

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

Amjadifard, R.¹  | Khoshshima, M.² 

1. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran.

2. Iranian Space Research Center, Tehran, Iran.

Corresponding Author E-mail: khoshshima@alumni.ut.ac.ir

(Received: 3 April 2023, Revised: 18 July 2023, Accepted: 26 Sep 2023, Published online: 5 May 2024)

Summary

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.

Space-borne technology provides global data set of uniform quality and rapid data acquisition and also, global coverage collected data is updated in every time range. Due to space standards of NASA and ESA, one of the effective factors on degradation of space systems is radiation damages. 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 p/cm².s. The sensitive electronic components cannot 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. Results show 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 (cover-glass) of the cells is considered equal to 100 um, the efficiency loss of. Therefore, to support the subsystems and payloads over the whole mission life, the more solar panel is needed in comparison with satellites in LEO.

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 3.7225E-06 /bit to 2.6556E-06 /bit (about 30%).

Keywords: GTO Orbit, System-level Design, SPENVIS, Space Radiation.

Cite this article: Amjadifard, R., & Khoshshima, M. (2024). Analysis of radiation damage of a satellite in GTO orbit: system level design. *Journal of the Earth and Space Physics*, 50(1), 217-229. DOI: <http://doi.org/10.22059/jesphys.2023.356821.1007513>

E-mail: (1) r.amjadifard@isrc.ac.ir



Publisher: University of Tehran Press.
DOI: <http://doi.org/10.22059/jesphys.2023.356821.1007513>

Print ISSN: 2538-371X
Online ISSN: 2538-3906

تحلیل آسیب پرتویی در طراحی سیستمی یک ماهواره در مدار GTO

رضا امجدی فرد^۱ | مسعود خوش سیما^۲ ✉

۱. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران.

۲. پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران.

رایانامه نویسنده مسئول: khoshsim@alumni.ut.ac.ir

(دریافت: ۱۴۰۲/۱/۱۴، بازنگری: ۱۴۰۲/۴/۲۷، پذیرش نهایی: ۱۴۰۲/۷/۴، انتشار آنلاین: ۱۴۰۳/۲/۱۶)

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 به‌کارگرفته شده در ماهواره‌ها را دارند. در مقاله حاضر با رویکرد شبیه‌سازی 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 می‌شود. در این پژوهش از نرم‌افزار تحت وب SPENVIS برای شبیه‌سازی محیط تشعشعی فضا و آسیب‌های پرتویی ماهواره GTO به‌منظور استخراج پارامترهای مقاوم‌سازی استفاده شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی تشعشعی در فاز طراحی اولیه با تأکید بر عبور ماهواره از دو کمربند تابشی ون‌آلن نشان می‌دهد بیشینه شار پروتون و الکترون‌ها از مرتبه $10^8 \text{ p/cm}^2 \cdot \text{s}$ می‌باشد. همچنین شار پرتوها در مدار GTO با افزایش انرژی آنها به شدت کاهش می‌یابد. به‌طوری‌که انرژی الکترون‌ها حداکثر تا ۷ MeV و پروتون‌ها تا ۴۰۰ MeV است. نتایج نشان می‌دهد که برای کاهش دز به سطح 10 krad ، حفاظت از جنس آلومینیوم به ضخامت ۶ میلی‌متر لازم است. افت حدوداً ۳۳٪ کارایی برای پانل‌های خورشیدی در طول یک سال یکی از چالش‌های سیستمی آسیب‌های تشعشعی بر ماهواره در این مدار است. همچنین شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد با افزایش ضخامت حفاظ از ۴ به ۶ میلی‌متر نرخ کلی وقوع آسیب SEU حدود ۳۰ درصد کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: مدار GTO، طراحی سیستمی، نرم‌افزار SPENVIS، تشعشعات فضایی.

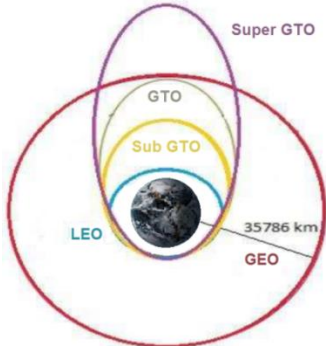
۱. مقدمه

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 مأموریت اطمینان حاصل کرد (گین گریچ و همکاران، ۲۰۰۲؛ هورن و همکاران، ۲۰۱۳؛ هاندز و همکاران، ۲۰۱۵؛ هورن و پیکفورد، ۲۰۱۵؛ مارر و همکاران، ۲۰۱۷).

پرتوهای فضایی بر اساس منشأ در قالب سه دسته، پرتوهای کیهانی-کهکشانی، خورشیدی و ذرات به‌دام‌افتاده در کمربندهای ون‌آلن (Van Allen) تقسیم بندی می‌شوند. ذرات پرنرژی کیهانی، یون‌های پرنرژی هستند که از خارج از منظومه شمسی وارد آن می‌شوند. این پرتوها شامل ۸۵٪ پروتون، ۱۴٪ ذرات آلفا و ۱٪ هسته‌هایی

استفاده از فن‌آوری‌های نوین در ماهواره‌ها برای بهبود بازده عملکردی محموله‌ها و اجزای ماهواره در حال افزایش است. به‌دلیل 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 تأثیر تشعشعات بر قطعات و تجهیزات الکترونیکی ماهواره می‌باشد که ممکن است در عملکرد عادی آنها اختلال ایجاد کند. پرتوگیری قطعات الکترونیکی منجر به تغییر خواص فیزیکی نیمه‌هادی‌ها می‌شود. از این رو، تابش‌های پرنرژی محیط فضا، همواره برای ماهواره‌ها یک تهدید محسوب می‌شود. به‌منظور بررسی اثرات مخرب شرایط محیطی ماهواره حین مأموریت، لازم است تا در فازهای اولیه هر پروژه اقداماتی انجام گیرد تا الزامات مرتبط برای کاهش یا محدود کردن خرابی‌های

کیلومتر و کمتر باشد Sub-GTO و اگر نقطه اوج ۳۶۵۰۰ کیلومتر باشد Super-GTO، نامیده می‌شود. 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 ون‌آلن است که باعث ایجاد گرادیان‌های شدید در میزان انرژی و شار ذرات محیطی اطراف ماهواره می‌شود. به بیان دیگر، مدار GTO به علت تغییرات شدید ارتفاع، طیف متنوعی از شدت شارهای ذرات پرتویی را به ماهواره تحمیل می‌کند. لازم به ذکر است که علاوه بر ارتفاع مداری، زاویه میل مداری ماهواره نیز در این آسیب‌پذیری تابشی مؤثر 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 پرتویی ماهواره‌ها را در مدارهای GTO و GEO مورد بررسی قرار دادند. به عنوان مثال مدت‌زمان حضور یک ماهواره در مدار GTO (به علت حضور ذرات باردار در کمربندهای ون‌آلن) معادل ۶/۵ سال مأموریت حضور در مدار زمین آهنگ می‌باشد (هورن و همکاران، ۲۰۱۵). طاهرانه 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 مدل‌سازی حجم حساس ناشی از پرتوهای فضایی را مورد مطالعه قرار دادند. نتایج تحقیقات

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 تا ۲۰۰ MeV هستند. لازم به ذکر است که تنها یک فوران خورشیدی می‌تواند شاری برابر با $2 \times 10^{10} \text{ p/cm}^2\text{s}$ ایجاد کند. الکترون و پروتون‌های محیط فضا با منشأ پرتوهای کیهانی و پرتوهای حاصل از فوران‌های خورشیدی در نواحی خاصی از میدان مغناطیسی زمین به نام کمربندهای ون‌آلن محصور و از ارتفاع حدودی ۰/۲ تا ۱۰ برابر شعاع زمین گسترش یافته‌اند. ذرات به‌دام‌افتاده عمدتاً الکترون‌های با انرژی کمتر از ۷ MeV (که به راحتی می‌توان در مقابل آن حفاظ‌سازی کرد) و پروتون‌های با انرژی کمتر از ۱۰۰ MeV هستند (اودنوالد و گرین، ۲۰۰۷؛ فینکنرو و گرو، ۲۰۱۷) کمربند داخلی ون‌آلن در شرایط عادی (عدم بروز طوفان‌های خورشیدی) 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 تا ۱۰ MeV است در محدوده ارتفاع ۱۳۰۰۰ تا ۶۰۰۰۰ کیلومتر واقع است. لازم به ذکر است که پرتوهای کیهانی بسیار مخرب‌تر از پرتوهای به‌دام‌افتاده در کمربند ون‌آلن هستند اما از سوی دیگر دارای شار بسیار کمی می‌باشند (گین‌گریچ و همکاران، ۲۰۰۲).

بر طبق استانداردهای مکانیک مداری، هنگامی که ماهواره در مداری با ارتفاع اوج ۳۵۷۶۸ کیلومتری تزریق شود، اصطلاحاً در مداری موسوم به مدار انتقال زمین آهنگ GTO (Geosynchronous Transfer Orbit) تزریق شده است. همچنین اگر مدار ماهواره دارای نقطه اوج ۳۴۰۰۰

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. سازوکار این اثر به‌طور کلی عبارت است از تولید بار، به‌دام‌افتادن 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، (ECSS-E-St-10-12C)، ۲۰۰۸).

۲-۲. آسیب جابه‌جایی

آسیب جابه‌جایی ناشی از ذرات غیر یونیزان یا افت انرژی غیر یونیزان (Non-Ionization Energy Loss) NIEL است. این آسیب تجمعی بوده و به‌وسیله ذرات پرنرژی 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 تشکیل‌دهنده شبکه کریستالی مواد است که موجب تولید اتم‌های درون‌شبکه‌ای و تهی‌جاها (Vacancy) خواهد شد (پیس و همکاران، ۱۹۸۸).

۲-۳. 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 جمع‌شدن در نقاط مداری حساس دارد. بار تولیدشده در فرایند یونیزاسیون، ناشی از انرژی به‌جای گذاشته‌شده ذره ورودی در نیمه‌رسانا می‌باشد (پیکل و بلندفورد، ۱۹۸۰).

پروتون‌ها یا یون‌های پرنرژی ناشی از فوران‌های خورشیدی، کیهانی و یا به‌دام‌افتاده در کمر بند داخلی ون‌آلن قادرند به اجزاء داخلی ماهواره نفوذ کنند. در

آنها بررسی سه مدل محاسباتی برای مدل‌سازی ناحیه حساس در ایجاد خطای SEU نسبت به نمونه‌های آزمایشی بود. شوریان و همکاران (۱۳۹۹)، آسیب جابه‌جایی ناشی از پرتوهای فضایی در خصوص محاسبه و اندازه‌گیری تغییر جریان ناشی در یک دیود سیلیکانی را مورد بررسی قرار دادند. نتیجه مهم تحقیقات آنها افزایش حدود دو برابری جریان ناشی از شارش پروتون‌های فرودی نسبت به قبل از تابش است.

در این پژوهش با در نظر گرفتن تغییرات شارهای تابشی و آسیب‌های تابشی وارده از طرف محیط تشعشی 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 تشعشی

پرتوهای فضایی می‌تواند اثرات مخربی بر روی قطعات الکترونیکی داشته باشد که مهم‌ترین آنها، آسیب دز یونیزان کل (Total Ionization Dose) TID، آسیب جابه‌جایی (Displacement Damage) DD و آسیب تک‌رخدادی (Single Event Effect) SEE است. مبحث آسیب پرتویی به‌عنوان یکی از مهم‌ترین موضوعاتی است که در طراحی سامانه‌های در معرض تشعشع مطرح می‌باشد. اجزای تشکیل‌دهنده 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، (ECSS-E-St-10-12C)، ۲۰۱۰). آسیب دز یونیزان کل و جابه‌جایی به‌وسیله الکترون‌های پرنرژی به‌دام‌افتاده در کمر بندهای ون‌آلن ایجاد می‌شود (هورن و همکاران، ۲۰۱۶).

۲-۱. آسیب دز یونیزان کل

انباشت انرژی در ماده توسط یونش، دز نام دارد و برحسب راد (Rad) یا گری (Gray) اندازه‌گیری می‌شود.

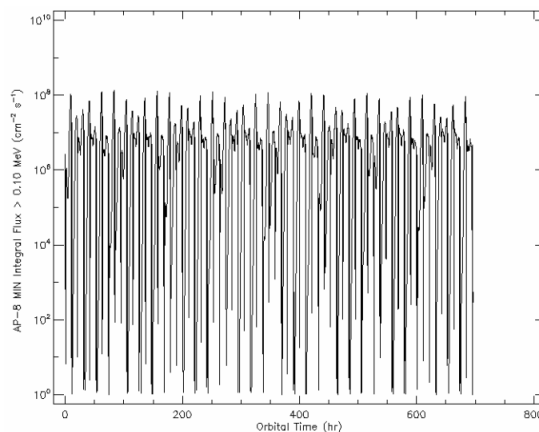
جدول ۱. مشخصات مداری ماهواره GTO.

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 می گیرند.

۴. نتایج و بحث

پس از وارد کردن مشخصات و پارامترهای مأموریت و اجرای برنامه SPENVIS، نتایج زیر حاصل شد. شبیه سازی شارهای پروتون های و الکترون های به دام افتاده حاصل استفاده از مدل های AP-8 و AE-8، که ماهواره با آن مواجه می شود به ترتیب در شکل های ۲ و ۳ نشان داده شده است. محور افقی در این دو شکل زمان (بر حسب ساعت) است. مطابق شکل ۲، بیشینه شار پروتون ها از اندازه $10^8 \text{ p/cm}^2\text{s}$ بوده که در زمان عبور از کمربند پروتونی حاصل می شود. تعداد قله های مشاهده شده در شکل فوق برابر تعداد سیکل های عبور از کمربند ون آلن می باشد. در ارتباط با شار الکترون ها نیز به طور مشابه، بیشینه شار از مرتبه $10^8 \text{ p/cm}^2\text{s}$ می باشد لیکن کمینه آن در مقایسه با کمینه شار پروتون ها بیشتر می باشد.

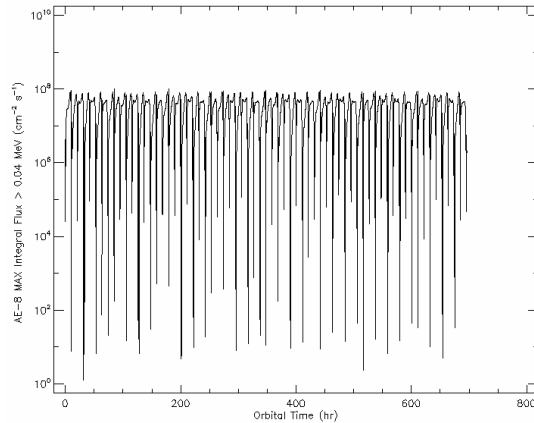


شکل ۲. شار پروتون های به دام افتاده.

مسیر عبور این پرتوها، ماده هدف یونیزه می شود. به بیان دیگر طی این اثر یک ذره ورودی (پروتون یا یون) می تواند در مسیر حرکت خود به اندازه کافی بار الکتریکی تولید کند تا باعث یک تغییر وضعیت نظیر روشن شدن سوئیچ های پارازیتی و بروز اتصال کوتاه بین پایه های تغذیه و زمین تراشه ها (SEL Single Event Latch-up) و یا فرمان ناخواسته یا تغییر وضعیت اطلاعات موجود در حافظه ها و ثبات ها (SEU Single Event Upset) شود. آثار SEE بسیار اتفاقی و غیرقابل پیش بینی است.

۳. شبیه سازی محیط تشعشی برای ماهواره در مدار GTO

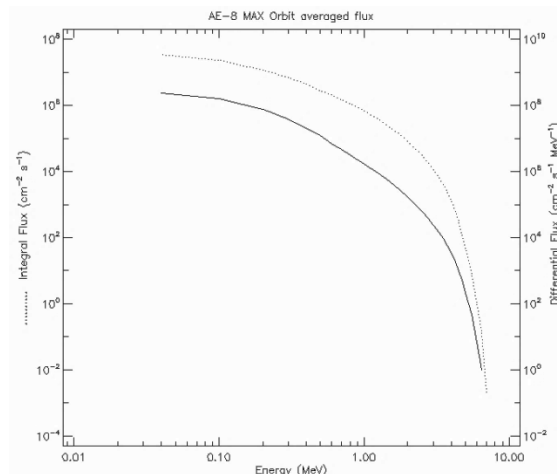
به منظور شبیه سازی محیط تشعشی ماهواره GTO و نیز اثرات ناشی از این محیط، از نرم افزار SPENVIS استفاده شده است. این نرم افزار تحت شبکه یک ابزار تعاملی است که توسط آژانس فضایی اروپا (ESA) توسعه یافته است. این نرم افزار شامل مجموعه ای یکپارچه از مدل ها است که استفاده از آن را برای کاربران تسهیل می کند. هر تحلیل با تعریف یک پروژه آغاز می شود. پروژه 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.



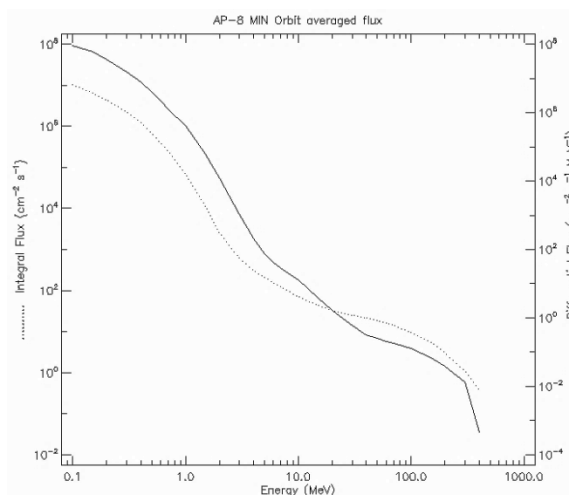
شکل ۳. شار الکترون‌های به‌دام‌افتاده.

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 به‌شدت کاهش می‌یابد (انرژی الکترون‌ها حداکثر تا ۷ MeV و پروتون‌ها تا ۴۰۰ MeV). به‌نظر می‌رسد متناسب با مقدار انرژی ذرات، میدان مغناطیسی زمین توانایی به‌دام‌انداختن پروتون‌ها با انرژی بسیار زیاد را نداشته و به‌همین دلیل با افزایش انرژی ذرات، شار آنها نیز کاهش می‌یابد.

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 به‌شدت کاهش می‌یابد (انرژی الکترون‌ها حداکثر تا ۷ MeV و پروتون‌ها تا ۴۰۰ MeV). به‌نظر می‌رسد متناسب با مقدار انرژی ذرات، میدان مغناطیسی زمین توانایی به‌دام‌انداختن پروتون‌ها با انرژی بسیار زیاد را نداشته و به‌همین دلیل با افزایش انرژی ذرات، شار آنها نیز کاهش می‌یابد.



شکل ۴. شار الکترون‌های به‌دام‌افتاده برحسب انرژی.

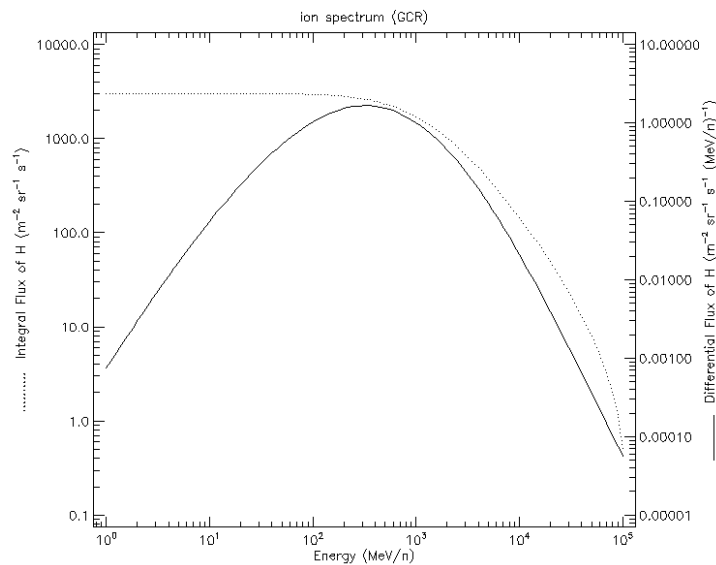


شکل ۵. شبیه‌سازی شار پروتون‌های به‌دام‌افتاده برحسب انرژی.

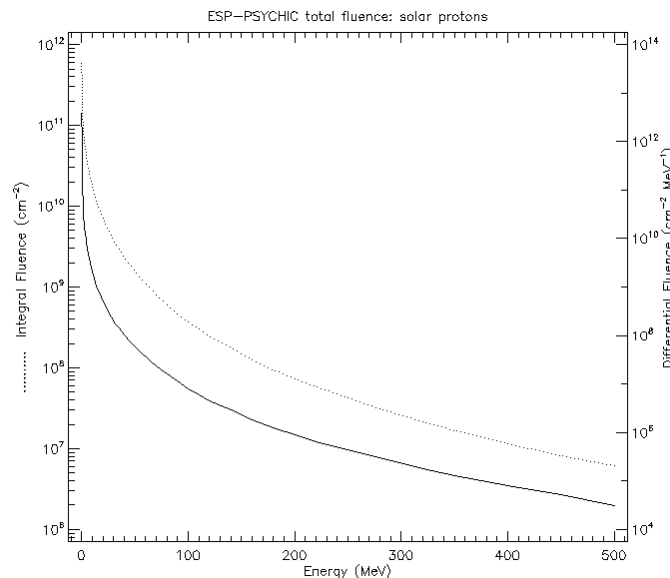
در شکل ۶، شار یون‌های کیهانی-کهکشانی (GCR)

نشان داده شده است. این پرتوها برخلاف پرتوهایی که از سوی خورشید به سمت زمین یا ماهواره می‌رسند، همه‌جته تصور می‌شوند. 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 یون‌هایی با انرژی در حدود

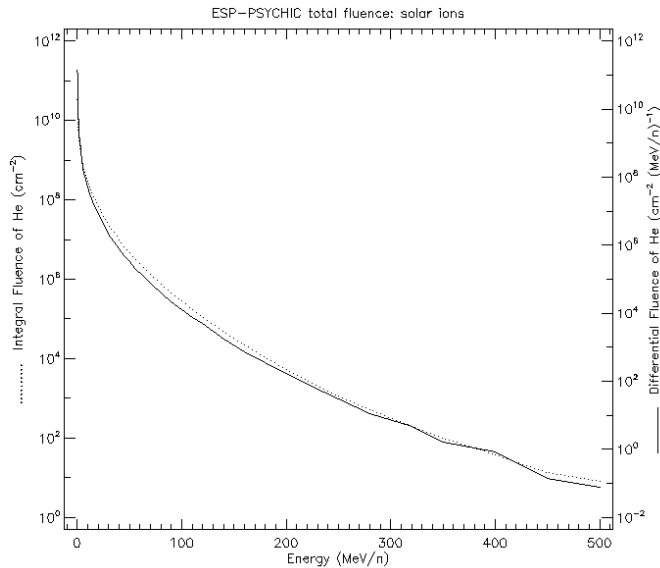
۱۰۰۰ MeV است. در شکل‌های ۷ و ۸ نیز به ترتیب شار پروتون‌ها و یون‌های خورشیدی ترسیم شده است. بر اساس شکل ۷ پرتوهای خورشیدی با انرژی کمتر از ۵۰ MeV، شار بسیار زیادی (از مرتبه 10^8 و بیشتر) داشته لیکن با افزایش انرژی ذرات، مقدار شار به شدت افت می‌کند. مقدار افت شار برای یون‌های خورشیدی به مراتب بیشتر می‌باشد (شکل ۸).



شکل ۶. شبیه‌سازی شار یون‌های کیهانی-کهکشانی یا GCR.



شکل ۷. شبیه‌سازی شار پروتون‌های خورشیدی.

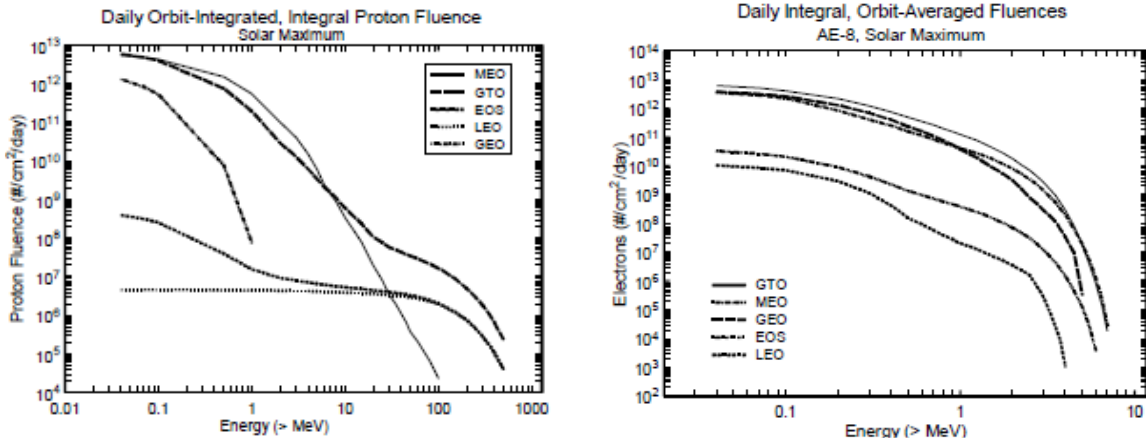


شکل ۸. شبیه‌سازی شار یون‌های خورشیدی.

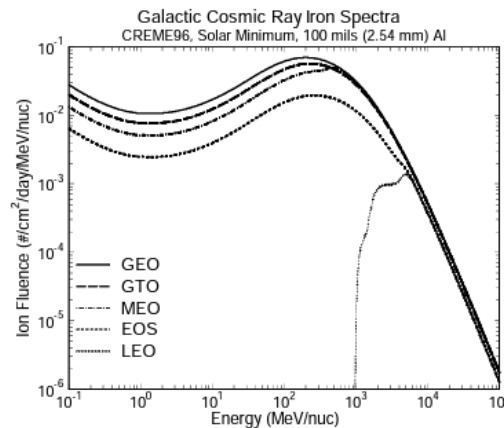
میل ۱۸ درجه ارتفاع مداری (اوج ۳۶ هزار کیلومتری) و (حضیض ۳۶۰ کیلومتری) و یک ماهواره سنجشی پایش زمین (EOS) نزدیک قطب با زاویه میل مداری ۹۸ درجه و ارتفاع مداری ۷۰۵ کیلومتر (اوج و حضیض) در شکل ۹ نمایش داده شده است.

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 ون‌آلن، 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. بطور کلی اینطور استنباط می‌شود که وابستگی آسیب‌پذیری از ذرات پرانرژی و پرتوهای کیهانی بین زاویه میل صفر تا ۳۰ درجه بیشترین تأثیر را دارد و در زاویه‌های بالاتر این تأثیر 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.

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 می‌کند. 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 کم‌انرژی 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 تأثیر بسیار بیشتری در افزایش آسیب‌پذیری و قابلیت جذب ذرات پرانرژی 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



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



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

آستانه برای هر یک از اثرات TID، SEE و DD لحاظ شود؛ به طوری که 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 تأثیر قرار گرفته و امکان بروز خرابی‌های گسترده افزایش می‌یابد. ضخامت 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 مأموریت ماهواره GTO، می‌توان مقدار مناسب حفاظ را محاسبه کرد. برای این منظور ابتدا به کمک نرم‌افزار 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

۵. چالش‌های سیستمی: روش‌های حفاظت

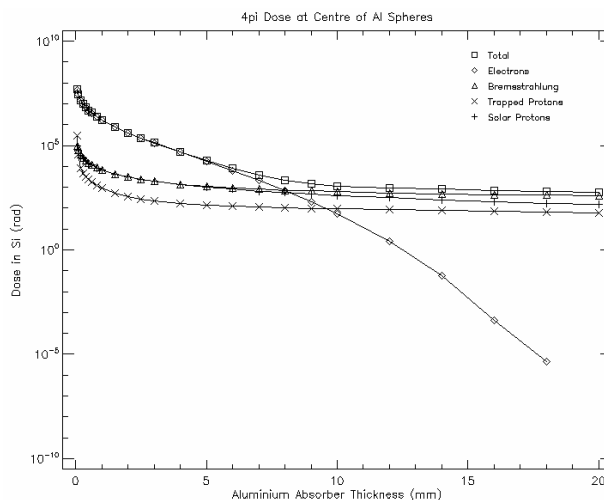
لایه مگنتوسفر جو زمین حتی برای ماهواره‌هایی که در مدار LEO قرار دارند، نمی‌تواند به‌عنوان یک حفاظ در برابر یون‌هایی با انرژی بیشتر از ۶۰۰۰ MeV در نظر گرفته شود (شکل ۱۰) (جنت، ۱۹۹۷). لذا ضروری است تا از حفاظ مناسب برای کاهش اثرات مخرب پرتوها، استفاده شود. سازه ماهواره می‌تواند همانند یک حفاظ در برابر 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 مدت‌زمان مأموریت 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

مدار LEO نیاز است (۲ میلی‌متر)، بسیار زیاد بوده و منجر به افزایش وزن قابل توجهی در ماهواره‌های مدار GTO خواهد شد.

همان‌طور که پیش‌تر عنوان شد، یکی از پر رخدادترین اثرات SEE که دلیل اصلی وارونگی یا تغییر وضعیت اطلاعات موجود در حافظه‌های دیجیتال بخش پردازش می‌شود، اثر SEU است. به کمک نرم‌افزار SPENVIS نرخ وقوع این اثر برای قطعات الکترونیک با فرض حفاظ‌هایی با ضخامت ۴ و ۶ میلی‌متر شبیه‌سازی شده است. هنگامی که ضخامت حفاظ برابر ۴ mm باشد، نرخ کلی وقوع SEU برابر $3.7225E-06$ /bit بوده در حالی که با افزایش ضخامت حفظ به ۶ mm این نرخ به $2.6556E-06$ /bit کاهش می‌یابد. 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، ۱۹۹۶). لذا برای کاهش اثرات SEE از راه کارهای جبرانی استفاده می‌شود. به‌طور 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 (Error Detection and Correction) نرم‌افزاری و سخت‌افزاری و یا پیاده‌سازی روش TMR (Triple Module Redundancy) پرکاربرد است.

۱۱ با لحاظ کردن حفاظی به شکل کره انجام شده است. در فاز طراحی اولیه و استخراج مشخصات سیستمی هر پروژه، به دلیل این که هدف تخمین و برآورد کلی از بودجه‌های طراحی (نظیر بودجه‌های جرمی) در سطح سیستم است، استفاده از نرم‌افزار 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 ۱ krad تا ۱ Mrad هستند. لذا با توجه به شکل فوق چنین برداشت می‌شود که به‌طور مثال برای رسیدن به حد 10 krad، نیاز به ۶ میلی‌متر حفاظ از جنس آلومینیوم داریم یا برای کاهش دز به مقدار ۱ krad 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 جعبه‌های الکترونیک، ضخامت بدنه اصلی ماهواره و نیز بستر پانل‌های خورشیدی می‌باشد. دیدیم با فرض مقدار ۱۰ krad برای بیشینه دز، نیاز به ضخامت ۶ میلی‌متر حفاظ از جنس آلومینیوم 7075 داریم که این مقدار در مقایسه با آنچه در



شکل ۱۱. مقدار دز دریافتی برحسب ضخامت حفاظ آلومینیومی.

۵-۱. افت کارایی سلول‌های خورشیدی

از دیگر چالش‌های سیستمی آسیب‌های تشعشی بر ماهواره، تخمین افت کارایی سلول‌های خورشیدی در محیط تشعشی مأموریت‌های فضایی است. به‌طور خاص و به‌عنوان یکی از پیش فرض‌ها، افت کارایی سلول‌های خورشیدی 3G30 محصول کمپانی Azurspace (با حفاظی به ضخامت ۱۰۰ میکرومتر) در نرم‌افزار SPENVIS قابل شبیه‌سازی است. در این ارتباط و برای مأموریت GTO مقدار شاریدگی (Fluence) برای پروتون‌ها و الکترون‌های با انرژی بیش از ۱ MeV توسط این نرم‌افزار محاسبه شده و در جدول ۲ ارائه شده است. بخشی از این شاریدگی (مربوط به الکترون یا پروتون) به آسیب جابه‌جایی در سلول‌های خورشیدی تبدیل می‌شود. از رابطه (۱) می‌توان برای بیان افت کارایی مشخصه‌های اصلی سلول‌های خورشیدی (Pmax, Voc, Isc) استفاده کرد (مسنجر و همکاران، ۲۰۰۱):

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

در رابطه فوق D_d دز مرتبط با آسیب جابه‌جایی، P_{max} و P_0 می‌توانند مربوط به هر یک از پارامترهای اصلی سلول خورشیدی یعنی P_{max} , FF, Voc, Isc باشند (مقدار پس از دریافت دز و پیش از آن)، C و D_x پارامترهای اصلاح‌کننده معادله هستند. مقادیر C و D_x برای سلول‌هایی با جنس مختلف در جدول ۳ ارائه شده‌اند (اوکا و همکاران، ۲۰۱۷). بر این اساس و به‌کمک داده‌های به دست آمده از کد SPENVIS و نیز رابطه (۱) می‌توان افت کارایی پانل‌های خورشیدی را برای مأموریت GTO مطابق شکل ۱۲ ترسیم کرد. در رسم منحنی فوق باید به این نکته توجه داشت که اطلاعات جدول ۲ مقادیر شاریدگی برای الکترون‌های ۱ MeV می‌باشد. این درحالی‌است که ضریب D_x در جدول ۳ برای دزهای ناشی از پروتون‌های ۱ MeV می‌باشد. لذا باید پیش از رسم منحنی، مقادیر جدول ۲ را در نسبت تبدیل آسیب ناشی از الکترون به پروتون (به‌طور مثال عدد ۱۱۳۵ در جدول ۴) ضرب کرد (والترز و همکاران، ۲۰۰۵).

جدول ۲. شاریدگی ($/cm^2$) الکترون‌ها با انرژی معادل ۱ MeV برای حفاظ با ضخامت مختلف.

Cover-glass thickness (micron)	Total			Trapped electrons	Trapped protons			Solar Protons		
	Pmax	Voc	Isc	Pmax, Voc, Isc	Pmax	Voc	Isc	Pmax	Voc	Isc
۰/۰۰	۵/۴۶E+۱۸	۶/۳۸E+۱۸	۲/۹۵E+۱۸	۳/۰۲E+۱۳	۵/۴۶E+۱۸	۶/۳۷E+۱۸	۲/۹۴E+۱۸	۷/۲۴E+۱۵	۸/۴۵E+۱۵	۳/۹۱E+۱۵
۲۵/۴۰	۹/۱۸E+۱۴	۱/۰۶E+۱۵	۵/۰۸E+۱۴	۲/۶۵E+۱۳	۷/۴۴E+۱۴	۸/۷۳E+۱۴	۴/۰۳E+۱۴	۱/۴۵E+۱۴	۱/۶۹E+۱۴	۷/۸۴E+۱۳
۷۶/۲۰	۱/۰۶E+۱۴	۱/۲۰E+۱۴	۶/۸۰E+۱۳	۲/۲۸E+۱۳	۲/۶۸E+۱۳	۳/۰۹E+۱۳	۱/۴۳E+۱۳	۵/۷۱E+۱۳	۶/۶۳E+۱۳	۳/۰۸E+۱۳
۱۵۲/۴۰	۵/۵۷E+۱۳	۶/۱۸E+۱۳	۳/۸۸E+۱۳	۱/۹۳E+۱۳	۶/۶۵E+۱۲	۷/۷۵E+۱۲	۳/۵۸E+۱۲	۳/۰۶E+۱۳	۳/۵۰E+۱۳	۱/۶۲E+۱۳
۳۰۴/۸۰	۳/۰۹E+۱۳	۳/۳۳E+۱۳	۲/۳۱E+۱۳	۱/۴۱E+۱۳	۲/۲۹E+۱۲	۲/۵۹E+۱۲	۱/۱۹E+۱۲	۱/۴۵E+۱۳	۱/۰۲E+۱۳	۷/۸۷E+۱۲
۵۰۸/۰۰	۲/۰۰E+۱۳	۲/۱۶E+۱۳	۱/۵۹E+۱۳	۱/۰۹E+۱۳	۱/۱۰E+۱۲	۱/۲۸E+۱۲	۵/۹۴E+۱۱	۸/۷۲E+۱۲	۱/۰۱E+۱۳	۴/۷۰E+۱۲
۷۶۲/۰۰	۱/۳۵E+۱۳	۱/۴۸E+۱۳	۱/۰۲E+۱۳	۷/۱۴E+۱۲	۶/۷۵E+۱۱	۷/۹۳E+۱۱	۳/۶۷E+۱۱	۵/۷۹E+۱۲	۶/۶۱E+۱۲	۳/۱۲E+۱۲
۱۵۲۴/۰۰	۵/۶۸E+۱۲	۶/۱۵E+۱۲	۴/۳۹E+۱۲	۲/۸۷E+۱۲	۳/۰۸E+۱۱	۳/۶۰E+۱۱	۱/۶۷E+۱۱	۲/۴۹E+۱۲	۲/۹۱E+۱۲	۱/۳۴E+۱۲
User defined cover-glass thickness										
۱۰۰/۰۰	۸/۲۶E+۱۳	۹/۲۷E+۱۳	۵/۴۶E+۱۳	۲/۱۲E+۱۳	۱/۵۴E+۱۳	۱/۷۹E+۱۳	۸/۳۱E+۱۲	۴/۴۳E+۱۳	۵/۱۸E+۱۳	۲/۴۰E+۱۳

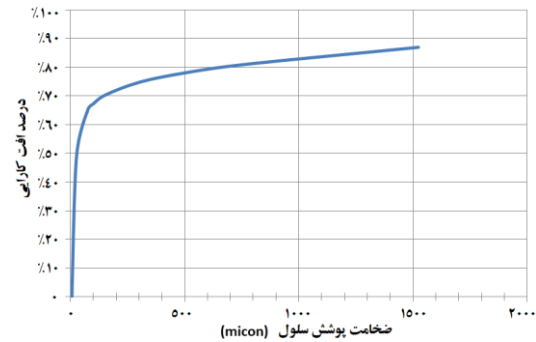
جدول ۳. مقادیر C و D_x برای سلول‌های خورشیدی از انواع متفاوت.

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 100um در نظر گرفته شوند، مقدار افت کارایی پانل‌های خورشیدی پس از یک سال برابر با ۳۳٪ خواهد بود که مقدار قابل ملاحظه‌ای می‌باشد.

حداکثر تا 7MeV و پروتون‌ها تا 400MeV می‌باشد. در خصوص یون‌های کیهانی-کهکشانی مقدار شار برای ذرات با انرژی کمتر از 1000MeV در حدود $\text{p/cm}^2\cdot\text{s}$ 2000 بوده و با افزایش انرژی آنها شار کاهش خواهد یافت. بیشترین فراوانی ذرات برای یون‌هایی با انرژی در حدود 1000MeV است. نتایج شبیه‌سازی‌ها حاکی از این است که برای کاهش دز به سطح 10krad ، نیاز به 6 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 4 به 6 میلی‌متر نرخ کلی وقوع SEU حدود 30% درصد کاهش می‌یابد.

مطابق شکل ۱۲ اگر ضخامت پوشش حافظ سلول‌ها برابر 100um در نظر گرفته شوند، مقدار افت کارایی پانل‌های خورشیدی پس از یک سال برابر با ۳۳٪ خواهد بود که مقدار قابل ملاحظه‌ای می‌باشد.



شکل ۱۲. درصد افت کارایی پانل‌های خورشیدی بر حسب ضخامت پوشش حفاظ سلول‌ها پس از یک سال

جدول ۴. نسبت تبدیل آسیب الکترون به پروتون.

Cell Type	Azur 3G30 (SR-NIEL 21 eV)
P_{max}	۱۱۳۵۰
V_{oc}	۱۳۲۵
I_{sc}	۶۱۳

مراجع

بوربور، س.؛ فقهی، س. ا. ح. و جعفری، ح. (۱۳۹۲). مدل‌سازی حجم حساس در محاسبه سطح مقطع آسیب پرتویی SEU ناشی از پرتوهای فضایی. مجله علوم و فناوری فضایی، ۶(۴)، ۲۳-۲۸.

شوریان، س.؛ جعفری، ح.؛ فقهی، س. ا. ح. و اصلانی، غ. ر. (۱۳۹۹). محاسبه و اندازه‌گیری تغییرات جریان نشتی ناشی از آسیب جابه‌جایی برای یک دیود سیلیکونی در معرض تابش پروتون‌های فضایی. مجله علوم و فناوری فضایی، ۱۳(۴)، ۷۱-۷۹.

دانشور، ح.؛ خوش‌سیما، م. و دیانی، ا. (۱۳۹۸). 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، ۱۲(۳)، ۶۳-۷۱.

طاهربانه، م.؛ فاسونیه چی، ع. ر.؛ کرباسیان، ش. و امجدی‌فرد؛ ر. (۱۳۸۷). 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. فصلنامه پژوهشی علوم فناوری فضایی، ۱۱(۱)، ۶۷-۸۰.

۶. نتیجه‌گیری

در این مقاله تحلیل تشعشعی ماهواره GTO در فاز طراحی اولیه با تأکید بر شبیه‌سازی ذرات و پرتوهای پرنانرژی محیط فضا، چالش‌های سیستمی انتخاب حفاظ مناسب و افت کارایی سلول‌های خورشیدی ناشی از آسیب پرتویی انجام شد. چالش تشعشعی مدار GTO ناشی از تغییرات شدید ارتفاع مداری است که نتیجه آن گذر ماهواره از کمربندهای ون‌آلن 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 ون‌آلن 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

- ECSS. (2008). Methods for the calculation of radiation received and its effects, and a policy for design margins. *Ecscs-E-St-10-12C*, no. November, 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., & De Groh, K. (2017). 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.
- Gingrich, D. M., Buchanan, N. J., Chen, L., & Liu, S. (2002). Ionizing radiation effects in EPF10K50E and XC2S150 programmable logic devices. in *IEEE Radiation Effects Data Workshop*, vol. 2002-Janua, 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>
- Heynderickx, D., Quaghebeur, B., Wera, J., Daly, E. J., Evans, H. D. R. (2003). 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, R. B., & Pitchford, D. (2015). Space weather concerns for all-electric propulsion satellites. *Space Weather*, 13, 430–433. <https://doi.org/10.1002/2015SW001198>
- Janet, B. (1997). Short course: Applying computer simulation tools to radiation effects problems Space radiation environment: section1. 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., Dolan, J.S., Needell, G., & Bodet, D., (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., Summers, G.P., Burke, E. A., Walters, R. J., & Xapsos, M. A. (2001). Modeling solar cell degradation in space: A comparison of the NRL displacement damage dose and the JPL equivalent fluence approaches. *Prog. Photovoltaics Res. Appl.*, 9(2), 103-121.
- 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., Yaccuzzi, E., Espinet-González, P., Barrera, M., Barrigón, E., Ibarra, M.L., Contreras, Y., Garcia, J., López, E., Alurralde, M., & Algora, C., (2017). 10MeV proton irradiation effects on GaInP/GaAs/Ge concentrator solar cells and their component subcells. *Solar Energy Materials and Solar Cells*, 159, 576-582.
- Pease, R. L., Johnston, A. H., & Azarewicz, J. L. (1988). Radiation Testing of Semiconductor Devices for Space Electronics, *Proc. IEEE*, 76(11), 1510–1526, doi: 10.1109/5.90110.
- Pickel J. C., & Blandford, J. T. (1980). Cosmic-ray-induced errors in mos devices, *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, 27(2), 1006–1015, doi: 10.1109/TNS.1980.4330967.
- Shea, M. A. (1998). Intensity/Time Profiles of Solar Particle Events at One Astronomical Unit. *Proc. Interplanet. Part. Environ. Conf.*, 75–84.
- Walters, R., Summers, G.P., Messenger, S., Lorentzen, J.R., Morton, T., Taylor, S.J., Evans, H., Heynderickx, D., & Lei, F., (2005). Spenvis 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.