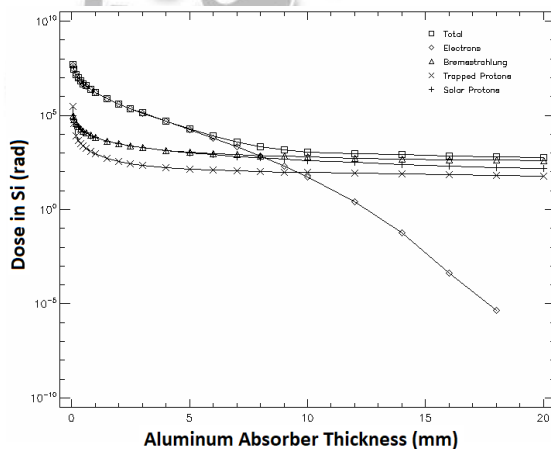


Fig. 1: The required shield to decrease the dose **Fig. 2:** Solar panel efficiency versus cover-glass thickness

Besides, the simulations show that with the increase of the thickness of the shielding from 4mm to 6 mm, the overall rate of single event upset (SEU) decreases from $3.7225\text{E-}06$ /bit to $2.6556\text{E-}06$ /bit (about 30%).

Key Words: GTO Orbit, System-level Design, SPENVIS, Space Radiation

۱ - مقدمه:

استفاده از فن آوری‌های نوین در ماهواره‌ها برای بهبود بازده عملکردی محموله‌ها و اجزای ماهواره در حال افزایش است. به دلیل حساسیت بسیار زیاد این تجهیزات هرگونه توقف یا خطا در عملکرد آنها یک مسئله بحرانی است. از چالش‌های اساسی در این خصوص، خطاهای ناشی از تاثیر تشعشعات بر قطعات و تجهیزات الکترونیکی ماهواره می‌باشد که ممکن است در عملکرد عادی آنها اختلال ایجاد نماید. پرتوگیری قطعات الکترونیکی منجر به تغییر خواص فیزیکی نیمه‌هادی‌ها می‌شود. از این رو، تابش‌های پرتوهای محیط فضا، همواره برای ماهواره‌ها یک تهدید محسوب می‌شود. به منظور بررسی اثرات مخرب شرایط محیطی ماهواره حین ماموریت، لازم است تا در فازهای اولیه هر پروژه اقداماتی انجام گیرد تا الزامات مرتبط برای کاهش یا محدود نمودن خرابی‌های ناشی از این محیط بر عملکرد ماهواره‌ها تعیین شود. با پیگیری این الزامات و اقدامات جبرانی در نظر گرفته شده برای برآورده شدن آنها، طی روند پیشرفت پروژه می‌توان نسبت به صحت عملکرد مناسب ماهواره هنگام قرار گرفتن در محیط ماموریت اطمینان حاصل نمود (گین گریچ، ۲۰۰۲؛ هورن و همکاران، ۲۰۱۳؛ هاندز و همکاران، ۲۰۱۵؛ هورن و پیکفورد، ۲۰۱۵؛ مارر و همکاران، ۲۰۱۷).

پرتوهای فضایی بر اساس منشا در قالب سه دسته، پرتوهای کیهانی-کهکشانی، خورشیدی و ذرات به دام افتاده در کمربندهای ون-آلن (Van Allen) تقسیم بندی می‌شوند. ذرات پرتوهای کیهانی، یون‌های پرتوهای هسته‌ای هستند که از خارج از منظومه شمسی وارد آن می‌شوند. این پرتوها شامل ۸۵٪ پروتون، ۱۴٪ ذرات آلفا و ۱٪ هسته‌هایی با عدد اتمی بزرگتر از ۴ هستند. انرژی این ذرات می‌تواند در محدوده صفر تا ۱۰ GeV باشد. عمده این ذرات که هسته‌های هیدروژن، هلیوم، کربن و اکسیژن هستند دارای انرژی تقریبی ۱ GeV هستند. تابش‌های خورشیدی شامل ۹۰٪ پروتون و مابقی هسته‌های سنگین‌تر و نیز الکترون می‌باشند. هسته‌های سنگین تابش‌های خورشیدی دارای شار کمتری نسبت به پرتوهای کیهانی اما به مراتب سنگین‌تر می‌باشند (تقریباً ۴ برابر). پروتون‌های تابش‌های خورشیدی دارای انرژی بین ۱ MeV تا ۲۰۰ MeV هستند. لازم به ذکر است که تنها یک فوران خورشیدی می‌تواند شاری برابر با $2 \times 10^{11} \text{ p/cm}^2\text{s}$ ایجاد کند. الکترون و پروتون‌های محیط فضا با منشا پرتوهای کیهانی و پرتوهای حاصل از فوران‌های خورشیدی در نواحی خاصی از میدان مغناطیسی زمین بنام کمربندهای ون‌آلن محصور و از ارتفاع حدودی ۰٫۲ تا ۱۰ برابر شعاع زمین گسترش یافته‌اند. ذرات بدام افتاده عمدتاً الکترون‌های با انرژی کمتر از ۷ MeV (که براحتی می‌توان در مقابل آن حفاظ سازی نمود) و پروتون‌های با انرژی کمتر از ۱۰۰ MeV هستند (اودنوالد و همکاران، ۲۰۰۷؛ فینکنرو و گرو، ۲۰۰۶) کمربند داخلی ون‌آلن در شرایط عادی (عدم بروز طوفان‌های خورشید) از ارتفاع تقریبی ۱۰۰۰ کیلومتری شروع و تا ۱۲۰۰۰ کیلومتر گسترده بوده و غالباً حاوی ذرات پروتون با انرژی تا سطح ۱۰۰ MeV و البته الکترون‌های بسیار پر انرژی است. کمربند خارجی نیز که شامل الکترون‌هایی با انرژی ۰٫۱ MeV تا ۱۰ MeV است در محدوده ارتفاع ۱۳۰۰۰ تا ۶۰۰۰۰ کیلومتر واقع است. لازم به ذکر است که پرتوهای کیهانی بسیار مخرب‌تر از پرتوهای بدام افتاده در کمربند ون‌آلن هستند اما از سوی دیگر دارای شار بسیار کمی می‌باشند (گین گریچ، ۲۰۰۲).

بر طبق استانداردهای مکانیک مداری، هنگامیکه ماهواره در مداری با ارتفاع اوج ۳۵۷۶۸ کیلومتری تزریق شود اصطلاحاً در مداری موسوم به مدار انتقال زمین آهنگ (GTO) تزریق شده است. همچنین اگر مدار ماهواره دارای نقطه اوج ۳۴۰۰۰ کیلومتر و کمتر باشد Sub-GTO و اگر نقطه اوج ۳۶۵۰۰ کیلومتر باشد Super-GTO، نامیده می شود. جزئیات بیشتر در شکل ۱ نمایش داده شده است.



شکل ۱- مدارهای GTO (هندریکس و همکاران، ۲۰۰۳)

ویژگی خاص تشعشعی یک ماهواره در مدار GTO عبور از هر دو کمربند ون آلن است که باعث ایجاد گرادیانهای شدید در میزان انرژی و شار ذرات محیطی اطراف ماهواره می شود. به بیان دیگر، مدار GTO به علت تغییرات شدید ارتفاع، طیف متنوعی از شدت شارهای ذرات پر انرژی را به ماهواره تحمیل می کند. لازم به ذکر است که علاوه بر ارتفاع مداری، زاویه میل مداری ماهواره نیز در این آسیب پذیری تابشی موثر است. مطابق با آمار مرکز اطلاعات ژئوفیزیک آمریکا طی سالهای ۱۹۷۴ تا ۱۹۹۹ بیش از ۴۵۰۰ مورد نقص عملکرد و خرابی تجهیزات ماهواره‌ها ناشی از اثرات تشعشع فضایی بوده است (شیا، ۱۹۹۸). هورن و پیکفورد در سال ۲۰۱۵ در تحقیقات گسترده‌ای میزان پرتوگیری و در معرض ذرات پر انرژی ماهواره‌ها را در مدارهای GTO و GEO مورد بررسی قرار دادند. به عنوان مثال مدت زمان حضور یک ماهواره در مدار GTO (به علت حضور ذرات باردار در کمربندهای ون آلن) معادل ۶/۵ سال ماموریت حضور در مدار زمین آهنگ می باشد (هورن و همکاران، ۲۰۱۵). طاهربانه و همکاران (۱۳۸۷) و دانشور و همکاران (۱۳۹۸) اثرات عوامل مداری محیطی بر دریافت حداکثر توان از سلولهای خورشیدی سیلیکانی در دو مدار LEO و GEO را بررسی کردند. بوربور و همکاران ۱۳۹۲، آسیب پرتویی SEU در مدل سازی حجم حساس ناشی از پرتوهای فضایی را مورد مطالعه قرار دادند. نتایج تحقیقات آنها بررسی سه مدل محاسباتی برای مدل سازی ناحیه حساس در ایجاد خطای SEU نسبت به نمونه‌های آزمایشی بود. شوریان و همکاران، ۱۳۹۹، آسیب جابجایی ناشی از پرتوهای فضایی در خصوص محاسبه و اندازه گیری تغییر جریان نشتی در یک دیود سیلیکانی را مورد بررسی قرار دادند. نتیجه مهم تحقیقات آنها افزایش حدود دو برابری جریان نشتی ناشی از شارش پروتونهای فرودی نسبت به قبل از تابش است.

¹ Geosynchronous Transfer Orbit

در این پژوهش با در نظر گرفتن تغییرات شارهای تابشی و آسیب‌های تابشی وارده از طرف محیط تشعشعی فضا بر ماهواره در مدار GTO شبیه‌سازی، تحلیل و سپس چالشهای سیستمی مرتبط با حفاظ‌سازی و افت کارایی منبع تولید انرژی ماهواره بررسی می‌شود.

۲- مبانی نظری آسیبهای تشعشعی:

پرتوهای فضایی می‌تواند اثرات مخربی بر روی قطعات الکترونیکی داشته باشد که مهمترین آنها، آسیب دز یونیزان کل (TID)، آسیب جابه‌جایی (DD)² و آسیب تک‌رخدادی (SEE)³ است. مبحث آسیب پرتویی به عنوان یکی از مهم‌ترین موضوعاتی است که در طراحی سامانه‌های در معرض تشعشع مطرح می‌باشد. اجزای تشکیل دهنده ماهواره‌ها باید قابلیت تحمل در برابر تشعشعات موجود در فضا را دارا باشند. آسیب تک‌رخدادی مهمترین پدیده‌ای است که منجر به بروز خطا یا خرابی در تجهیزات الکترونیک ماهواره می‌شود (استاندارد فضایی اروپا، سری مهندسی، ۲۰۱۰). آسیب دز یونیزان کل و جابجایی بوسیله الکترونهای پرتویی به دام افتاده در کمرندهای ون‌آلن ایجاد می‌شود (هورن و همکاران، ۲۰۱۶).

آسیب دز یونیزان کل:

انباشت انرژی در ماده توسط یونش، دز نام دارد و برحسب راد (Rad) یا گری (Gray) اندازه‌گیری می‌شود. این اثر طولانی مدت تابش بر اجزای الکترونیکی، TID نامیده شده که با افزایش عمر عملیاتی ماهواره منجر به از کار افتادگی یا افت کارایی تجهیزات و قطعات الکترونیکی می‌شود. ساز و کار این اثر به‌طور کلی عبارت است از تولید بار، به‌دام افتادن و انباشت آن در لایه‌های عایق. پیامد این اثر، تغییر مقدار پارامترها، افزایش جریان‌های ناشی، فقدان ایمنی از نویز، کاهش بهره ترانزیستور، تغییر خواص کارکردی و از کارافتادگی احتمالی است (استاندارد فضایی اروپا، سری مهندسی - مطالعاتی، ۲۰۰۸).

آسیب جابه‌جایی:

آسیب جابجایی ناشی از ذرات غیر یونیزان یا افت انرژی غیر یونیزان (NIEL)⁵ است. این آسیب تجمعی بوده و به وسیله ذرات پرتویی ایجاد شده و می‌تواند بر قطعات اپتوالکترونیک، قطعات نیمه‌هادی‌هایی از نوع دوقطبی و سلول‌های خورشیدی تأثیرگذار باشد. ساز و کار آسیب در نتیجه برخورد پرتو با اتم‌های تشکیل دهنده شبکه کریستالی مواد است که موجب تولید اتم‌های درون‌شبکه‌ای و تهی‌جاها (Vacancy) خواهد شد (پیس و همکاران، ۱۹۹۸).

آسیب تک‌رخدادی:

این آسیب انواع بسیاری دارد لیکن تمامی آثار تک‌رخدادی توسط اختلالات ناشی از بار الکتریکی آغاز می‌شوند و پیامد آنها بستگی به مقدار تولید بار در حجم حساس درون قطعات میکروالکترونیکی و جمع شدن در نقاط مداری حساس دارد. بار تولید شده در فرایند یونیزاسیون، ناشی از انرژی بجای گذاشته شده ذره ورودی در نیمه‌رسانا می‌باشد (پیکل و بلندفورد، ۱۹۸۰). پروتون‌ها یا یون‌های پرتویی ناشی از فوران‌های خورشیدی، کیهانی و یا به دام افتاده در کمرند داخلی ون‌آلن قادرند به اجزاء داخلی ماهواره نفوذ کنند. در مسیر عبور این پرتوها، ماده هدف یونیزه می‌شود. به بیان دیگر طی این اثر یک ذره ورودی (پروتون یا یون) می‌تواند در مسیر حرکت خود به اندازه کافی بار الکتریکی تولید کند تا باعث یک تغییر وضعیت نظیر روشن شدن سوئیچ‌های پارازیتی و بروز اتصال کوتاه بین

² Total Ionization Dose

³ Displacement Damage

⁴ Single Event Effect

⁵ Non-Ionization Energy Loss

پایه های تغذیه و زمین تراشه‌ها (SEL^{E}) و یا فرمان ناخواسته یا تغییر وضعیت اطلاعات موجود در حافظه‌ها و ثبات‌ها (SEU^{Y}) شود. آثار SEE بسیار اتفاقی و غیر قابل پیش‌بینی است.

۳- شبیه‌سازی محیط تشعشی برای ماهواره در مدار GTO

به منظور شبیه‌سازی محیط تشعشی ماهواره GTO و نیز اثرات ناشی از این محیط، از نرم‌افزار SPENVIS استفاده شده است. این نرم افزار تحت شبکه یک ابزار تعاملی است که توسط آژانس فضایی اروپا (ESA) توسعه یافته است. این نرم افزار شامل مجموعه ای یکپارچه از مدل‌ها است که استفاده از آن را برای کاربران تسهیل می‌کند. هر تحلیل با تعریف یک پروژۀ آغاز می‌شود. پروژۀ مجموعه ای از داده های ورودی و خروجی است. در آغاز لازم است تا برخی از مشخصات مداری ماهواره و طول عمر مورد نظر به عنوان پارامترهای ورودی، به نرم افزار وارد شود. مشخصات اصلی ماهواره GTO در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- مشخصات مداری ماهواره GTO

ردیف	پارامتر	مقدار
۱	ارتفاع اوج	۳۶۰۰۰ کیلومتر
۲	ارتفاع حضیض	۲۰۰ کیلومتر
۳	زاویه شیب مداری	۵۵,۳۰۴ درجه
۴	آرگومان حضیض	۱۶۴,۵۸۷ درجه
۵	طول گره صعودی (RAAN)	۲۴۴,۱۶۸ درجه
۶	طول عمر	یک سال
۷	پریود ماهواره	۱۰ ساعت و ۸۵ دقیقه

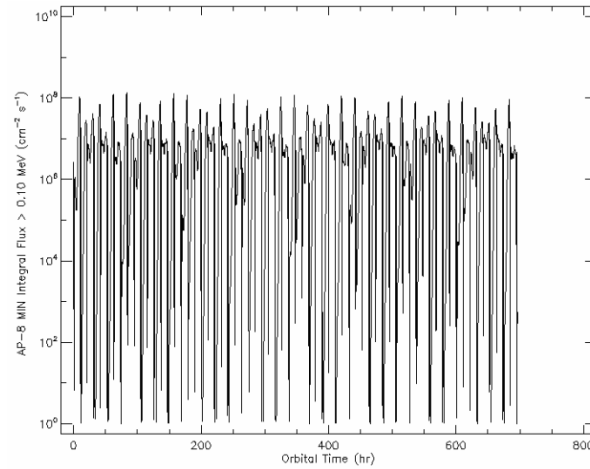
لازم به ذکر است که هندسه در نظر گرفته شده برای ماهواره به شکل مکعبی بوده و کلیه اجزای الکترونیکی درون ماهواره قرار می‌گیرند.

۴- نتایج و بحث:

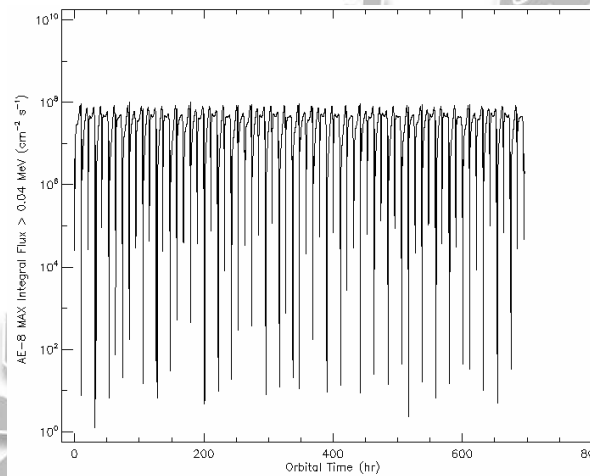
پس از وارد نمودن مشخصات و پارامترهای ماموریت و اجرای برنامه SPENVIS، نتایج زیر حاصل شد. شبیه‌سازی شارهای پروتون‌های و الکترون‌های به دام افتاده حاصل استفاده از مدل‌های AP-8 و AE-8، که ماهواره با آن مواجه می‌شود به ترتیب در شکل‌های ۲ و ۳ نشان داده شده است. محور افقی در این دو شکل زمان (بر حسب ساعت) است. مطابق شکل ۲، بیشینه شار پروتون‌ها از اندازه p/cm^2s 10^8 بوده که در زمان عبور از کمربند پروتونی حاصل می‌شود. تعداد قله‌های مشاهده شده در شکل فوق برابر تعداد سیکل‌های عبور از کمربند ون آلن می‌باشد. در ارتباط با شار الکترون‌ها نیز بطور مشابه، بیشینه شار از مرتبه p/cm^2s 10^8 می‌باشد لیکن کمینه آن در مقایسه با کمینه شار پروتون‌ها بیشتر می‌باشد.

⁶ Single Event Latch-up

⁷ Single Event Upset

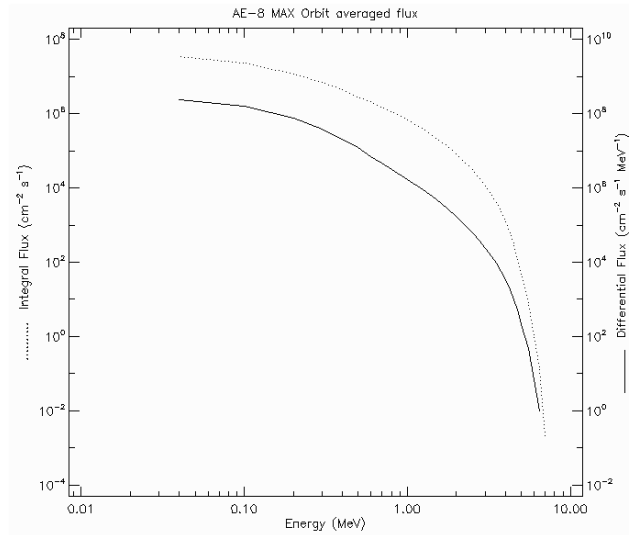


شکل ۲- شار پروتون‌های به دام افتاده

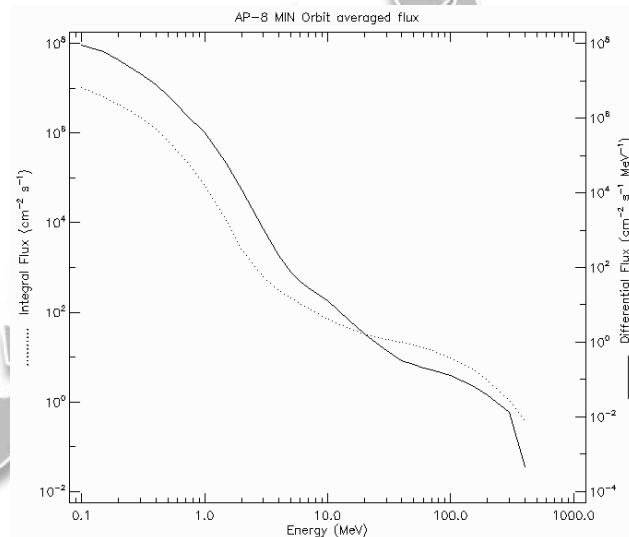


شکل ۳- شار الکترونها به دام افتاده

در شکل‌های ۴ و ۵ شار پروتون‌ها و الکترون‌هایی که ماهواره با آن مواجه خواهد بود برحسب انرژی ذرات ترسیم شده‌است. مطابق شکل‌های فوق شار ذرات فوق با افزایش انرژی آن‌ها به شدت کاهش می‌یابد (انرژی الکترون‌ها حداکثر تا 7 MeV و پروتون‌ها تا 400 MeV). به نظر می‌رسد متناسب با مقدار انرژی ذرات، میدان مغناطیسی زمین توانایی به دام انداختن پروتون‌ها با انرژی بسیار زیاد را نداشته و به همین دلیل با افزایش انرژی ذرات، شار آنها نیز کاهش می‌یابد.

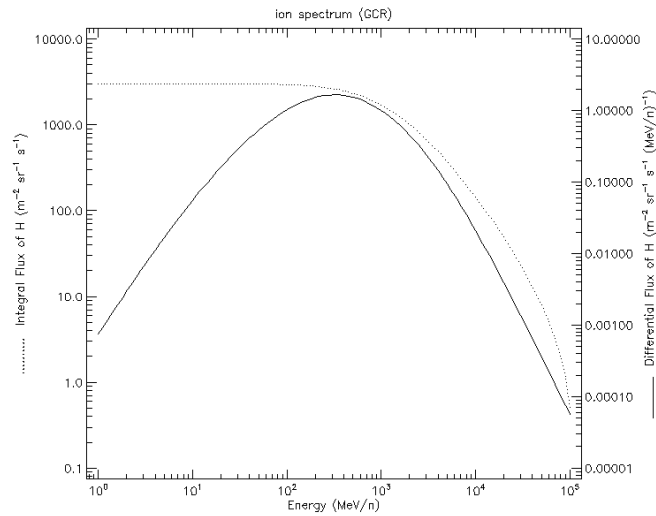


شکل ۴- شار الکترونیهای به دام افتاده بر حسب انرژی



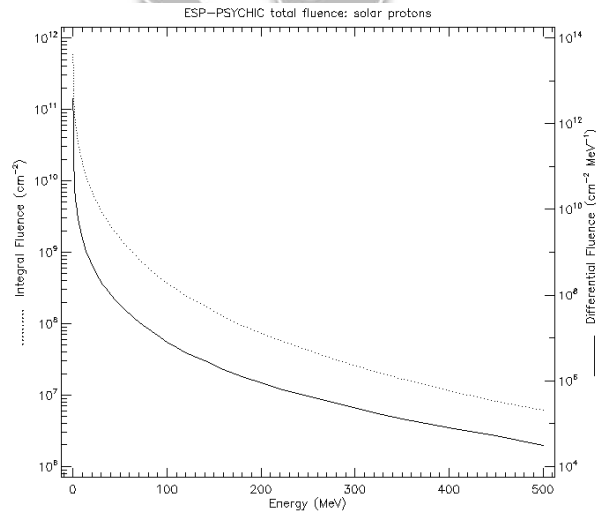
شکل ۵- شبیه سازی شار پروتونهای به دام افتاده بر حسب انرژی

در شکل ۶ شار یونهای کیهانی-کهکشانی (GCR) نشان داده شده است. این پرتوها برخلاف پرتوهایی که از سوی خورشید به سمت زمین یا ماهواره می رسند، همه جهتت تصور می شوند. مطابق شکل فوق مقدار شار این پرتوها برای ذرات با انرژی کمتر از ۱۰۰۰ MeV در حدود $2000 \text{ p/cm}^2\text{s}$ بوده و با افزایش انرژی آنها شار کاهش خواهد یافت. بیشترین فراوانی ذرات برای یونهای با انرژی در حدود ۱۰۰۰ MeV است.

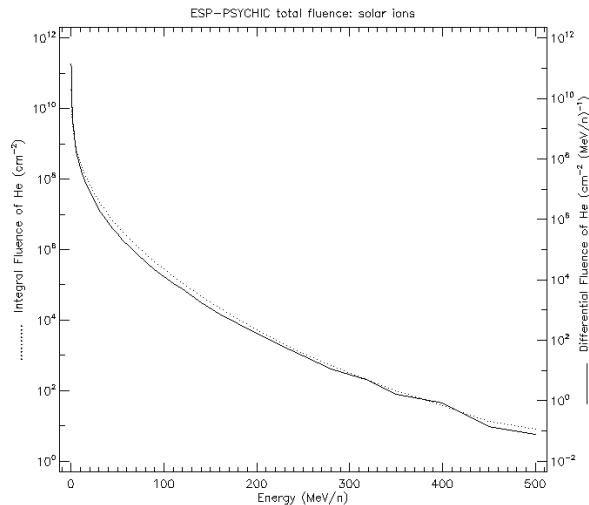


شکل ۶- شبیه‌سازی شار یونهای کیهانی- کهکشانی یا GCR

در شکل‌های ۷ و ۸ نیز به ترتیب شار پروتون‌ها و یونهای خورشیدی ترسیم شده است. براساس شکل ۷ پرتوهای خورشیدی با انرژی کمتر از ۵۰ MeV، شار بسیار زیادی (از مرتبه $10^8 p/cm^2 s$ و بیشتر) داشته لیکن با افزایش انرژی ذرات، مقدار شار به شدت افت می‌کند. مقدار افت شار برای یونهای خورشیدی به مراتب بیشتر می‌باشد (شکل ۸).

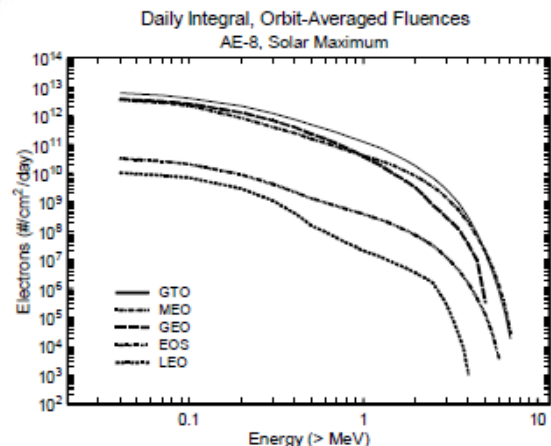
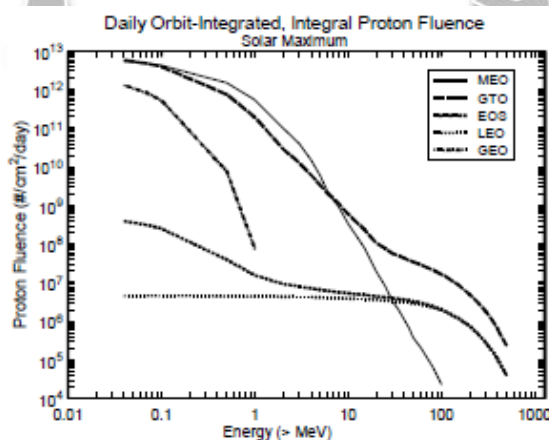


شکل ۷- شبیه‌سازی شار پروتونهای خورشیدی



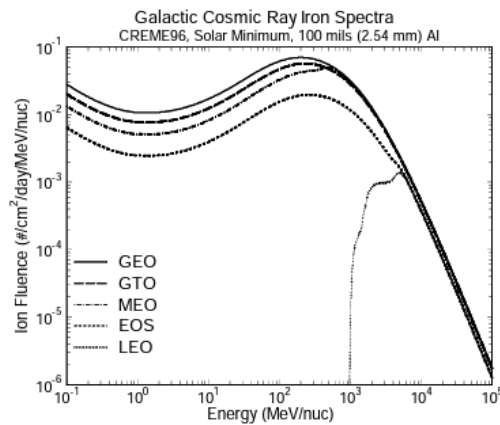
شکل ۸- شبیه‌سازی شار یون‌های خورشیدی

همانطور که ذکر شد، ماهواره‌هایی که در مدار GTO قرار دارند به علت تغییرات شدید ارتفاع مداری، ذرات متنوع با طیف انرژی‌های گسترده‌ای را تجربه می‌کنند. پروتون‌ها به علت انرژی زیاد و هم به دلیل قدرت نفوذ در مواد عامل ایجاد صدمات تشعشعی جدی هستند. همچنین در مدارهایی با ارتفاع بالا (GEO) الکترونهای کم انرژی به علت داشتن چگالی زیاد، عامل تخلیه الکترواستاتیکی ماهواره می‌شوند که آسیب‌های شدیدی را به ماهواره وارد می‌کند. الکترونهای پر انرژی هم می‌توانند در سازه ماهواره نفوذ کرده و باعث ایجاد خرابی و اختلال در عملکرد قطعات، زیرسیستمها و آسیب کلی بر ماهواره شود. از طرفی افزایش شیب مدار ماهواره تاثیر بسیار بیشتری در افزایش آسیب پذیری و قابلیت جذب ذرات پرنانرژی کیهانی GCR نسبت به افزایش ارتفاع دارد. در خصوص شار الکترونها و پروتون‌ها، مطابق با نتایج جنت ۱۹۹۷، خروجی مدل AP-8-MAX به منظور شبیه‌سازی شار پروتون‌ها برای یک ماهواره در مدار LEO با زاویه میل مداری ۲۹ درجه و ارتفاع مداری ۶۰۰ کیلومتری (اوج و حضیض)، مدار میانی MEO با زاویه میل مداری ۵۱ درجه با ارتفاع ۱۰۰۰۰ کیلومتری و مدار GEO با زاویه صفر و ارتفاع ۳۶ هزار کیلومتری و مدار GTO با زاویه میل ۱۸ درجه ارتفاع مداری (اوج ۳۶ هزار کیلومتری) و (حضیض ۳۶۰ کیلومتری) و یک ماهواره سنجشی پایش زمین (EOS) نزدیک قطب با زاویه میل مداری ۹۸ درجه و ارتفاع مداری ۷۰۵ کیلومتر (اوج و حضیض) در شکل ۹ نمایش داده شده است.



شکل ۹- شار پروتون‌ها و الکترون‌ها در ارتفاعات مداری مختلف در زمان بیشینه فعالیت خورشیدی (جنت، ۱۹۹۷)

در خصوص طیف انرژی الکترون‌ها توجه به این نکته ضروری است که برای ارتفاعات مداری بالاتر، به دلیل قرار گرفتن ماهواره در معرض کمربند بیرونی ون آلن، طیف ذرات (الکترون‌ها) با انرژی بیشتر و همچنین شدت بیشتری نمایان می‌شود. در مورد شار ذرات الکترونی، وابستگی‌های ارتفاع و شیب شبیه به پروتون‌ها است، اما همانطور که در طیف GEO دیده می‌شود، الکترون‌ها به ارتفاعات بالاتر گسترش می‌یابند. مشابه با نتایج بارس اینطور استنباط می‌شود که وابستگی آسیب پذیری از ذرات پرنرژی و پرتوهای کیهانی بین زاویه میل صفر تا ۳۰ درجه بیشترین تاثیر را دارد و در زاویه‌های بالاتر این تاثیر ملایم‌تر خواهد شد. در شکل ۱۰ شار یونهای آهن با طیف انرژی گسترده ناشی از پرتوهای کیهانی در مدارهای مختلف حاصل از همین تحقیق نشان داده شده است. مطابق این شکل شار یونی‌های ناشی از منبع فوق در مدار GTO به مراتب بیشتر از مدار LEO است.



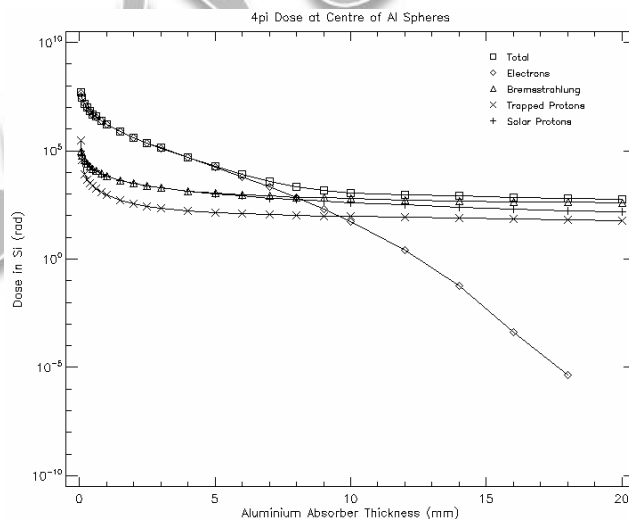
شکل ۱۰- مقایسه شار یونی آهن برای مدارهای مختلف (جنت، ۱۹۹۷)

۵- چالش‌های سیستمی: روش‌های حفاظت

لایه مگنتوسفر جو زمین حتی برای ماهواره‌هایی که در مدار LEO قرار دارند نمی‌تواند به عنوان یک حفاظ در برابر یون‌هایی با انرژی بیشتر از ۶۰۰ MeV در نظر گرفته شود (ر.ج. شکل ۱۰) (جنت، ۱۹۹۷). لذا ضروری است تا از حفاظ مناسب برای کاهش اثرات مخرب پرتوها، استفاده شود. سازه ماهواره می‌تواند همانند یک حفاظ در برابر پرتوها عمل کند. بررسی پارامترهای آسیب تابشی جهت دستیابی به ضخامت بهینه برای سازه ماهواره با استفاده از داده‌های مربوط به انواع آسیب‌ها انجام می‌شود. هنگام تحلیل تشعشعی باید برخی از پارامترهای سیستمی ماهواره نظیر ارتفاع مدار و مدت زمان ماموریت مشخص باشند. پس از آن باید اثرات مخرب تشعشعات فضایی محاسبه شده و تأثیرگذاری پرتوها بر حسب ضخامت حفاظ تخمین زده شود. در ابتدای طراحی حفاظ باید یک مقدار آستانه برای هر یک از اثرات TID، SEE و DD لحاظ شود به طوری‌که با این مقادیر آستانه آسیبی بر عملکرد اصلی زیرسامانه‌ها وارد نشود. هرگاه مقدار نرخ آسیب از این مقادیر آستانه بیشتر شود، عملکرد اصلی زیر سیستمها و قطعات تحت تاثیر قرار گرفته و امکان بروز خرابی‌های گسترده افزایش می‌یابد. ضخامتی از حفاظ که برای مقابله با این اثرات به خصوص اثر TID در نظر گرفته می‌شود، بر مبنای این مقادیر آستانه خواهد بود. جهت برآورد ضخامت مناسب معمولاً بدترین شرایط در نظر گرفته می‌شود. پس از انجام شبیه‌سازی و با

مشخص شدن شار پرتوهای محیطی در ماموریت ماهواره GTO، می‌توان مقدار مناسب حفاظ را محاسبه نمود. برای این منظور ابتدا به کمک نرم افزار SPENVIS مقدار دز بر حسب ضخامت حفاظی از جنس آلومینیوم مطابق آنچه در شکل ۱۱ نشان داده شده است، ترسیم می‌شود. نتایج ارائه شده در شکل ۱۱ با لحاظ نمودن حفاظی به شکل کره انجام شده است. در فاز طراحی اولیه و استخراج مشخصات سیستمی هر پروژه، به دلیل اینکه هدف تخمین و برآورد کلی از بودجه های طراحی (نظیر بودجه های جرمی) در سطح سیستم است، استفاده از نرم افزار SPENVIS با در نظر گرفتن حفاظی به شکل کره انجام می‌گیرد. بدیهی است در فاز طراحی جزئی (سطح زیرسیستم)، شرایط خاص و هندسه مکعبی ماهواره با در نظر گرفتن تمامی الزامات جانمایی بردها و قطعات حساس به تشعشع در طراحی و محاسبات در نظر گرفته خواهد شد.

مطابق استاندارد ECSS، اکثر قطعات حساس به TID دارای آستانه حساسیت در محدوده ۱krad تا ۱Mrad هستند. لذا با توجه به شکل فوق چنین برداشت می‌شود که به طور مثال برای رسیدن به حد ۱۰krad، نیاز به ۶ میلیمتر حفاظ از جنس آلومینیوم داریم یا برای کاهش دز به مقدار ۱krad به ۱۰ میلیمتر حفاظ نیاز می‌باشد. اگر از قطعاتی با حساسیت بیشتر استفاده شود، بدیهی است باید ضخامت حفاظ را افزایش داد. لازم به ذکر است که برای قطعاتی که درون ماهواره قرار دارند، ضخامت حفاظ برابر با مجموع ضخامت جعبه های الکترونیک، ضخامت بدنه اصلی ماهواره و نیز بستر پانل های خورشیدی می‌باشد. دیدیم با فرض مقدار ۱۰krad برای بیشینه دز، نیاز به ضخامت ۶ میلیمتر حفاظ از جنس آلومینیوم ۷۰۷۵ داریم که این مقدار در مقایسه با آنچه در مدار LEO نیاز است (۲ میلیمتر)، بسیار زیاد بوده و منجر به افزایش وزن قابل توجهی در ماهواره های مدار GTO خواهد شد.



شکل ۱۱- مقدار دز دریافتی بر حسب ضخامت حفاظ آلومینیومی

همانطور که پیشتر عنوان شد، یکی از پر رخدادترین اثرات SEE که دلیل اصلی وارونگی یا تغییر وضعیت اطلاعات موجود در حافظه های دیجیتال بخش پردازش می‌شود، اثر SEU است. به کمک نرم افزار SPENVIS نرخ وقوع این اثر برای قطعات الکترونیک با فرض حفاظ هایی با ضخامت ۴ و ۶ میلیمتر شبیه سازی شده است. هنگامیکه ضخامت حفاظ برابر ۴mm باشد، نرخ کلی وقوع SEU برابر 3.7225E-06 /bit بوده در حالیکه با افزایش ضخامت حفظ به ۶mm این نرخ به 2.6556E-06 /bit کاهش می یابد. لازم به ذکر است

پروتون‌ها و یونهای پر انرژی توانایی نفوذ و عبور از حفاظها را داشته و در پاره‌ای از موارد تولید ذرات ثانویه می‌کنند (لیبل و گیتس ۱۹۹۶). لذا برای کاهش اثرات SEE از راه کارهای جبرانی استفاده می‌شود. بطور مثال در ارتباط با SEL، در مدارهای الکترونیکی روش‌های حفاظتی متنوعی از قبیل استفاده از مقاومت محدود کننده جریان تغذیه آی‌سی‌ها، مدارهای سنجش و قطع جریان استفاده پیاده‌سازی می‌شود. برای جبران خطاهای ناشی از SEU نیز استفاده از EDAC^۸ نرم افزاری و سخت افزاری و یا پیاده‌سازی روش TMR^۹ پر کاربرد است.

۵-۱- افت کارایی سلولهای خورشیدی

از دیگر چالش‌های سیستمی آسیب‌های تشعشعی بر ماهواره، تخمین افت کارایی سلولهای خورشیدی در محیط تشعشعی ماموریت‌های فضایی است. به طور خاص و به عنوان یکی از پیش فرض‌ها، افت کارایی سلولهای خورشیدی 3G30 محصول کمپانی Azurspace (با حفاظی به ضخامت ۱۰۰ میکرومتر) در نرم افزار SPENVIS قابل شبیه سازی است. در این ارتباط و برای ماموریت GTO مقدار شاریدگی (Fluence) برای پروتونها و الکترونهای با انرژی بیش از ۱MeV توسط این نرم افزار محاسبه شده و در جدول ۲ ارائه شده است.

جدول ۲: شاریدگی (/cm²) الکترون‌ها با انرژی معادل ۱MeV برای حفاظ با ضخامت مختلف

Coverglass thickness			Total			Trapped electrons			Trapped protons			Solar protons		
g cm ⁻²	mils	micron	P _{max}	V _{oc}	I _{sc}	P _{max} , V _{oc} , I _{sc}	P _{max}	V _{oc}	I _{sc}	P _{max}	V _{oc}	I _{sc}		
0.0000	0.0	0.00	5.467E+18	6.382E+18	2.953E+18	3.025E+13	5.460E+18	6.374E+18	2.949E+18	7.242E+15	8.454E+15	3.911E+15		
0.0059	1.0	25.40	9.184E+14	1.068E+15	5.083E+14	2.675E+13	7.464E+14	8.713E+14	4.031E+14	1.453E+14	1.696E+14	7.847E+13		
0.0177	3.0	76.20	1.065E+14	1.205E+14	6.801E+13	2.283E+13	2.648E+13	3.091E+13	1.430E+13	5.716E+13	6.673E+13	3.087E+13		
0.0354	6.0	152.40	5.574E+13	6.189E+13	3.886E+13	1.903E+13	6.645E+12	7.758E+12	3.589E+12	3.006E+13	3.509E+13	1.624E+13		
0.0707	12.0	304.80	3.092E+13	3.373E+13	2.319E+13	1.411E+13	2.219E+12	2.591E+12	1.199E+12	1.458E+13	1.702E+13	7.876E+12		
0.1179	20.0	508.00	2.000E+13	2.164E+13	1.549E+13	1.019E+13	1.101E+12	1.286E+12	5.948E+11	8.712E+12	1.017E+13	4.705E+12		
0.1768	30.0	762.00	1.359E+13	1.468E+13	1.062E+13	7.124E+12	6.795E+11	7.932E+11	3.670E+11	5.791E+12	6.761E+12	3.128E+12		
0.3536	60.0	1524.00	5.683E+12	6.153E+12	4.392E+12	2.876E+12	3.086E+11	3.603E+11	1.667E+11	2.498E+12	2.916E+12	1.349E+12		
User defined coverglass thickness														
0.0232	3.9	100.00	8.261E+13	9.278E+13	5.461E+13	2.126E+13	1.540E+13	1.798E+13	8.317E+12	4.443E+13	5.187E+13	2.400E+13		

بخشی از این شاریدگی (مربوط به الکترون یا پروتون) به آسیب جابجایی در سلولهای خورشیدی تبدیل می‌شود. از رابطه (۱) می‌توان برای بیان افت کارایی مشخصه‌های اصلی سلول‌های خورشیدی (P_{max}, V_{oc}, I_{sc}) استفاده نمود (سنجر و همکاران، ۲۰۰۱):

$$P_{\max}/P_0 = 1 - C \cdot \log\left(1 + D_d/D_x\right) \quad (1)$$

در رابطه فوق D_d دز مرتبط با آسیب جابجایی، P₀ و P_{max} می‌توانند مربوط به هر یک از پارامترهای اصلی سلول خورشیدی یعنی P_{max}, FF, V_{oc}, I_{sc} باشند (مقدار پس از دریافت دز و پیش از آن)، C و D_x پارامترهای اصلاح کننده معادله هستند. مقادیر C و D_x برای سلولهایی با جنس مختلف در جدول ۳ ارائه شده‌اند (اوکاو همکاران، ۲۰۱۷). بر این اساس و به کمک داده‌های به دست آمده از کد SPENVIS و نیز رابطه (۱) می‌توان افت کارایی پانلهای خورشیدی را برای ماموریت GTO مطابق شکل ۱۲ ترسیم نمود. در رسم

⁸ Error detection and correction

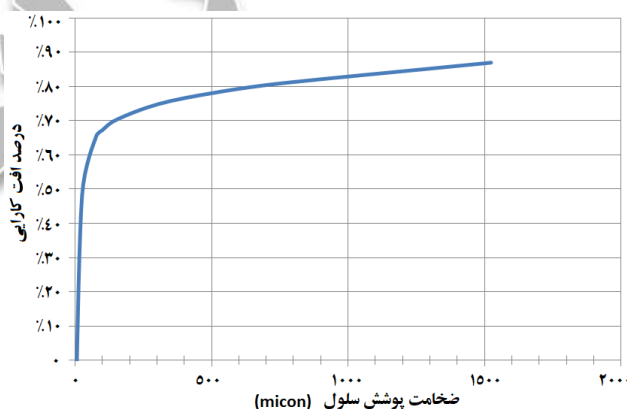
⁹ Triple Module Redundancy

منحنی فوق باید به این نکته توجه داشت که اطلاعات جدول ۲ مقادیر شاریدگی برای الکترون‌های ۱MeV می‌باشد. این درحالی است که ضریب Dx در جدول ۳ برای دزهای ناشی از پروتون‌های ۱MeV می‌باشد. لذا باید پیش از رسم منحنی، مقادیر جدول ۲ را در نسبت تبدیل آسیب ناشی از الکترون به پروتون (به طور مثال عدد ۱۱۳۵ در جدول ۴) ضرب کرد (والترز و همکاران، ۲۰۰۵).

جدول ۳: مقادیر C و Dx برای سلول‌های خورشیدی از انواع متفاوت

Dx (MeV/g)	C	پارامتر	نوع سلول
۴/۶E۱۰	۰/۵۰۰	Jsc	GaInP/Ge
۳/۷E۰۸	۰/۰۱۱	Voc	
۱/۶E۱۰	۰/۶۷۲	Pmax	
۲/۶E۱۰	۰/۶۴۲	Jsc	GaAs
۴/۸E۰۸	۰/۰۶۳	Voc	
۱/۲E۰۹	۰/۱۸۳	Pmax	
۱/۲E۱۰	۰/۰۳۱	Jsc	Ge
۱/۷E۱۰	۰/۳۹۰	Voc	
۱/۴E۱۰	۰/۶۳۳	Pmax	

مطابق شکل ۱۲ اگر ضخامت پوشش حافظ سلولها برابر ۱۰۰um در نظر گرفته شوند، مقدار افت کارایی پانل‌های خورشیدی پس از یک سال برابر با ۰.۳۳٪ خواهد بود که مقدار قابل ملاحظه‌ای می‌باشد.



شکل ۱۲- درصد افت کارایی پانل‌های خورشیدی بر حسب ضخامت پوشش حافظ سلولها پس از یکسال

جدول ۴: نسبت تبدیل آسیب الکترون به پروتون

Cell: Azur 3G30 (SR-NIEL 21eV)
Electron/proton damage ratios:
$P_{max} = 1135.0$
$V_{oc} = 1325.0$
$I_{sc} = 613.0$

۶- نتیجه گیری:

در این مقاله تحلیل تشعشی ماهواره‌ی GTO در فاز طراحی اولیه با تاکید بر شبیه سازی ذرات و پرتوهای پرنرژی محیط فضا، چالش‌های سیستمی انتخاب حفاظ مناسب و افت کارایی سلولهای خورشیدی ناشی از آسیب پرتویی انجام شد. چالش تشعشی مدار GTO ناشی از تغییرات شدید ارتفاع مداری است که نتیجه آن گذر ماهواره از کمربندهای ون آلن است. پیامد این تغییر ارتفاع مواجهه با انواع پرتوهایی است که طیف گسترده‌ای از انرژی را شامل می‌شوند. نتایج شبیه‌سازی محیط فضا توسط نرم‌افزار SPENVIS نشان می‌دهد بیشینه شار پروتون و الکترون‌ها از مرتبه 10^8 بوده که در زمان عبور از کمربندهای ون آلن مشاهده می‌شود اما کمینه شار برای الکترون‌ها، در مقایسه با کمینه شار پروتون‌ها بیشتر می‌باشد. همچنین شار پرتوها در مدار GTO با افزایش انرژی آن‌ها به شدت کاهش می‌یابد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد انرژی الکترون‌ها حداکثر تا ۷ MeV و پروتون‌ها تا ۴۰۰ MeV می‌باشد. در خصوص یونهای کیهانی-کهکشانی مقدار شار برای ذرات با انرژی کمتر از ۱۰۰۰ MeV در حدود $2000 \text{ p/cm}^2\text{s}$ بوده و با افزایش انرژی آن‌ها شار کاهش خواهد یافت. بیشترین فراوانی ذرات برای یونهای با انرژی در حدود ۱۰۰۰ MeV است. نتایج شبیه‌سازی‌ها حاکی از این است که برای کاهش دز به سطح 10 krad ، نیاز به ۶ میلیمتر حفاظ از جنس آلومینیوم داریم. این مقدار حفاظ منجر به افزایش چشمگیر وزن سازه ماهواره خواهد شد. افت کارایی برای پانل‌های خورشیدی در طول یک سال نیز نسبتاً زیاد می‌باشد (۳۳٪). همچنین شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد با افزایش ضخامت حفاظ از ۴ به ۶ میلیمتر نرخ کلی وقوع SEU حدود ۳۰ درصد کاهش می‌یابد.

۷- منابع

- بوربور، سعید؛ سیدامیرحسین فقهی؛ حمید جعفری، مدل‌سازی حجم حساس در محاسبه سطح مقطع آسیب پرتویی SEU ناشی از پرتوهای فضایی، دوره ۶، شماره ۴، دی ۱۳۹۲
- شوریان، سارا؛ حمید جعفری؛ سیدامیرحسین فقهی؛ غلامرضا اصلانی، محاسبه و اندازه‌گیری تغییرات جریان نشتی ناشی از آسیب جابجایی برای یک دیود سیلیکونی در معرض تابش پروتون‌های فضایی، دوره ۱۳، شماره ۴، دی ۱۳۹۹، صفحه 71-79
- دانشور، حمیده مسعود خوش سیما و ابوالفضل دینانی بررسی پارامترهای مدل‌سازی در تعیین آسیب‌های برای ماهواره در مدار SEE و DD، TID پرتویی OMERE با استفاده از نرم‌افزار LEO، فصلنامه پژوهشی علوم فناوری فضایی، ۲، جلد ۱۲ / شماره ۳ / پاییز ۱۳۹۸ - 63 ص. ص. ۷۱
- طاهرانه، محسن.، علیرضا فاسونیه چی، شهاب کرباسیان و رضا امجدی فرد بررسی اثرات دما، تابش و تشعشع بر مشخصه‌های الکتریکی سلول خورشیدی و دریافت حداکثر توان از یک پانل خورشیدی با استفاده از سیستم ردیاب نقطه ماکزیمم توان جلد ۱ / شماره ۱ / پاییز ۱۳۸۷، فصلنامه پژوهشی علوم فناوری فضایی
- Binder D., E. C. Smith, and A. B. Holman, "Satellite anomalies from galactic cosmic rays," *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 22, no. 6, pp. 2675–2680, 1975, doi: 10.1109/TNS.1975.4328188.
- ECSS, "Methods for the calculation of radiation received and its effects, and a policy for design margins," *Ecscs-E-St-10-12C*, no. November, pp. 1–218, 2008, [Online]. Available: http://www.worldscientific.com/doi/abs/10.1142/9781860944574_0014.
- ECSS-E-HB-10-12A, 2010, European Cooperation for Space Standardization.

- Finckenor M. M., and K. de Groh, "A researcher's guide to: space environmental effects," *Natl. Aeronaut. Sp. Adm. Int. Sp. Stn. Res. Guid. Ser. NP-2015--03-015-ISC*, p. 15, 2017.
- Gingrich, D. M. , N. J. Buchanan, L. Chen, and S. Liu, "Ionizing radiation effects in EPF10K50E and XC2S150 programmable logic devices," in IEEE Radiation Effects Data Workshop, 2002, vol. 2002-Janua, pp. 41–44, doi: 10.1109/REDW.2002.1045530.
- Horne, R. B., Glauert, S. A., Meredith, N. P., Boscher, D., Maget, V., Heynderickx, D., & Pitchford, D. (2013). Space weather impacts on satellites and forecasting the Earth's electron radiation belts with SPACECAST. *Space Weather*, 11, 169–186. <https://doi.org/10.1002/swe.20023>
- Hands, A., Ryden, K., Underwood, C., Rodgers, D., & Evans, H. (2015). A new model of outer belt electrons for dielectric internal charging (MOBE-DIC). *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 62(6), 2767–2775. <https://doi.org/10.1109/tns.2015.2475134>
- Horne, R. B., & Pitchford, D. (2015). Space weather concerns for all-electric propulsion satellites. *Space Weather*, 13, 430–433. <https://doi.org/10.1002/2015SW001198>
- Heynderickx, D., B. Quaghebeur, J. Wera, E. J. Daly, H. D. R. Evans, New radiation environment and effects models in ESA's space environment information system (SPENVIS) . Proceedings of the 7th European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems, RADECS 2003.
- Horne, Richard B., and David Pitchford. "Space weather concerns for all-electric propulsion satellites." *Space Weather* 13.8 (2015): 430-433.
- Janet B., Short course : Applying computer simulation tools to radiation effects problems Space radiation environment: section1, 1997 IEEE NSREC Short Course , NASA/Goddard Space Flight Center Earth Sciences Directorate/Code 900 Greenbelt, Maryland 20771
- LaBel, K.A., 1996. Single event effect criticality analysis. *NASA Headquarters/Code QW*. Maurer, R. H., Fretz, K., Angert, M. P., Bort, D. L., Goldsten, J. O., Ottman, G., et al. (2017). Radiation induced single event effects on the VanAllen Probes spacecraft. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 1–1(11), 2782–2793. <https://doi.org/10.1109/tns.2017.2754878>
- Messenger S.R., G.P. Summers, E. A. Burke, R. J. Walters, and M. A. Xapsos, "Modeling solar cell degradation in space: A comparison of the NRL displacement damage dose and the JPL equivalent fluence approaches," *Prog. Photovoltaics Res. Appl.*, vol. 9, no. 2, pp. 103-121, 2001.
- Odenwald, S. F., & Green, J. L. (2007). Forecasting the impact of an 1859-caliber superstorm on geosynchronous Earth-orbiting satellites: Transponder resources. *Space Weather*, 5, S06002. <https://doi.org/10.1029/2006SW000262>
- Ochoa M., et al., "10MeV proton irradiation effects on GaInP/GaAs/Ge concentrator solar cells and their component subcells," *Solar Energy Materials and Solar Cells*, vol. 159, January 2017, pp. 576-582.
- Pease R. L., A. H. Johnston, and J. L. Azarewicz, "Radiation Testing of Semiconductor Devices for Space Electronics," *Proc. IEEE*, vol. 76, no. 11, pp. 1510–1526, 1988, doi: 10.1109/5.90110.
- Pickel J. C., and J. T. Blandford, "Cosmic-ray-induced errors in mos devices," *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, vol. 27, no. 2, pp. 1006–1015, 1980, doi: 10.1109/TNS.1980.4330967.
- Shea, M. A., "Intensity/Time Profiles of Solar Particle Events at One Astronomical Unit," *Proc. Interplanet. Part. Environ. Conf.*, pp. 75–84, 1998.
- Walters R., Et Al. "Spennis Implementation Of End-Of-Life Solar Cell Calculations Using The Displacement Damage Dose Methodology," 19th Space Photovoltaic Research And Technology (Sprat) Conference, Ohio, Usa, 20-22 September 2005.