

## طراحی و محاسبه یک حفاظ پرتویی چند لایه برای جایگزینی با حفاظ آلومینیومی در ماهواره‌های مدار GEO

سازا شوریان<sup>۱</sup>، حمید جعفری<sup>۲</sup> و سید امیرحسین فقهی<sup>۳\*</sup>

۱. دانش‌آموخته کارشناسی ارشد، گروه کاربرد پرتوها، دانشکده مهندسی هسته‌ای، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

۲. استادیار، گروه کاربرد پرتوها، دانشکده مهندسی هسته‌ای، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

۳. استاد، گروه کاربرد پرتوها، دانشکده مهندسی هسته‌ای، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

(دریافت: ۱۴۰۰/۲/۲۱، پذیرش نهایی: ۱۴۰۰/۶/۲۹)

### چکیده

حفاظت قطعات الکترونیکی در برابر پرتوهای فضایی یکی از مهم‌ترین الزامات اولیه در طراحی و ساخت ماهواره‌ها می‌باشد. در این کار با محاسبه دز ناشی از پرتوهای فضایی در ماده سیلیکونی با استفاده از کد مونت کارلوی MCNPX به ارزیابی تأثیر سازه‌های مختلف در حفاظ‌سازی پرتوهای فضایی پرداخته شده است. حفاظ پرتویی چند لایه متشکل از آلومینیوم، کربن و پلی‌اتیلن طراحی شد و عملکرد آن با حفاظ‌هایی از جنس آلومینیوم و پلی‌اتیلن برای بازه‌های دز متفاوت بررسی شد. همچنین سه بازه دز پرتویی که برای اکثر قطعات تجاری به صورت ریسک کارکردی تعریف می‌شود در نظر گرفته شد. نتایج نشان می‌دهد که با جایگزینی حفاظ چند لایه به جای حفاظ مرسوم آلومینیومی در بازه‌های دز مشخص، در بیشترین حالت ۲۲/۱۲ درصد کاهش وزن حاصل خواهد شد. علاوه بر آن، در صورت عدم الزام به استفاده از جعبه‌های آلومینیومی جهت قرارگیری قطعات الکترونیکی داخل ماهواره، استفاده از حفاظ پلی‌اتیلنی از لحاظ بودجه وزنی در حالت خطر بالا با ۱۷/۶۵ درصد، خطر متوسط ۱۳/۱۶ درصد و خطر کم با ۱۹/۲۳ درصد اختلاف نسبت به حفاظ آلومینیومی مقرون به صرفه می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: دز جذب‌شده، تابش فضایی، GEO، حفاظ چند لایه، ماهواره.

### ۱. مقدمه

تضمین بقا و موفقیت یک سیستم فضایی در محیط تابشی فضا بدون لحاظ کردن اثرات پرتو (تضمین محصول فضایی، ۲۰۰۹) و کاهش آنها امکان‌پذیر نیست. ماهواره‌ها و سایر سیستم‌های فضایی از آنجا که برای کار در محیط پلاسمای فضایی طراحی شده‌اند در مقابل ذرات پرانرژی به دام افتاده و گذرا آسیب‌پذیر هستند. پرتو تشعشعات فضایی ناشی از رخدادهای خورشیدی یا چشمه‌های کیهانی هنگام برخورد و اندرکنش با سطوح ماهواره و فضاپیما می‌تواند از راه‌های متعددی بر سیستم فضایی و قطعات الکتریکی موجود در آن تأثیر بگذارد (وانکو و همکاران، ۲۰۲۰). سه دسته اصلی این اثرات (SEE (Single Event Effect)، TID (Total Ionizing Dose) و DD (Displacement Damage)) با توجه به پتانسیل بالای تداخل پرتوها با قطعات و

وجود سطوح بالای پرتوهای برخورد کننده به کریستال سیلیکونی این ساختارها در محیط تابشی، باعث بروز نقص‌هایی در آنها می‌شود که این نقص‌ها عامل تولید سطوح جدید انرژی در باند ممنوعه هستند (شوریان و همکاران، ۲۰۱۹؛ هونیگر، ۲۰۰۸). پیدایش این سطوح جدید انرژی و همچنین یونیزاسیون ناشی از برخورد پرتو با قطعه الکتریکی ممکن است سبب بروز نقص‌های عملکردی از جمله افزایش جریان نشتی، افزایش نویز، کاهش رزولوشن انرژی، کاهش بهره، تغییر ناخواسته بیت، جابجایی ولتاژ آستانه و... شود (مارر و همکاران، ۲۰۰۸) و مطبوعات آکادمی‌های ملی، (۲۰۱۸).

با توجه به پتانسیل بالای تداخل پرتوها با قطعات و

به شدت برای سیستم‌های فضایی خطرناک باشند (هلوگ و بامزتارک-خان، ۲۰۰۷ و تاون‌سند، ۲۰۰۵). خلاصه‌ای از انواع پرتوهای فضایی، منشأ آنها و محدوده اهمیت این پرتوها در شکل ۱ به تصویر کشیده شده است.

مدار GEO (Geostationary) با ارتفاع ۳۶۰۰۰ کیلومتر از استوای زمین شناخته شده‌ترین مدار برای بسیاری از ماهواره‌های مخابراتی مانند تلویزیون است. سیگنال‌های این ماهواره‌ها را می‌توان به سرتاسر جهان ارسال کرد. از آنجا که در کاربردهای مخابراتی نیاز است تا ماهواره در همه زمان‌ها قابل رؤیت باشد، ماهواره باید در مکان ثابتی نسبت به سطح زمین قرار بگیرد. یک ماهواره ثابت دارای مزیت سنجش از دور است چراکه همیشه زمین را از یک منظر می‌بیند. این چینش برای مشاهدات شرایط آب‌وهوایی بسیار سودمند است. پرتوهای کیهانی تأثیر زیادی در محیط پرتویی مدار GEO دارند. شار این پرتوها بسیار پایین است، اما از آنجا که این پرتوها معمولاً دارای انرژی‌های بسیار زیادی (در حد GeV) هستند، انرژی بجای گذاشته کمتری هنگام عبور از ماده دارند. بنابراین روش‌های معمول حفاظ‌سازی در مقابل این پرتوها مدنظر قرار نمی‌گیرد و البته که کاهش آنها نیازمند روش‌های خاص دیگری می‌باشد (رحمان و همکاران، ۲۰۱۷). پروتون‌های خورشیدی در این مدار دارای بیشینه انرژی ۵۰۰ MeV می‌باشند. بیشینه انرژی پروتون‌های به دام افتاده در این مدار نیز در حدود ۱/۵ MeV بوده و الکترون‌های به دام افتاده نیز با حداکثر انرژی ۴ MeV در مدار GEO حضور دارند.

از رایج‌ترین حفاظ‌های پرتویی برای ماهواره‌ها اضافه کردن آلومینیوم تا دستیابی به سطوح پرتویی دلخواه می‌باشد. هرچند، در محیط‌هایی مانند مدار GEO که الکترون‌ها غالب هستند، دیواره‌های

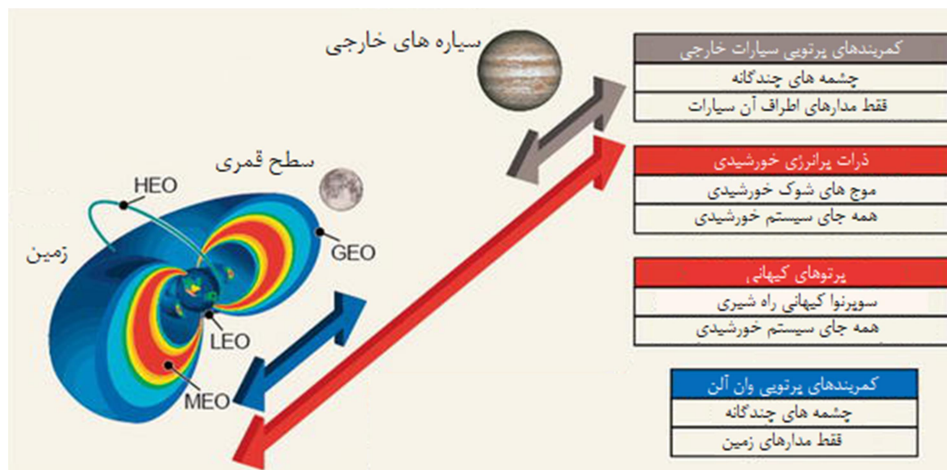
سیستم‌های الکترونیکی و ایجاد اثرات پرتویی، لذا مدیریت این اثرات بر روی سیستم‌های الکترونیکی بخشی بسیار مهم و حیاتی در طراحی می‌باشد. راه‌های متعددی برای کاهش اثرات پرتویی وجود دارد، از جمله: استفاده از تایمرهای واتچ‌داگ، حفاظ‌گذاری، محدودکننده‌های جریان چفتی، معماری‌های دوگانه، کدهای اصلاح خطا و افزونگی مدولار سه‌گانه (فوکارد، ۲۰۱۲). انتخاب استراتژی کاهش اثر پرتویی مناسب و تجمیع آن با هدف و مفهوم مأموریت در ابتدای فاز طراحی بسیار حائز اهمیت می‌باشد (شورای تحقیقات ملی، ۲۰۰۶). شناخته شده‌ترین روش کاهش محیطی حفاظ‌گذاری است. البته استفاده از حفاظ برای کاهش اثرات محیطی منجر به افزایش وزن و جرم ماهواره می‌شود. از این‌رو طراحی و ساخت حفاظ همواره تحت تأثیر فاکتور جرم و محیط پرتویی بوده است. پرتوهای فضایی به‌طور عمده از ذرات باردار پرانرژی تشکیل شده‌اند. سه چشمه طبیعی پرتوهای فضایی عبارت‌اند از: پرتوهای به دام افتاده، پرتوهای کیهانی و ذرات خورشیدی. میدان مغناطیسی زمین پرتوهای کیهانی کم‌انرژی و ذرات خورشیدی را به دام انداخته و یک کمربند پرتویی در اطراف زمین تشکیل می‌دهد. عمده پرتوهای به دام افتاده در این کمربند پروتون‌ها و الکترون‌ها می‌باشند. ذرات پرانرژی کیهانی (۲۰ GeV-۲۵ MeV) شامل تمامی اتم‌ها بوده و به دلیل فرآیند سوپرنوا ستاره‌ها ایجاد می‌شوند. تقریباً ۸۸ درصد پرتوهای کیهانی را هیدروژن، ۱۰ درصد هلیوم و ۲ درصد باقی مانده آن را سایر اتم‌های سنگین‌تر تشکیل می‌دهند. ذرات خورشیدی شامل دو دسته پرتو هستند، ذرات باد-خورشیدی کم‌انرژی که به‌طور مداوم از خورشید ساطع می‌شوند و رویدادهای ذرات خورشیدی پرانرژی (Solar Particle Events) SPE). این ذرات پرانرژی دارای شار بالایی بوده و می‌توانند

به دلیل چگالی پایین هنگام برخورد الکترون علاوه بر تضعیف الکترون‌ها پرتو ثانویه کمتری تولید می‌کند. لایه دوم ماده‌ای با عدد اتمی بالاتر برای پیشینه کردن تضعیف پرتوهای ایکس تولید شده در لایه اول است. در لایه سوم از ماده‌ای با عدد اتمی پایین جهت تضعیف الکترون‌های ثانویه تولید شده با تولید حداقل پرتوهای ایکس ثانویه استفاده می‌شود. در این ساختار، ماده لایه وسط با عدد اتمی بالا، از آنجا که الکترون‌ها در لایه ابتدایی تضعیف می‌شوند، سبب تولید پرتوهای ایکس ثانویه زیادی نمی‌شود (کلم، ۲۰۱۵؛ بارتولت، ۲۰۰۴؛ اسکندری و همکاران، ۱۳۹۲؛ زه‌تاییان و همکاران، ۱۳۹۳).

در طراحی و ساخت حفاظ پرتویی انتخاب مناسب جنس و ضخامت لایه‌ها در کاهش دز و بهینه‌سازی وزن از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است. این امر نیازمند انجام کارهای تجربی و یا محاسباتی است. علی‌رغم دقت بیشتر روش تجربی، از آنجا که آزمایش‌های عملی هزینه زیادی داشته، نیازمند زمانی طولانی برای اجرا بوده و عدم دسترسی به آزمایشگاه‌های تست تشعشعات فضایی با استفاده از روش‌های محاسباتی و شبیه‌سازی می‌توان در زمان و هزینه صرفه‌جویی کرد (شوریان و همکاران، ۲۰۲۰؛ لی و همکاران، ۲۰۱۷).

ضخیم آلومینیومی کارآمدترین حفاظ‌های پرتویی نیستند، چراکه قادر به تضعیف پرتوهای ایکس ثانویه ناشی از برخورد الکترون‌ها با ماده حفاظ نمی‌باشند. در حالت کلی مواد با عدد اتمی بالاتر نظیر تانتالیوم، می‌توانند اشعه ایکس را به شدت تضعیف کنند، اما هنگام استفاده به عنوان حفاظ الکترون خود سبب ایجاد پرتوهای ایکس ثانویه بیشتری می‌شوند و وزن بیشتری نیز به سیستم تحمیل می‌کنند.

امروزه پلی‌اتیلن به دلیل دارا بودن سطح بالای هیدروژن، چگالی پایین، راحت در استفاده و قیمت مناسب ماده‌ای شناخته شده در حوزه حفاظ بوده و به عنوان معیار برای مقایسه کارایی و اثربخشی سایر مواد حفاظ به کار می‌رود (کاؤل و همکاران، ۲۰۰۴ و نارسی و همکاران، ۲۰۱۷). همچنین این مواد از آنجایی که مانع فرآیندهای تجزیه هسته‌ای می‌شوند، حفاظ‌های مناسبی برای محیط فضایی به شمار می‌آیند (دورانته و کسینوتا، ۲۰۱۱). روش حفاظ گذاری سبک‌تری به نام "چند لایه (Graded-z)" وجود دارد که علاوه بر محافظت در برابر پرتون‌های پرانرژی، در محیط‌های الکترونی نیز کارکرد مناسبی دارند. طراحی این گونه حفاظ‌ها معمولاً شامل سه لایه است. لایه اول ماده‌ای سبک برای کمینه کردن تولید اشعه ایکس است. این لایه



شکل ۱. انواع پرتوهای فضایی، منشأ و محدوده اثر آنها (وانکو و همکاران، ۲۰۲۰).

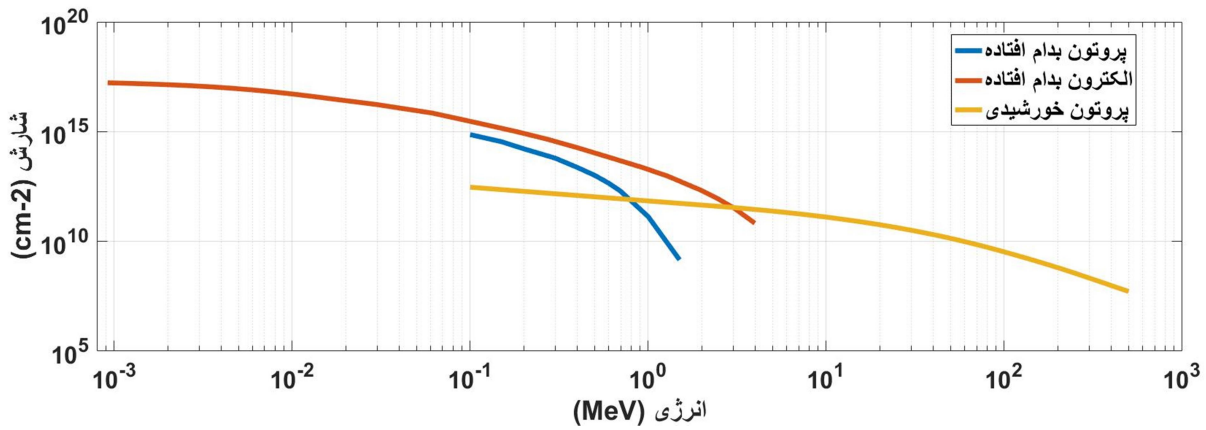
خورشیدی نیز مدل ESP-PHYSIC (total fluence) که توسط زاپاس (۱۹۹۹؛ ۲۰۰۰) برای شارش کل و بدترین شرایط در چارچوب SEE ناسا گسترش یافته (راهنمای اسپنویس)، به کار گرفته شده است و در شکل ۲ به صورت لگاریتمی رسم شده و نمایش داده شده است.

یکی از ابزارهای قدرتمند در زمینه محاسبات دزیمتری انواع پرتوهای یونیزان، کد MCNPX است. این کد یک نرم افزار ترابرد پرتو به روش مونت کارلویی است که تمامی ذرات در تقریباً تمامی انرژی‌ها را دنبال می‌کند. برای هر تالی خروجی یک خطای آماری نسبی مربوط به انحراف استاندارد گزارش می‌شود. نتایج با خطاهای بیشتر از ۵۰ درصد بی اعتبار شمرده می‌شود و نتایج با خطاهای کمتر از ۱۰ درصد، به جز برای آشکارسازها، معمولاً قابل اعتماد هستند. نتایج آشکارسازها اگر دارای خطای زیر ۵ درصد باشند، قابل استناد می‌باشند. در این کار از تالی F6 کد MCNPX برای به دست آوردن انرژی بجای گذاشته شده توسط ذرات و محاسبات دز استفاده شده است. هنگام استفاده از این تالی، در صورتی که ترابرد ذرات ثانویه مدنظر نبوده و در کارت mode آورده نشده باشند، بجای گذاشتن انرژی این ذرات در مکان اندرکنش در نظر گرفته می‌شود (دنیس پلوویتز، ۲۰۰۸). نرم افزار دیگری در این زمینه، SRIM است که مجموعه‌ای از برنامه‌ها برای محاسبه برد و توان توقف یون‌ها درون ماده با استفاده از مکانیک کوانتومی می‌باشد (زیگلر و همکاران، ۲۰۱۰).

در این کار یک حفاظ چند لایه متشکل از پلی اتیلن، کربن (موریتز، ۲۰۱۲؛ جورتر، ۲۰۰۰) و آلومینیوم معرفی شده و عملکرد آن با حفاظ آلومینیومی، به عنوان رایج ترین حفاظ پرتویی، و همچنین پلی اتیلنی مورد مقایسه قرار گرفته است. در نهایت ساختار بهینه با توجه به میزان تضعیف دز یونیزان کل (TID) و جرم حفاظ انتخاب شده است. از رویکرد محاسبات مونت کارلوی کد MCNPX برای محاسبات تضعیف دز مواد مختلف در محیط فضایی مدار GEO و برای مأموریتی ۵ ساله یک ماهواره مخابراتی استفاده شده است.

## ۲. روش پژوهش

انرژی و شار پرتوهای فضایی را می‌تواند با استفاده از سیستم اطلاعات محیط فضایی (SPENVIS) فراهم کرد. SPENVIS یک نرم افزار برخط است که محیط فضایی (شامل پرتوهای کیهانی، کمربندهای پرتویی طبیعی، ذرات پرانرژی خورشیدی، پلاسما، گاز و میکروذرات) و اثرات آن را مدل سازی می‌کند. در این کار محیط پرتویی مدار GEO به عنوان یک مدار استراتژیک برای ماهواره‌های مخابراتی مورد بررسی قرار گرفته است. در مدل سازی پرتوهای به دام افتاده از مدل AP-8 برای پروتون‌ها، که مدلی آماری بوده و کمربندهای پرتویی را به طور کامل پوشش می‌دهد (ساویر و وته، ۱۹۷۶) و IGE2006/POLE برای الکترون‌ها، که مدل آماری برای محیط الکترونی GEO می‌باشد (سیکارد و همکاران، ۲۰۰۸)، استفاده شده است. برای به دست آوردن انرژی و شار پرتوهای



شکل ۲. شارش و انرژی چشمه‌های فضایی مأموریت.

معیارهای بهینه‌سازی ضخامت لایه‌های حفاظ طراحی شده در مقایسه با حفاظ آلومینیومی و پلی اتیلنی برای بازه‌های کم‌خطر، خطر متوسط و پرخطر مد نظر قرار گرفته است. شرایط محیط پرتویی برای تمامی حالت‌های مورد بررسی از این حفاظ‌ها به صورت یکسان در نظر گرفته شده است که شامل یک مأموریت به مدت ۵ سال در مدار GEO از ابتدای سال ۲۰۲۱ میلادی می‌باشد و توسط سیستم اطلاعات محیط فضایی (SPENVIS) فراهم شده است.

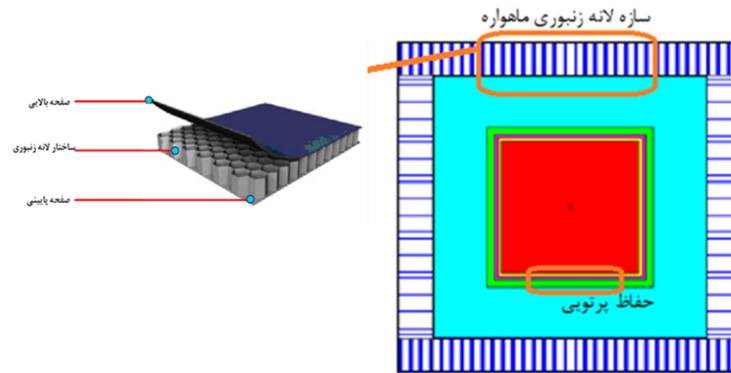
سازه ماهواره معمولاً یک ساختار لانه‌زنبوری از جنس آلایاز آلومینیوم ۷۰۷۵ ساندویچ شده بین دو صفحه آلومینیومی می‌باشد. نحوه قرارگیری ساختار لانه‌زنبوری و صفحه‌ها مطابق شکل ۴ می‌باشد که توسط نرم‌افزار MCNPX رسم شده است. ضخامت این صفحه‌ها هر کدام ۰/۵ mm، ارتفاع سازه لانه‌زنبوری ۲ cm و ضخامت تیغه‌های ساختار لانه‌زنبوری برابر ۰/۲ mm در نظر گرفته شده‌اند.

ترکیب لایه‌های حفاظ طراحی شده بر اساس ساختار چند لایه در شکل ۳ نشان داده شده است. لایه اول از خارج پلی اتیلن انتخاب شده است تا تولید اشعه ایکس ترمزی به حداقل برسد. لایه پس از آن از جنس کربن قرار داده شده است، تا سبب تضعیف اشعه‌های ایکس ترمزی تولید شده در لایه پلی اتیلنی شود. از آنجا که ادوات الکترونیکی معمولاً درون جعبه‌ای از جنس آلومینیوم قرار می‌گیرند، در انتها و داخلی‌ترین لایه آلومینیوم قرار گرفته است. بر خلاف حفاظ‌گذاری فوتون‌ها در سطح زمینی که از عناصر سنگین استفاده می‌شود، در موارد فضایی از آنجا که وزن فاکتوری بسیار مهم می‌باشد مواد غنی از هیدروژن بهترین انتخاب برای حفاظ‌های فضایی هستند (دورانه و کسینوتا، ۲۰۰۸). لذا محوریت حفاظ‌گذاری در این کار پلی اتیلن و عناصر سبک قرار گرفته است.

بنابراین با توجه به اهمیت فاکتور وزن در طراحی سیستم‌های فضایی، این فاکتور به‌عنوان یکی از



شکل ۳. ساختار چند لایه طراحی شده در این کار.



شکل ۴. هندسه شبیه‌سازی شده و ساختار لانه زنبوری.

کاهش دز کل مأموریت، شامل دز ناشی از پروتون‌ها و الکترون‌های به‌دام افتاده و همچنین پروتون‌های خورشیدی، به مقادیر  $۱۶/۵$ ،  $۲۵/۵$  krad و  $۷/۵$  که میانگین بازه‌های خطر بالا، خطر متوسط و خطر کم هستند، به ترتیب به حدود  $۵$ ،  $۵/۵$  و  $۷/۵$  حفاظ آلومینیومی نیاز است. شکل ۵ نتیجه برخورد یون هیدروژن (پروتون) با انرژی  $۱/۵$  MeV به هدفی از جنس آلومینیوم که توسط SRIM و کد MCNPX انجام شده است را نشان می‌دهد. طبق این محاسبات، حداکثر برد پروتونی با انرژی  $۱/۵$  MeV در آلومینیوم کمتر از  $۳۰$  میکرومتر می‌باشد که بسیار کمتر از ضخامت صفحه‌های به کار رفته در ساختار لانه‌زنبوری ساندویچ شده است. بنابراین در رابطه با پروتون‌های به‌دام افتاده، استفاده از خود سازه ماهواره می‌تواند به‌عنوان حفاظ پرتویی مؤثر واقع شود و لذا در اینجا حفاظ‌سازی عمدتاً برای الکترون‌های به‌دام افتاده و پروتون‌های خورشیدی انجام می‌شود.

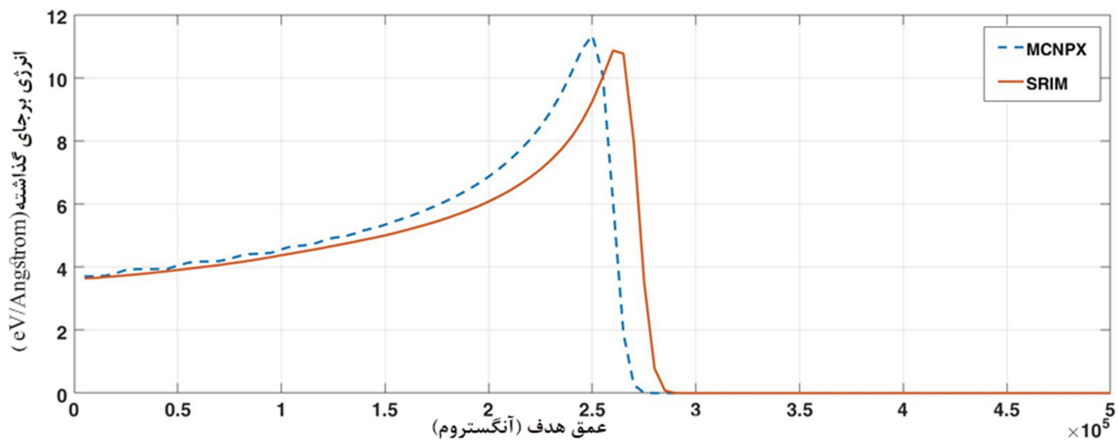
اکثر قطعات الکترونیکی تجاری (Electronic commercial devices) استاندارد معمولاً در بازه دز  $۳-۳۰$  krad دچار مشکل می‌شوند (ماه‌دادو و همکاران، ۲۰۱۸). در این کار این محدوده به سه بازه خطر کم ( $۳-۱۲$  krad)، خطر متوسط ( $۱۲-۳۰$  krad) و خطر بالا ( $۳۰-۲۱$  krad) تقسیم شده است. همچنین دز با استفاده از تالی شماره ۶ (f6) با تعداد تاریخچه‌ای مناسب که خطای آماری را به زیر ۱ درصد کاهش می‌دهد، به‌دست آمده است. توزیع انرژی و احتمال چشمه با استفاده از خروجی به‌دست آمده از SPENVIS برای مأموریت به‌دست آمده است که شار ذره در هر انرژی به‌عنوان احتمال آن در نظر گرفته شده است.

### ۳. نتایج

جدول ۱ شامل محاسبات دز ناشی از ذرات به‌دام‌افتاده و پروتون‌های خورشیدی بر اساس ضخامت آلومینیوم است. ملاحظه می‌شود که برای

جدول ۱. دز ناشی از ذرات به‌دام‌افتاده و پروتون‌های خورشیدی بر اساس ضخامت‌های مختلف آلومینیوم.

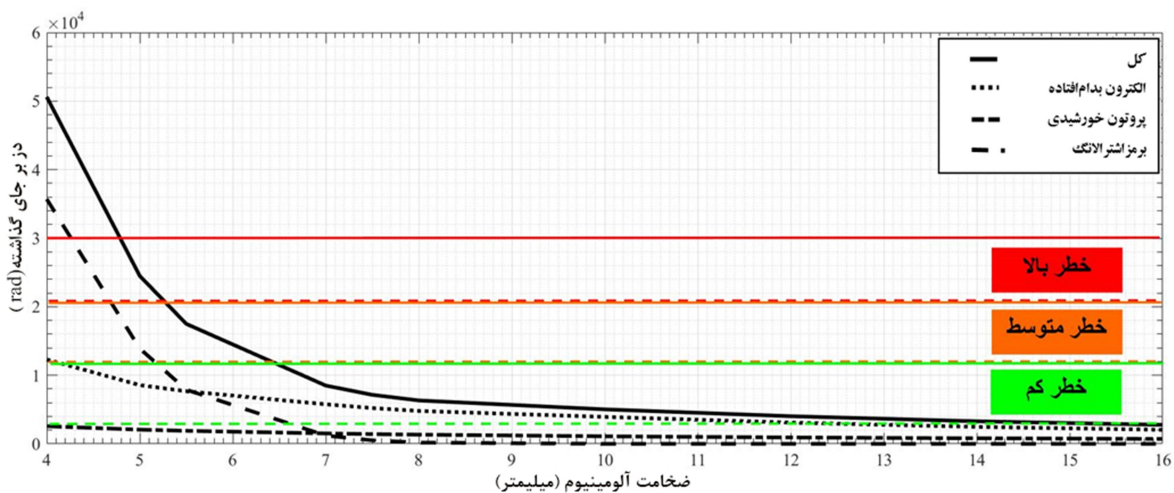
پروتون‌های خورشیدی (rad)	پروتون‌های به‌دام‌افتاده (rad)	برمزاشرالانگ (rad)	الکترون‌های به‌دام‌افتاده (rad)	کل (rad)	ضخامت Al		
					(g cm <sup>-2</sup> )	(mils)	(mm)
$۸/۵۶۸ \times ۱۰^۳$	۰	$۲/۰۷۳ \times ۱۰^۳$	$۱/۳۸۸ \times ۱۰^۴$	$۲/۴۵۲ \times ۱۰^۴$	۱/۳۵۰	۱۹۶/۸۵۰	۵
$۷/۶۷۳ \times ۱۰^۳$	۰	$۱/۸۹۷ \times ۱۰^۳$	$۷/۸۹۷ \times ۱۰^۳$	$۱/۷۴۷ \times ۱۰^۴$	۱/۴۸۵	۲۱۶/۵۳۵	۵/۵
$۶/۹۷۷ \times ۱۰^۳$	۰	$۱/۷۴۹ \times ۱۰^۳$	$۴/۵۱۵ \times ۱۰^۳$	$۱/۳۲۴ \times ۱۰^۴$	۱/۶۲۰	۲۳۶/۲۲۰	۶
$۵/۷۷۲ \times ۱۰^۳$	۰	$۱/۵۱۷ \times ۱۰^۳$	$۱/۲۰۷ \times ۱۰^۳$	$۸/۴۹۷ \times ۱۰^۳$	۱/۸۹۰	۲۷۵/۵۹۰	۷
$۵/۲۱۶ \times ۱۰^۳$	۰	$۱/۴۲۲ \times ۱۰^۳$	$۵/۱۱۲ \times ۱۰^۳$	$۷/۱۴۹ \times ۱۰^۳$	۲/۲۵	۲۹۵/۲۷۵	۷/۵
$۴/۸۰۱ \times ۱۰^۳$	۰	$۱/۳۳۹ \times ۱۰^۳$	$۱/۸۶۵ \times ۱۰^۳$	$۶/۳۳۶ \times ۱۰^۳$	۲/۱۶۰	۳۱۴/۶۰۰	۸



شکل ۵. محاسبه برد پروتون ۱/۵ MeV توسط دو کد MCNPX و SRIM.

ترمزی ایجاد شده به ازای ضخامت‌های مختلف آلومینیوم نشان می‌دهد. محور عمودی این نمودار بر اساس سه ناحیه خطر بالا، خطر متوسط و خطر کم تقسیم شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، از ضخامت ۵ mm وابستگی دز ناشی از الکترون‌های به‌دام‌افتاده (Tr. Elc) به ضخامت آلومینیوم کاهش می‌یابد. لذا دز کل (Total) که مجموع دز ناشی از پروتون‌های خورشیدی، الکترون‌های به‌دام‌افتاده و تابش برمزاشرالانگ (Brms) تولید شده در اثر برخورد الکترون‌ها با آلومینیوم است، رفتاری مشابه دز ناشی از پروتون‌های خورشیدی دارد.

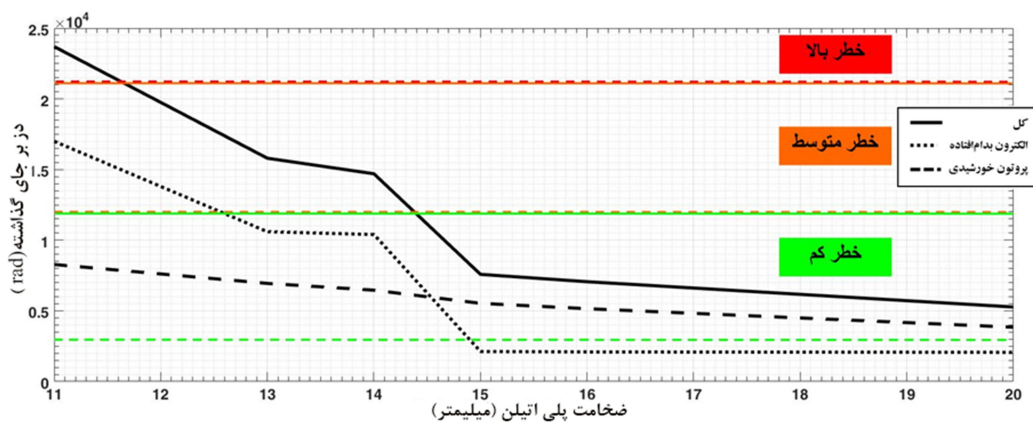
حفاظ‌های آلومینیومی، پلی‌اتیلنی و حفاظ چندلایه معرفی شده به‌ازای دز کل تقریباً یکسان که ناشی از الکترون‌های به‌دام‌افتاده و پروتون‌های خورشیدی برای مأموریت تعریف شده می‌باشد محاسبه شده است. همچنین بررسی وزن‌های معادل برای دو حالت با حضور سازه ماهواره و بدون حضور سازه ماهواره انجام شده است. وزن به‌ازای یک جعبه با ابعاد ۲۰ cm × ۲۰ cm × ۲۰ cm محاسبه شده است. شکل ۶ نتایج محاسبات که توسط تالی f6 در کد MCNPX محاسبه شده است را برای دز ناشی از پروتون‌های خورشیدی و الکترون‌های به‌دام‌افتاده و تابش



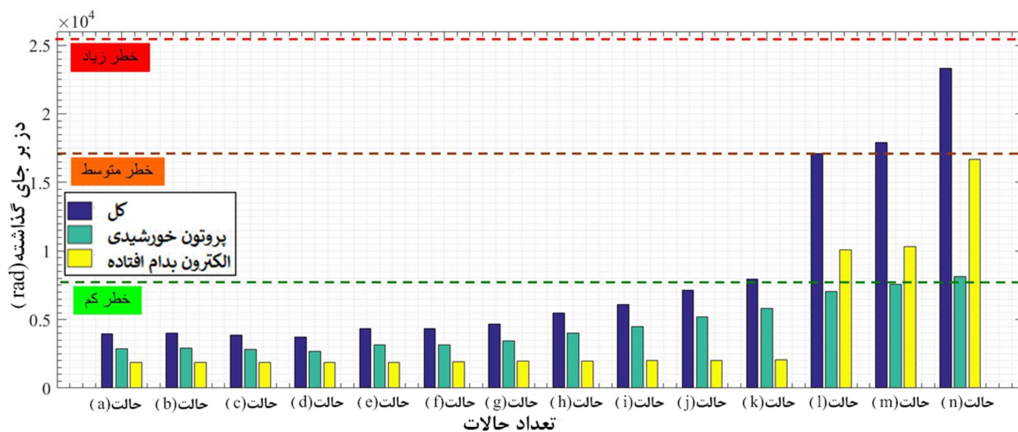
شکل ۶. منحنی دز بر حسب ضخامت آلومینیوم.

شکل ۷ کاهش دز ناشی از پروتون‌های خورشیدی و الکترون‌های به دام افتاده به ازای ضخامت‌های مختلف پلی اتیلن را نشان می‌دهد. با مقایسه داده‌های حاصل از شکل ۵ با شکل ۴، می‌توان دریافت که پلی اتیلن معادل میانگین بازه خطر بالا، خطر متوسط و خطر کم به ترتیب دارای ضخامت‌های ۱۱ mm، ۱۳ و ۱۶ می‌باشد. در طراحی حفاظ سه لایه این نکته را باید در نظر داشت که در حال حاضر قطعات الکترونیکی ماهواره‌هایی که در سازمان فضایی سرهم می‌شوند در داخل جعبه‌های آلومینیومی به ضخامت حداقل ۲ mm قرار می‌گیرند. لذا با توجه به این محدودیت، در طراحی حفاظ چند لایه حداقل ضخامت برای لایه درونی آلومینیومی برابر ۲ mm در نظر گرفته شده است. با قرار دادن ۲ mm آلومینیوم در یک لایه، می‌توان حدود ۶ mm از ضخامت پلی اتیلن

کاست چراکه از آنجا که چگالی آلومینیوم تقریباً ۲/۹ برابر چگالی پلی اتیلن است از نظر ضخامت چگالشی ۲ mm آلومینیوم تقریباً معادل ۶ mm پلی اتیلن می‌باشد. در طراحی حفاظ، سعی بر آن است تا ضخامت لایه‌های مواد با چگالی بالاتر تا حد امکان کم‌تر باشد تا جرم حفاظ بهینه شود. به این منظور تعداد حالت‌هایی از موارد ترکیب موجود از ضخامت لایه‌های مختلف در نظر گرفته شده است که در جدول ۲ قابل مشاهده می‌باشند. در شکل ۸ تضعیف دز ناشی از پروتون‌های خورشیدی و الکترون‌های به دام افتاده برای حفاظ چند لایه در ضخامت‌های مختلف مواد رسم شده است. خطوط نشان داده شده روی شکل، نمایشگر دز معادل میانگین نواحی خطر بالا، خطر متوسط و خطر کم هستند.



شکل ۷. منحنی دز بر حسب ضخامت پلی اتیلن.



شکل ۸. تضعیف دز حالات مختلف حفاظ چند لایه.



جدول ۲. ضخامت لایه‌های مواد مختلف در هریک از حالات در نظر گرفته شده برای حفاظ چند لایه.

حالت	ضخامت لایه اول (آلومینیوم) (mm)	ضخامت لایه دوم (کربن) (mm)	ضخامت لایه سوم (پلی اتیلن) (mm)
(a)	۴/۱	۴	۷
(b)	۴	۴	۷
(c)	۴/۲	۴	۷
(d)	۴/۵	۴	۷
(e)	۴	۳/۵	۷
(f)	۳/۵	۴	۷
(g)	۳	۴	۷
(h)	۲	۴	۷
(i)	۲	۳/۵	۶/۵
(j)	۲	۳	۵/۵
(k)	۲	۲/۵	۵
(l)	۲	۲	۴/۵
(m)	۲	۱/۵	۴/۵
(n)	۲	۱/۵	۴

پارامترهای محدودکننده جرم است لذا با توجه به بازه عملکردی قطعه، تنها مواردی انتخاب شده‌اند که تضعیف دزی برابر میانگین بازه‌ها دارند. در جدول ۳ وزن حفاظ‌های چند لایه کاندید شده با وزن حفاظ‌های آلومینیومی و پلی اتیلنی متناظر برای ابعاد ماهواره مکعبی  $20 \times 20 \times 20 \text{ cm}^3$  مقایسه شده است.

تمامی حالات در نظر گرفته شده دارای تضعیف دزی بیشتر از ۵ mm آلومینیوم می‌باشند و لذا صرف نظر از فاکتور جرم همگی می‌توانند جایگزین مناسبی برای ۵ mm آلومینیوم باشند. بدیهی است که افزایش میزان تضعیف به سبب افزایش ضخامت مواد می‌باشد. از آنجا که در طراحی سیستم‌های فضایی یکی از مهم‌ترین

جدول ۳. مقایسه وزن حالت‌های مختلف حفاظ چند لایه با آلومینیوم و پلی اتیلن معادل.

پارامتر وزن (کیلوگرم)	پارامتر دز			حفاظ
	زیاد	متوسط	کم	
۳/۱۸				(n)
۳/۳۱				(m)
۳/۶۱				(l)
۴/۰۵				(k)
۴/۴۲				(j)
۵/۱				(i)
۳/۴				آلومینیوم ۵ mm
۳/۸				آلومینیوم ۵/۵ mm
۵/۲				آلومینیوم ۷/۵ mm
۲/۸				پلی اتیلن ۱۱ mm
۳/۳				پلی اتیلن ۱۳ mm
۴/۲۲				پلی اتیلن ۱۶ mm

همان گونه که مشاهده می‌شود، اگر ملزم به استفاده از جعبه‌های آلومینیومی به منظور قراردادن قطعات الکترونیکی نباشیم، استفاده از حفاظ پلی‌اتیلنی از نظر وزنی در حالت خطر بالا با ۱۷/۶۵ درصد، خطر متوسط ۱۳/۱۶ درصد و خطر کم با ۱۹/۲۳ درصد اختلاف نسبت به حفاظ آلومینیومی مقرون به صرفه‌تر می‌باشد. اما از آنجایی که بنابر طراحی‌های سیستماتیک، قطعات الکترونیکی می‌بایستی حتما در داخل جعبه‌ای آلومینیومی قرار بگیرند، استفاده از حفاظ چندلایه گزینه مناسبی می‌باشد. این حفاظ دارای بیشینه اختلاف وزن ۰/۶۵ درصد در حالت خطر بالا، ۱۳/۱۶ درصد در حالت خطر متوسط و ۲۲/۱۲ درصد در حالت خطر کم نسبت به حفاظ آلومینیومی متناظر است. برای بازه‌های خطر متوسط و کم نیز استفاده از حفاظ چند لایه از نظر وزنی نسبت به حفاظ آلومینیومی معقول‌تر می‌باشد.

#### ۴. نتیجه‌گیری

به‌منظور کاهش اثرات مخرب تابش‌های فضایی بر روی قطعات الکترونیکی ماهواره یا فضاپیماها، استفاده از حفاظ‌های پرتویی امری حیاتی است. از طرف دیگر وزن حفاظ، فاکتوری بسیار مهم در طراحی بدنه ماهواره‌ها می‌باشد. لذا در این کار به بررسی حفاظ‌های چند لایه‌ای از جنس پلی‌اتیلن، کربن و آلومینیوم برای محافظت قطعات در مأموریت‌های فضایی و مقایسه آن با دیگر مواد حفاظ معمول (مانند آلومینیوم و پلی‌اتیلن) پرداخته شد. بدین‌منظور سه بازه دز پرتویی که برای اکثر

قطعات تجاری به‌صورت ریسک کارکردی تعریف می‌شود در نظر گرفته شد. وزن حفاظ ماهواره بررسی شد و نتایج نشان داد که در صورت عدم‌الزام به استفاده از جعبه‌های آلومینیومی جهت قرارگیری قطعات الکترونیکی داخل ماهواره، استفاده از حفاظ پلی‌اتیلنی از لحاظ بودجه وزنی در حالت خطر بالا با ۱۷/۶۵ درصد، خطر متوسط ۱۳/۱۶ درصد و خطر کم با ۱۹/۲۳ درصد اختلاف نسبت به حفاظ آلومینیومی مقرون به صرفه می‌باشد. اما در صورت لزوم استفاده از جعبه آلومینیومی، حفاظ چند لایه معرفی شده در این کار می‌تواند وزن را نسبت به حالت حفاظ آلومینیومی متناظر تا ۰/۶۵ درصد در حالت خطر بالا، ۱۳/۱۶ درصد در حالت خطر متوسط و ۲۲/۱۲ درصد در حالت خطر کم کاهش دهد. با پیشرفت علم در حوزه ساخت مواد جدید از جمله ابروزل‌ها و جایگذاری این مواد سبک می‌توان حفاظ‌هایی با وزن کمتر طراحی کرد.

#### مراجع

- اسکندری، م.، نیکو، ع.، جهانبخش، ح. و صادقی، ح.، ۱۳۹۲، حفاظ‌های چندلایه در مدار LEO سنجش و ایمنی پرتو، ۱(۳)، ۱-۶.
- زه‌تابیان، م.، مولایی‌منش، ز.، گیوه‌کش، ا.، شفاهی، ز.، پاپی، م.، زهرایی مقدم، م. و سینا، ص.، ۱۳۹۳، طراحی حفاظ‌های چند لایه سبک توسط کد مونت کارلوی MCNP5 جهت استفاده در رادیولوژی تشخیصی، یازدهمین کنفرانس فیزیک پزشکی ایران.
- Assurance, R. H., 2009, Space product assurance .
- Bartholet, B., 2004, Light Weight Radiation Shielding for Space Environments. SAE Transactions.
- Council, N. R., 2006, Space Radiation Hazards and the Vision for Space Exploration: Report of a Workshop ,Washington, D: The National Academies Press. 104.
- Denise Pelowitz, B., 2008, MCNPX 2.6.0 Extensions.
- Durante, M. and Cucinotta, F.A., 2008, Heavy ion

- carcinogenesis and human space exploration. Nature Reviews Cancer, 8(6), 465-472.
- Durante, M. and Cucinotta, F.A., 2011, Physical basis of radiation protection in space travel. Reviews of Modern Physics, 83, 1245..
- Foucard, G., 2012, Handbook of Mitigation techniques against Radiation Effects for ASICs and FPGAs., CERN.
- Hellweg, C.E. and Baumstark-Khan, C., 2007, Getting ready for the manned mission to Mars: the astronauts' risk from space radiation.

- Naturwissenschaften, 94(7), 517-526.
- Hönniger, F., 2008, Radiation damage in silicon: Defect analysis and detector properties, (Hamburg U.). p. 187.
- Jortner, J., 2000, Applications of Carbon/Carbon Composites, in Comprehensive Composite Materials, A. Kelly and C. Zweben, Editors, Pergamon: Oxford, p. 29-45.
- Kaul, R. K., Barghouty, A. F. and Dahche, H. M., 2004, Space Radiation Transport Properties of Polyethylene-Based Composites. Annals of the New York Academy of Sciences.
- Klamm, B., 2015, Passive Space Radiation Shielding: Mass and Volume Optimization of Tungsten-Doped PolyPhenolic and Polyethylene Resins.
- Li, H., Qin, Y., Yang, Y., Yao, M., Wang, X., Xu, H. and Phillpot, S., 2017, The evolution of interaction between grain boundary and irradiation-induced point defects: Symmetric tilt GB in tungsten. Journal of Nuclear Materials.
- Maurer, R., Fraeman, M., Martin, M., R. Roth, D., 2008, Harsh Environments: Space Radiation Environment, Effects, and Mitigation.
- Mouritz, A.P., 2012, Metal matrix, fibre-metal and ceramic matrix composites for aerospace applications, in Introduction to Aerospace Materials, p. 394-410.
- Mahadeo, D. M., Rohwer, L. E. S., Martinez, M., and Nowlin, R. N., 2018, Assessment of Commercial-Off-The-Shelf Electronics for use in a Short-Term Geostationary Satellite. United States: N. p., Web. doi:10.2172/1481565.
- Narici, L., Casolino, M., Di Fino, L., Larosa, M., Picozza, P., Rizzo, A. and Zacont, V., 2017, Performances of Kevlar and Polyethylene as radiation shielding on-board the International Space Station in high latitude radiation environment. Scientific Reports, 7(1), p. 1644.
- National Academies of Sciences, E. and Medicine, Testing at the Speed of Light: The State of U.S. Electronic Parts Space Radiation Testing Infrastructure, 2018, Washington, DC: The National Academies Press. 88.
- Nwankwo, V. U. J., Jibiri, N. N. and Kio, M. T., 2020, The Impact of Space Radiation Environment on Satellites Operation in Near-Earth Space, in Satellites Missions and Technologies for Geosciences .
- Rahman, M.M., Shankar, D. and Santra, S., 2017, Analysis of Radiation Environment and its Effect on Spacecraft in Different Orbits .
- Sawyer, D. M. and Vette, J. I., 1976, AP-8 trapped proton environment for solar maximum and solar minimum.
- Shoorian, S., Jafari, H., Fegghi, S.A.H. and Aslani, Gh., 2020, calculation and measurement of leakage current variation due to displacement damage for a silicon diode exposed to space protons, Journal of Space Science and Technology, 13(4), 73-81, doi: 10.30699/jsst.2021.1227
- Shoorian S., Jafari, H. and Fegghi, S. A., 2019, Investigating and Calculating of Silicon Displacement defect due to irradiation on Photodiodes Using Carrier Lifetime Changes . 25th ICOP and 11th ICEPT.
- Sicard-Piet, A., Boscher, D., Bourdarie, S., Lazaro, D., Standarovski, D. and Ecoffet, R., 2008, A new international geostationary electron model: IGE-2006, from 1 keV to 5.2 MeV. Space Weather.
- Townsend, L.W., 2005, Implications of the space radiation environment for human exploration in deep space. Radiat Prot Dosimetry, 115(1-4), 44-50.
- Xapsos, M. A., Summers, G. P., Barth, J. L., Stassinopoulos, E. G. and Burke, E. A., 1999, Probability Model for Worst Case Solar Proton Event Fluences, IEEE Trans. Nucl. Sci., 46, 1481-1485.
- Xapsos, M. A., G. P. Summers, J. L. Barth, E. G. Stassinopoulos, and E. A. Burke, 2000, Probability Model for Cumulative Solar Proton Event Fluences, IEEE Trans. Nucl. Sci., 47, 486-490.
- Ziegler, J.F., Ziegler, M. D. and Biersack, J. P., 2010, SRIM - The stopping and range of ions in matter, (2010). Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B, 2010. 268(11-12): p. 1818-1823.

## Design and calculation of a multilayer radiation shield for replacement with Al in GEO orbit

Shoorian, S.<sup>1</sup>, Jafari, H.<sup>2</sup> and Fegghi, S. A. H.<sup>3\*</sup>

1. M.Sc. Graduated, Department of Radiation Application, Faculty of Nuclear Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

2. Assistant Professor, Department of Radiation Application, Faculty of Nuclear Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

3. Professor, Department of Radiation Application, Faculty of Nuclear Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

(Received: 11 May 2021, Accepted: 20 Sep 2021)

### Summary

Protecting the electronic components against the space radiation is an important basic requirement in satellites designing and constructing. One of the most common radiation shields for satellites is the addition of aluminum to achieve the desired radiation levels. However, in environments such as the GEO circuit where electrons are predominant, thick aluminum walls are not the most effective beam shields, as they are not able to attenuate the secondary X-rays caused by the electrons colliding with the shielding material. In general, materials with higher atomic numbers, such as tantalum, can severely attenuate X-rays, but when used as their own electron shield, they generate more secondary X-rays and impose more weight on the system. Today, polyethylene is a well-known material in the field of protection due to its high level of hydrogen, low density, ease of use and reasonable price, and is used as a benchmark for comparing the efficiency and effectiveness of other protection materials. There is a lighter method of protection called multilayer which works well in electronic environments as well as protecting against energetic protons. In designing and manufacturing radiation protection, proper selection of material and layer thickness is very important in reducing the dose and optimizing the weight. This requires experimental or computational work. Despite the accuracy of the experimental method, because practical experiments are costly and require a long time to run, and due to lack of access to space radiation testing laboratories, using computational and simulation methods can save time and budget.

In this work, the influence of different structures in space radiation shielding has been evaluated using MCNPX Monte Carlo code. Therefore, the induced dose was calculated in a silicon component. A graded-z shield consisting of aluminum, carbon and polyethylene was proposed. The operation of the graded-z shield in various dose ranges has been investigated and compared with aluminum and polyethylene. Due to the importance of weight factor in the design of space systems, this factor is considered as one of the criteria for optimizing the thickness of the designed protection layers in comparison with aluminum and polyethylene protection for low-risk, medium and high-risk periods. The energy and flux of space rays for a mission in the GEO orbit that began in early 2021 and lasts for 5 years is provided by the Space Environment Information System (SPENVIS). The results showed that by replacing the conventional aluminum shield with the graded-z shield in specified dose ranges, weight reduction of 22/12% will be achieved in maximum case. For medium and low risk ranges, the use of multilayer protection is more sensible in terms of weight than aluminum protection. In addition, if it is not necessary to use aluminum boxes to place electronic components inside the satellite, use polyethylene shield in terms of weight budget in high risk mode with 17.65%, medium risk 13.16% and low risk with 19.23% difference compared to aluminum protection is cost effective. Advantage in the field of manufacturing new materials such as aerogels and the placement of these lightweight materials can lead to lighter shields.

**Keywords:** Absorbed dose, Space radiation, GEO, Multilayer shield, Satellite.

---

\* Corresponding author:

a\_fegghi@sbu.ac.ir