

Using Space Radiation Shielding Made of Polyethylene instead of Aluminum in GEO Orbit in order to Reduce Weight

Pedram Hajipour^{1*}, Leila Mohammadi², Azam Eidi³, Sara Shoorian⁴, Nahid Eidi Esfiani⁵, and S. Amir Hossein Fegghi⁶

1. Instructor, Satellite Communication Group, Faculty of Communications Technology, ICT Research Institute, Tehran, Iran
2. Assistant Professor, Satellite Communication Group, Faculty of Communications Technology, ICT Research Institute, Tehran, Iran
3. M.Sc., Satellite Communication Group, Faculty of Communications Technology, ICT Research Institute, Tehran, Iran
4. M.Sc., Graduated, Faculty of Nuclear Engineering, Shahid Beheshti University. Tehran. Iran
5. M.Sc., Graduated, Faculty of Nuclear Engineering, Shahid Beheshti University. Tehran. Iran
6. Professor, Faculty of Nuclear Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

Corresponding Author Email: hajipour@itrc.ac.ir*

One of the damaging factors for the proper functioning of telecommunication payloads are high energy ionizing particles in space, which the use of a proper shield is a way to deal with it. In the design of protection, several factors, such as the type of part and the amount of weight acceptable for the payload. etc. must be taken into consideration. In recent years, in order to reduce the costs of construction and launch, the use of non-space components has been favored. Therefore, the use of shields with suitable material in with radiation resistance, with respect to the weight budget considerations, will be one of the important challenges. In this paper, the aim is to investigate the methods of reducing the weight budget considering with respect to the radiation damage of ionizing dose. In this regard, a five-year technology development mission in the GEO orbit has been predicted, and the results of simulations and testing of aluminum and polyethylene shielding to check ionizing dose damage, according to the initial and reference weight budget, have been presented and compared. The analysis and evaluation of the test results using polyethylene protection show a 17.21 percent reduction between the two external and internal radiation meters.

Keywords: Space radiation, Aluminum and polyethylene Shields, Total ionizing Dose, Weighted budget, Space radiation test

به کارگیری حفاظسازی تشعشعات فضایی از جنس پلی اتیلن به جای آلومینیوم در مدار GEO به منظور کاهش وزن

پدرام حاجی پور^{۱*}، لیلا محمدی^۲، اعظم عیدی^۳، سارا شوریان^۴، ناهید عیدی اسفینیانی^۵ و سید امیر حسین فقهی^۶

۱-۳ و ۲- پژوهشکده فناوری ارتباطات، پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات، تهران، ایران

۴-۵ و ۶- دانشکده مهندسی هسته‌ای، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

ایمیل نویسنده مخاطب: hajipour@itrc.ac.ir

یکی از عوامل آسیب‌زا برای عملکرد مناسب محموله‌های مخابراتی، ذرات پرانرژی یونیزان در فضا می‌باشند که استفاده از حفاظ مناسب، از راه کارهای مقابله با آن در نظر گرفته می‌شود. در طراحی حفاظ عوامل متعددی از جمله نوع قطعه و میزان وزن قابل قبول برای محموله و غیره می‌بایست مورد توجه قرار گیرند. در سال‌های اخیر به‌منظور کاهش هزینه‌های ساخت و پرتاب، به کارگیری قطعات غیر فضایی مورد اقبال قرار گرفته است. بنابراین، استفاده از حفاظ با جنس مناسب به گونه‌ای که علاوه بر مقاومت در برابر تشعشعات، بتواند ملاحظات بودجه وزنی را نیز تأمین نماید، از چالش‌های مهم در این حوزه خواهد بود. در این مقاله، هدف بررسی روش‌های کاهش بودجه وزنی با ملاحظه آسیب پرتویی ذریونیزان می‌باشد. در همین راستا، یک ماموریت توسعه فناوری پنج ساله در مدار GEO، پیش‌بینی شده و نتایج شبیه‌سازی‌ها و آزمایش حفاظ از دو جنس آلومینیوم و پلی اتیلن برای بررسی آسیب ذر یونیزان، بر حسب بودجه وزنی اولیه و مرجع، ارائه و مقایسه شده است. تحلیل و ارزیابی نتایج آزمایش در به‌کارگیری از حفاظ پلی اتیلن کاهش ۱۷/۲۱ درصدی مابین دو سنجنده تشعشع بیرونی و داخلی را نشان می‌دهد. تحلیل و ارزیابی نتایج آزمایش در به‌کارگیری از حفاظ پلی اتیلن کاهش ۱۷/۲۱ درصدی مابین دو سنجنده تشعشع بیرونی و داخلی را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: تشعشعات فضایی، حفاظ‌های آلومینیوم و پلی اتیلن، ذر یونیزان کل، بودجه وزنی، آزمایش تشعشعات فضایی

RHA
SEE
TNID
TID
TIDS

تضمین مقاومت تابشی
آسیب اثرات تک رخدادی
ذر غیر یونیزان کل
ذر یونیزان کل
حساسیت ذر یونیزان کل

DD
ESA
RDM

علائم و اختصارات

آسیب جابه‌جایی
آژانس فضایی اروپا
حاشیه طراحی تشعشع

مقدمه

محیط فضایی شامل پرتوها و ذرات اتمی پر انرژی بوده که در طول زمان و در فواصل مختلف برای یک ماموریت فضایی، دارای شدت و اثرات متفاوتی می‌باشند. یکی از چالش‌های مهم در ماموریت‌های فضایی حضور همین نوع ذرات است که می‌توانند بر حسب نوع و طول ماموریت فضایی انرژی خود را در سیستم، زیرسیستم و یا حتی یک قطعه به کاررفته بر جای گذاشته و اثرات مخربی در عملکرد مطلوب آن‌ها ایجاد کنند [۱]. پیش از تعیین آسیب‌های پرتویی تاثیرگذار بر انتخاب حفاظ تشعشعات فضایی، لازم است در ابتدا به معرفی و دسته بندی محیط موجود در فضا از منظر تشعشعات فضایی پرداخته شود. به‌طور کلی، سه نوع چشمه از تابش‌های یونیزان در فضا وجود دارد که قادرند هر کدام از آسیب‌های پرتویی را ایجاد نمایند [۲-۴]:

۱- تابش‌های کیهانی

۲-ذرات تولید شده در طوفان خورشیدی

۳-ذرات محبوس درون مگنتوسفر زمین

آسیب‌های پرتویی ناشی از این نوع ذرات باردار، به سه دسته آسیب دز یونیزان کل (TID)^۱، آسیب جابه‌جایی (DD)^۲ و آسیب اثرات تک‌رخداد (SEE)^۳ تقسیم می‌شوند. برخی از این نوع آسیب‌ها، اختلال‌های گذرا ایجاد می‌کنند، در حالی که برخی دیگر سبب اثرات دائمی می‌شوند. باید توجه داشت می‌توان آسیب‌های تخریبی ناشی از پرتوهای فضایی را با کمک حفاظ تا حد زیادی کاهش داد [۵]. هر چند حفاظ باعث بهبود عملکرد ماهواره می‌شود اما از سوی دیگر موجب افزایش وزن ماهواره خواهد شد. بنابراین، انتخاب جنس حفاظ الزاماتی دارد. در مرجع [۶]، مواد ممنوعه در فضا اسم برده شده است که از آن جمله می‌توان به کادمیوم^۴، قلع، روی و غیره اشاره کرد. در غالب ماموریت‌های فضایی آلومینیوم (AL)، با توجه به ویژگی‌های مختلف آن از جمله مقاومت بالا در برابر اکسایش، رسانایی بالا برای گرما و غیره ماده رایج استفاده شده در فضاپیماها و ماهواره‌ها به‌عنوان حفاظ پرتویی و دیواره‌های سازه بوده است. طراحی حفاظ می‌تواند به روشی انجام شود که افزایش وزن هزینه‌های زیادی را به ماموریت تحمیل نکند. اولین راهکار، به‌کارگیری حفاظی با ضریب وزنی کمتر با میزان کاهش اثرات آسیب پرتویی بیشتر نسبت به آلومینیوم خواهد بود. دومین راهکار به‌کارگیری حفاظ محلی به‌منظور افزایش تاب‌آوری بردهای حاوی قطعات حساس به تشعشعات در مقابل تشعشعات فضایی می‌باشد که می‌تواند با حفاظ محلی یا موضعی کاهش

محسوسی در بودجه وزنی حفاظ ایجاد نماید. راهکار سوم به‌کارگیری حفاظ‌های چند لایه با جنس‌های مختلف بوده که می‌تواند منجر به پراکندگی بیشتر دز یونیزان کل و در نتیجه کاهش اثرات مخرب پرتویی گردد [۷-۸].

در سال‌های اخیر به‌کارگیری مواد جدیدی در حفاظ و سازه ماهواره به جهت بهبود عملکرد و به ویژه کاهش بودجه وزنی مورد توجه قرار گرفته است [۹-۱۰]. یکی از این مواد، پلی‌اتیلن (PE) بوده که بواسطه سطح بالای هیدروژناسیون^۵، سهولت به‌کارگیری^۶ و ماشین‌کاری و هزینه کمتر، طراحی حفاظ تشعشعات فضایی را برای یک ماموریت فضایی تسهیل می‌کند [۱۱]. پلی‌اتیلن به آسانی در دسترس، غیر سمی و از نظر شیمیایی پایدار است که این ویژگی‌ها آن را به یک ماده مرجع مناسب حفاظ تبدیل می‌کند [۱۲]. وجود هیدروژن بالا در پلی‌اتیلن موجب جذب و پخش پرتوها توسط اتم‌های هیدروژن و عملکرد مناسب حفاظ می‌شود. هم‌چنین دانشمندان ناسا ماده‌ی محافظ جدید مبتنی بر پلی‌اتیلن به نام RXF1 اختراع کرده‌اند که حتی از آلومینیوم نیز قوی‌تر و سبک‌تر است [۱۳]. در مرجع [۱۴]، یک نوع حفاظ پلی‌اتیلن مولکولی ارایه شده که با توجه به آزمایش‌های حرارتی در دمای بالا و آزمایش‌های محیطی به عنوان یک روش موثر در برابر پرتوهای کیهانی می‌باشد. طراحی ماهواره با توجه به هزینه بالای آن، مستلزم کمترین خطای ممکن برای افزایش طول عمر ماهواره و موفقیت ماموریت فضایی و به‌طور کلی قابلیت اطمینان آن می‌باشد. بقا و عملکرد موفق سیستم‌های فضایی در محیط تابشی فضا با اجرای فرآیند تضمین مقاومت تابشی که با عنوان RHA^{۱۰} شناخته می‌شود، به‌دست می‌آید. RHA همه فعالیت‌هایی که عملکرد صحیح قطعات الکترونیکی یا مخابراتی بعد از قرارگیری در معرض تابش‌های فضایی را تضمین می‌کند، شامل می‌شود [۳] و [۱۵]. بنابراین، لازم است در گام اول محیط تابشی ماموریت فضایی با استفاده از الزامات ماموریت (ارتفاع‌مداری، زمان پرتاب، طول ماموریت فضایی) و مدل‌های معرفی شده برای محیط تابشی مورد بررسی اولیه قرار گیرد. سپس در گام دوم، بررسی اثرات آسیب‌های پرتویی و حفاظ مورد نیاز توسط تحلیل سکتوری^{۱۱} در یک فضای سه بعدی بر مبنای مونت‌کارلو (نرم‌افزاری) تا سطح قطعه مشخص گردد [۱۶]. نهایتاً در گام سوم، حساسیت تابشی هر قطعه مورد نظر در ماموریت فضایی مورد آزمایش قرار گیرد. طراحی یک تجهیز الکترونیکی یا مخابراتی در هر ماموریت فضایی زمانی اعتبار دارد که آن تجهیز بتواند الزامات عملکردی خود را تحت پرتوگیری محیط تابشی فضا با یک حاشیه کافی حساسیت طراحی تشعشعات^{۱۲} (RDM) تحقق

7. Local shield
8. Hydrogenation
9. Easiness of handling
10. Radiation hardness assurance
11. Sector analysis
12. Radiation design margin

1. Shield
2. Space radiation
3. Total Ionizing Dose
4. Displacement Damage
5. Single Event Effects
6. Cadmium

می توان مقدار آسیب مخرب شامل آسیب دز یونیزان، آسیب غیر یونیزان و آسیب جابه جایی را محاسبه نمود [۱۹]. با توجه به بررسی های انجام شده در مرجع [۲۰]، امروزه بررسی به کارگیری و استفاده از ماهواره های GEO با طول عمر کمتر از ۱۵ سال مورد توجه طراحان و سازندگان این نوع ماهواره ها قرار گرفته است. علاوه بر این، تمایل به استقرار ماهواره هایی با طول عمر کمتر از آنچه در الزام طراحی و ساخت اولیه آنها ارایه شده، افزایش یافته است. البته چنین موضوعی نیاز به طراحی های جدید با قابلیت های پیشرفته دارد که بتواند که نیازهای بازار خدمات ماهواره ای را تامین نماید. این شرایط می تواند به جایگزینی یک سیستم ماهواره با یک سیستم ماهواره ای روزتر و کارآمدتر کمک شایانی کند. البته می بایست فناوری هایی که منجر به کارایی مقرون به صرفه تر در این حوزه می گردد نیز در طراحی و ساخت ماهواره مورد توجه قرار گیرد [۲۱]. علاوه بر این، با توجه به گران بودن قطعات فضایی با تحمل پذیری زیاد^۴ در برابر تشعشعات فضایی و همچنین وجود تحریم ها، تامین قطعات فضایی برای ماموریت های طولانی مدت امکان پذیر نبوده و رویکرد استفاده از قطعات موجود و غیر فضایی مانند قطعات نظامی و تجاری در ماموریت های توسعه فناوری ماهواره های بومی در اولویت قرار گرفته است. بنابراین، با توجه به الزامات سطح بالای مطرح شده، طول ماموریت فضایی پیش بینی شده در مقاله، ۵ سال و برای مدار GEO در طول جغرافیایی ۸۱ درجه شرقی می باشد. از آن جا که چرخه خورشیدی بر مشخصه پرتویی محیط فضا تاثیر داشته و در نتیجه زمان پرتاب ماهواره فاکتوری اساسی در تعیین محیط پرتویی فضا می باشد، برای انجام شبیه سازی زمان پرتاب ماهواره در اول ژوئن ۲۰۲۱ میلادی در نظر گرفته شده است. علت این موضوع تحلیل بدترین شرایط^۵ در انجام شبیه سازی بوده که با توجه به طول دوره ماموریت ۵ ساله ماهواره و داده های ارائه شده در [۲۲]، در این بازه ماهواره در بدترین شرایط خورشیدی پیش بینی شده در مدار قرار خواهد گرفت. مدل های انتخابی برای ذرات باردار پیش بینی شده در شبیه سازی در جدول ۱ ارایه شده است. برای تعیین مقدار دز بر حسب ضخامت از منوی shield-dose2 در نرم افزار SPENVIS استفاده شده است. باید توجه داشت که در مرحله اول طراحی، حفاظ تشعشعات فضایی از جنس آلومینیوم به منظور پوشش جبهه های پیش بینی شده برای هر کدام از بردهای موجود در طراحی استفاده می گردد. در ادامه نیز، راه کارهای به کارگیری حفاظ با مواد دیگر برای کاهش بودجه وزنی حفاظ تشعشعات فضایی با توجه به نتایج شبیه سازی و آزمایش بر حسب پارامترهای موجود مورد ارزیابی و مقایسه قرار خواهد گرفت [۳].

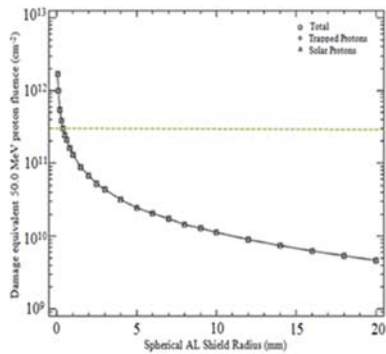
بخشد. برای تحقق این هدف در ابتدا باید محیط تشعشعات فضایی به خوبی شناخته شده و مدل سازی گردد. ماهیت پرتوها و شار آن ها به طور قابل ملاحظه ای وابسته به مکان و زمان ماموریت فضایی خواهد بود. بعد از انتخاب مدل های تابشی، میزان دز یونیزان بر حسب ضخامت حفاظ (آلومینیوم) محاسبه می شود. باید توجه داشت که اثرات دز یونیزان کل با توجه به میزان RDM در طول ماموریت فضایی به دست خواهد آمد [۳] و [۱۷]. میزان RDM با توافق کارفرما و مجری پروژه فضایی تعیین می گردد و کمترین مقدار آن برابر با یک است [۱۷]. یکی از راهکارهای کاهش این گونه اثرات خصوصا برای اثرات تخریبی TID، استفاده از حفاظ های غیرفعال^۱ می باشد. با این وجود، افزودن هر نوع حفاظ به سیستم فضایی سبب افزایش بودجه وزنی می گردد. در این مقاله، به بررسی اثرات آسیب های پرتویی یونیزان در یک طول ماموریت فضایی مشخص که در ادامه توضیح داده خواهد شد، با تکیه بر نتایج شبیه سازی، انجام آزمایش و الزامات مطرح شده در این حوزه پرداخته شده است. علاوه بر این، راه کارهای تاثیرگذار در کاهش بودجه وزنی حفاظ به کاررفته با ملاحظه عملکرد درست و همچنین تضمین بقای هر کدام از بخش ها، مورد بررسی قرار خواهد گرفت. برای تحقق این هدف در بخش بررسی نتایج شبیه سازی از نرم افزارهای SPENVIS، MATLAB و همچنین کد MCNPx استفاده شده و همچنین آزمایش پرتو دهی با منبع کبالت^{۶۰} در آزمایشگاه SSDL مرکز تحقیقات سلامت و کشاورزی استان البرز انجام شده است. در بخش اول به بررسی مشخصات ماموریت فضایی و محدودیت های پیش بینی شده در این مقاله خواهیم پرداخت. در بخش دوم به بررسی نحوه مقابله با آسیب پرتویی شامل آسیب دز غیر یونیزان و دز یونیزان با توجه به الزامات مطرح شده و تمرکز بر بودجه وزنی مازاد ایجاد شده در پروژه در مقایسه با بودجه وزنی مرجع [۱۸]، پرداخته خواهد شد. در این بررسی ها، بر نتایج حاصل از شبیه سازی و آزمایش حفاظ تشعشعات فضایی از جنس آلومینیوم و پلی اتیلن پرداخته خواهد شد. بر این اساس، به منظور بررسی راه کارهای کاهش بودجه وزنی، شیوه به کارگیری حفاظ پلی اتیلنی مورد بررسی و ارزیابی قرار خواهد گرفت.

مشخصات ماموریت فضایی پیش بینی شده

در این بخش به منظور انجام شبیه سازی و بررسی اثرات دز یونیزان از نرم افزار SPENVIS استفاده شده است. این نرم افزار تحت وب بوده و از نرم افزارهای مهم و کاربردی آژانس فضایی اروپا (ESA) برای شبیه سازی محیط فضایی و بررسی اثرات تابش می باشد. نرم افزار SPENVIS، توسط آژانس فضایی بلژیک توسعه یافته که در آن

4. Rad hard
5. Worst case analysis

1. Passive shield
2. Cobalt ⁶⁰
3. European Space Agency



شکل ۱- مقدار شار معادل پروتون 50 MeV

جدول ۱- مشخصات مدل ذرات باردار پیش‌بینی‌شده در نرم افزار SPENVIS

نوع مدل انتخابی	نوع ذرات
IGE2006/POLE (Model version: upper flux)	الکترون‌های به دام افتاده
AP8-MAX (Model version: solar-Maximum)	پروتون‌های به دام افتاده
ESP-PSYCHIC (total-fluence) Ion range:H to U Confidence level (%):95	پروتون‌های خورشیدی
ISO 15390 Ion range:H to U (solar activity data: Solar minimum (May 1996))	اشعه‌های کیهانی کهکشانی ^۱

در ادامه به بررسی اثرات آسیب پرتویی در طول ماموریت فضایی مفروض و بر حسب الزامات مطرح‌شده پرداخته خواهد شد.

بررسی اثرات آسیب جابه‌جایی در طول ماموریت

با توجه به استاندارد ECSS-Q-ST-60-15C در مرجع [۱۷]، مقداری که برای ارزیابی آسیب جابه‌جایی در نظر گرفته شده، شار معادل پروتون‌های 50 MeV و برابر با 2×10^{11} p/cm² می‌باشد در نتیجه قطعاتی که باید نسبت به این اثر بررسی و کنترل شوند در دو دسته قرار به شرح زیر قرار می‌گیرند:

- ۱- دسته اول با عنوان all که بیانگر حساسیت این قطعات در تمامی مقادیر دز
- ۲- قطعات با دزهای بالاتر از ۳۰۰ کیلوراد سیلیکون

قطعاتی که در دسته all قرار دارند، در صورت حضور در ماموریت فضایی، حتما باید میزان تحمل این قطعات به‌دست آید و در صورت برآورده نکردن RDM می‌بایست ملاحظات تابشی در نظر گرفته شود. در هر ماموریت فضایی اگر میزان $TNIDL > 2 \times 10^{11}$ باشد، یعنی اگر شارش محیط (TNIDL) بیشتر از این مقدار بود، قطعات استفاده شده در آن ماموریت، باید بررسی و میزان مقاومت تابشی محصول به‌دست آید. در شکل ۱ نتایج حاصل از شبیه‌سازی برای ماموریت فضایی پیش‌بینی شده آورده شده است. با توجه به اینکه در ماموریت پیش‌بینی شده در این مقاله میزان TNIDL بر حسب حفاظ آلومینیومی (با فرض داشتن حداقل ضخامت اولیه روی جعبه‌های موجود به میزان ۳ میلی‌متر و حداقل ضخامت سازه ماهواره به میزان ۱ میلی‌متر)، مقادیر به‌دست‌آمده از این مقدار کمتر (2×10^{11} p/cm²) است. بنابراین، قطعات به‌کار رفته در بردهای موجود در هر نوع پروژه فضایی به لحاظ آسیب جابه‌جایی ایمن می‌باشند.

بررسی اثرات دز یونیزان در طول ماموریت فضایی

در هر نوع پروژه فضایی بر اساس میزان ضخامت پیش‌بینی شده (بر اساس حداکثر بودجه وزنی پیش‌بینی شده برای بخش حفاظ تشعشعات فضایی در طول ماموریت فضایی) برای هر کدام از بردهای حساس به تشعشعات فضایی می‌توان میزان^۳ TIDL (میزان دز در مکان محاسبه شده یا اندازه‌گیری شده) را تعیین نمود. سپس با توجه به میزان RDM پیش‌بینی‌شده در هر ماموریت، میزان^۴ TIDS (میزان حساسیت قطعات با رده‌های مختلف نسبت به پرتو) بردهای موجود در ماموریت تعیین می‌گردد. مفهوم حاشیه طراحی تابشی یا RDM طبق رابطه (۱) برابر با نسبت مقدار TIDS (مقدار تحمل TID در قطعه مورد نظر) به مقدار TIDL (سطحی از TID که به قطعه مورد نظر می‌رسد) تعریف می‌شود [۱].

$$RDM = \frac{TIDS}{TIDL} \quad (1)$$

در رابطه (۱)، میزان^۵ TIDL بر حسب ضخامت حفاظ را می‌توان مطابق با جدول ۲ که با در نظر گرفتن مشخصات ماموریت فضایی در نرم‌افزار SPENVIS شبیه‌سازی شده، برای قطعات و بردهای مختلف پروژه تعیین نمود. نهایتاً، بر حسب میزان RDM مطابق با رابطه (۱)، می‌توان تعیین نمود که بر حسب مقدار TIDL موجود، مقدار TIDS مورد نظر در پروژه تامین می‌گردد یا خیر [۳].

چگونگی تخصیص بودجه وزنی به منظور ارایه حفاظ تشعشعات فضایی

حال می‌توان بر اساس جدول ۲، میزان TIDL را بر حسب رابطه (۱)، تعیین نمود. در نهایت می‌توان بر اساس نتایج به‌دست آمده،

4. Total ionizing dose sensitivity
5. TID level

1. Galactic Cosmic Radiations (GCR)
2. Total non-ionizing dose level
3. Total ionizing dose level

قطعاتی با رده غیرفضایی در طراحی و ساخت سیستم ماهواره GEO استفاده شده است [۲۴]. بنابراین، میزان TIDS پیش‌بینی شده برای بردهای موجود در پروژه در رده قطعات نظامی به میزان حداکثر ۳۰ کیلو راد در نظر گرفته شده است. هم‌چنین ابعاد جعبه فرضی پیش‌بینی‌شده در طول ماموریت فضایی برابر با $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ پیش‌بینی شده است [۳] و [۹].

می‌توان پیش‌بینی نمود که آیا قطعه بکار رفته دارای میزان TIDS مورد نیاز می‌باشد یا خیر. بر اساس مرجع [۲۳]، میزان RDM برای مدار GEO مابین ۱/۲ تا ۲ می‌باشد. بنابراین، در ماموریت پیش‌بینی شده در مقاله، میزان RDM برابر با ۱/۵ در نظر گرفته شده است. در این مقاله با توجه به طول عمر ماموریت فضایی پیش‌بینی شده و هم‌چنین هزینه بالای قطعات فضایی، از

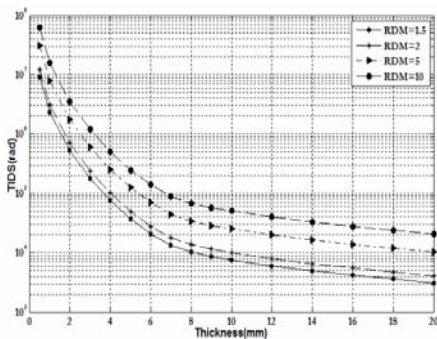
جدول ۲- مقدار دز بر حسب ضخامت آلومینیوم بر حسب طول ماموریت فضایی پیش‌بینی‌شده در جدول ۱ [۳]

ضخامت جاذب آلومینیوم			مجموع	الکترون‌های به دام افتاده	تشعشع ترمزی	پروتون‌های به دام افتاده	پروتون‌های خورشیدی	الکترون‌های به دام افتاده و تشعشع خورشیدی	پروتون‌های به دام افتاده و تشعشع خورشیدی
(mm)	(mils)	(g cm ⁻²)							
0.050	1.968	0.014	$2.167 \times 10^{+08}$	$2.156 \times 10^{+08}$	$4.640 \times 10^{+05}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$5.988 \times 10^{+05}$	$2.161 \times 10^{+08}$	$2.161 \times 10^{+08}$
0.100	3.937	0.027	$8.333 \times 10^{+07}$	$8.276 \times 10^{+07}$	$2.116 \times 10^{+05}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$3.597 \times 10^{+05}$	$8.297 \times 10^{+07}$	$8.297 \times 10^{+07}$
0.200	7.874	0.054	$3.033 \times 10^{+07}$	$3.002 \times 10^{+07}$	$9.368 \times 10^{+04}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$2.133 \times 10^{+05}$	$3.012 \times 10^{+07}$	$3.012 \times 10^{+07}$
0.300	11.811	0.081	$1.576 \times 10^{+07}$	$1.555 \times 10^{+07}$	$5.619 \times 10^{+04}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$1.548 \times 10^{+05}$	$1.561 \times 10^{+07}$	$1.561 \times 10^{+07}$
0.400	15.748	0.108	$9.427 \times 10^{+06}$	$9.268 \times 10^{+06}$	$3.839 \times 10^{+04}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$1.207 \times 10^{+05}$	$9.307 \times 10^{+06}$	$9.307 \times 10^{+06}$
0.500	19.685	0.135	$6.144 \times 10^{+06}$	$6.016 \times 10^{+06}$	$2.855 \times 10^{+04}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$9.935 \times 10^{+04}$	$6.045 \times 10^{+06}$	$6.045 \times 10^{+06}$
0.600	23.622	0.162	$4.294 \times 10^{+06}$	$4.187 \times 10^{+06}$	$2.249 \times 10^{+04}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$8.536 \times 10^{+04}$	$4.209 \times 10^{+06}$	$4.209 \times 10^{+06}$
0.800	31.496	0.216	$2.451 \times 10^{+06}$	$2.370 \times 10^{+06}$	$1.560 \times 10^{+04}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$6.542 \times 10^{+04}$	$2.386 \times 10^{+06}$	$2.386 \times 10^{+06}$
1.000	39.370	0.270	$1.587 \times 10^{+06}$	$1.523 \times 10^{+06}$	$1.188 \times 10^{+04}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$5.273 \times 10^{+04}$	$1.535 \times 10^{+06}$	$1.535 \times 10^{+06}$
1.500	59.055	0.405	$6.866 \times 10^{+05}$	$6.434 \times 10^{+05}$	$7.375 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$3.576 \times 10^{+04}$	$6.508 \times 10^{+05}$	$6.508 \times 10^{+05}$
2.000	78.740	0.540	$3.528 \times 10^{+05}$	$3.210 \times 10^{+05}$	$5.311 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$2.649 \times 10^{+04}$	$3.263 \times 10^{+05}$	$3.263 \times 10^{+05}$
2.500	98.425	0.675	$1.994 \times 10^{+05}$	$1.744 \times 10^{+05}$	$4.151 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$2.094 \times 10^{+04}$	$1.785 \times 10^{+05}$	$1.785 \times 10^{+05}$
3.000	118.110	0.810	$1.199 \times 10^{+05}$	$9.931 \times 10^{+04}$	$3.426 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$1.715 \times 10^{+04}$	$1.027 \times 10^{+05}$	$1.027 \times 10^{+05}$
4.000	157.480	1.080	$5.061 \times 10^{+04}$	$3.574 \times 10^{+04}$	$2.567 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$1.231 \times 10^{+04}$	$3.831 \times 10^{+04}$	$3.831 \times 10^{+04}$
5.000	196.850	1.350	$2.474 \times 10^{+04}$	$1.330 \times 10^{+04}$	$2.073 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$9.359 \times 10^{+03}$	$1.538 \times 10^{+04}$	$1.538 \times 10^{+04}$
6.000	236.220	1.620	$1.392 \times 10^{+04}$	$4.577 \times 10^{+03}$	$1.750 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$7.596 \times 10^{+03}$	$6.327 \times 10^{+03}$	$6.327 \times 10^{+03}$
7.000	275.590	1.890	$8.935 \times 10^{+03}$	$1.160 \times 10^{+03}$	$1.516 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$6.258 \times 10^{+03}$	$2.676 \times 10^{+03}$	$2.676 \times 10^{+03}$
8.000	314.960	2.160	$6.803 \times 10^{+03}$	$1.919 \times 10^{+02}$	$1.339 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$5.271 \times 10^{+03}$	$1.531 \times 10^{+03}$	$1.531 \times 10^{+03}$
9.000	354.330	2.430	$5.763 \times 10^{+03}$	$6.484 \times 10^{+00}$	$1.203 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$4.553 \times 10^{+03}$	$1.210 \times 10^{+03}$	$1.210 \times 10^{+03}$
10.000	393.700	2.700	$5.027 \times 10^{+03}$	$1.352 \times 10^{+01}$	$1.095 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$3.932 \times 10^{+03}$	$1.095 \times 10^{+03}$	$1.095 \times 10^{+03}$
12.000	472.440	3.240	$4.026 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$9.303 \times 10^{+02}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$3.096 \times 10^{+03}$	$9.303 \times 10^{+02}$	$9.303 \times 10^{+02}$
14.000	551.180	3.780	$3.294 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$8.114 \times 10^{+02}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$2.483 \times 10^{+03}$	$8.114 \times 10^{+02}$	$8.114 \times 10^{+02}$
16.000	629.920	4.320	$2.774 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$7.201 \times 10^{+02}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$2.054 \times 10^{+03}$	$7.201 \times 10^{+02}$	$7.201 \times 10^{+02}$
18.000	708.660	4.860	$2.390 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$6.459 \times 10^{+02}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$1.744 \times 10^{+03}$	$6.459 \times 10^{+02}$	$6.459 \times 10^{+02}$
20.000	787.400	5.400	$2.066 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$5.848 \times 10^{+02}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$1.481 \times 10^{+03}$	$5.848 \times 10^{+02}$	$5.848 \times 10^{+02}$

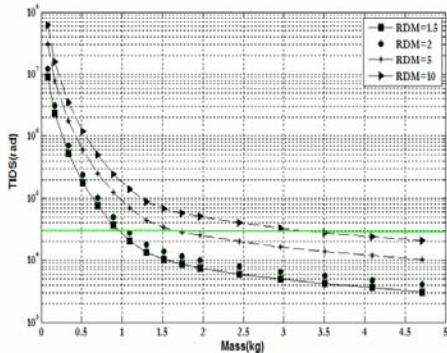
(مانند حفاظ محلی و حفاظ‌های غیر آلومینیومی)، استفاده نمود. قابل ذکر است مقادیر به‌دست آمده در شکل ۳ برای ماموریت فضایی پیش‌بینی شده استخراج شده است. در جدول ۴، مقدار بودجه وزنی به‌دست‌آمده برای حفاظ آلومینیومی به ازای RDM=1.5, 2, 5, 10 و هم‌چنین میزان ثابت $TIDS \approx 30 \text{krad}$ ارایه شده است.

جدول ۳- پارامترهای به‌کار رفته در شکل ۲

پارامتر	توضیحات
$M_{\text{Reference}}$	وزن مرجع پیش‌بینی شده در مرجع [۱۸]
M_{initial}	وزن حاصل از بخش طراحی شده
ΔM	اختلاف وزنی حاصل از تفاوت M_{initial} و $M_{\text{Reference}}$
ρ	چگالی فلز بکار رفته در طراحی حفاظ (مانند آلومینیوم)
V_{Shield}	میزان حجم حفاظ ایجاد شده بر حسب ΔM بر حسب سانتی متر مکعب
Δd	میزان حداکثر ضخامت مازاد حفاظ بر اساس ابعاد واقعی (X, Y, Z) جعبه‌های بکار رفته در ماموریت



(الف)



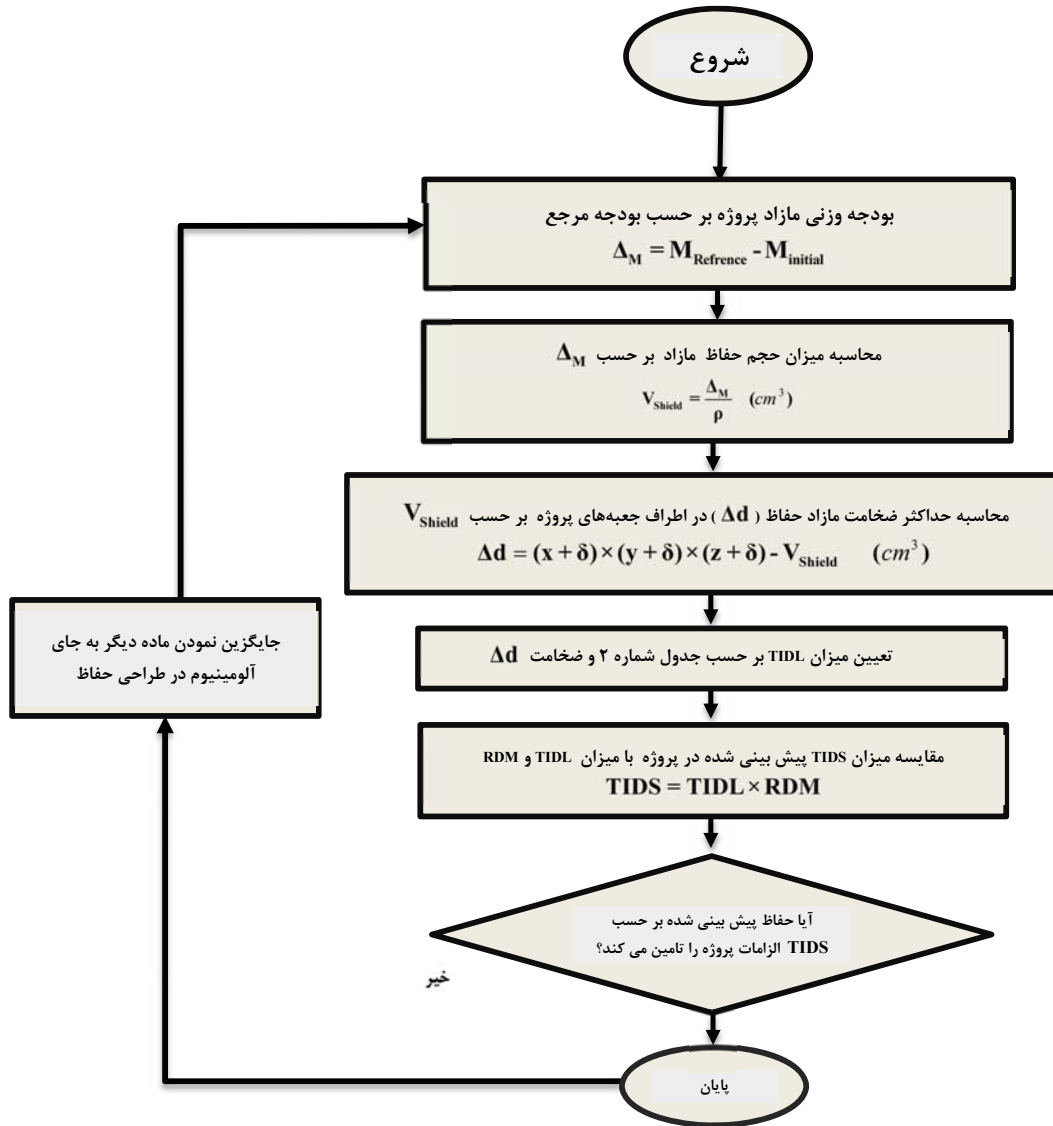
(ب)

شکل ۳ - میزان TIDS بر حسب (الف) وزن حفاظ آلومینیومی و (ب) ضخامت حفاظ آلومینیومی

به‌طور کلی، با توجه به نوع قطعات به‌کار رفته در هر پروژه فضایی، بعد از مرحله طراحی و ساخت کل پروژه، می‌بایست تخمینی از بودجه وزنی کل ناشی از تمام قطعات خریداری شده و یا ساخته شده بر اساس میزان RDM که جزوه الزامات بالادستی هر پروژه فضایی می‌باشد، ارایه گردد. در این مرحله با توجه به الزامات بودجه وزنی پیش‌بینی شده، می‌توان بودجه وزنی اولیه را نسبت به بودجه وزنی مرجع سنجید. در این حالت اگر بودجه وزنی اولیه بیشتر از بودجه وزنی مرجع به‌عنوان الزام طراحی و ساخت باشد، می‌بایست راه‌کارهایی مانند جایگزینی قطعات و یا تغییر روند طراحی و ساخت قطعات مورد توجه قرار گیرد تا بودجه وزنی اولیه در حاشیه امنی نسبت به الزام مربوطه در این بخش باشد. در این مقاله بودجه وزنی قطعات موجود در پروژه نسبت به بودجه وزنی قطعات موجود نسبت به یک مرجع معتبر مورد بررسی و ارزیابی قرار می‌گیرد. در این شرایط با توجه به تفاوت وزن اولیه و الزامات موجود در این بخش و میزان چگالی ماده حفاظ، حداکثر ضخامت حفاظ را بر حسب بودجه وزنی آن تعیین نمود. البته ممکن است این حفاظ کافی نبوده که راه‌کارهایی مانند حفاظ موضعی یا به‌کارگیری مواد با تحمل‌پذیری بیشتر در مقابل تشعشعات فضایی و بودجه وزنی کمتر مورد توجه قرار گیرد که در ادامه توضیح داده خواهد شد. برای این منظور مطابق با شکل ۲، فلوجارت تعیین میزان بودجه وزنی حفاظ بر اساس میزان بودجه وزنی مازاد در پروژه و هم‌چنین میزان TIDS پیش‌بینی شده در پروژه ارایه شده است. در این فلوجارت مطابق با جدول شماره ۳، در مرحله اول میزان بودجه وزنی مازاد به‌منظور طراحی حفاظ، می‌بایست از تفاوت بودجه وزنی اولیه ماموریت (M_{initial}) و بودجه وزنی مرجع [۱۸] ($M_{\text{Reference}}$) تعیین گردد. در مرحله دوم حجم حفاظ بر حسب جنس آلومینیوم ($\rho = 0.0027 \text{ gr/mm}^3$) تعیین می‌گردد.

در ادامه بر حسب حجم جعبه‌های موجود و حجم حفاظ آلومینیومی، ضخامت حفاظ تعیین خواهد شد. سپس بر اساس جدول ۲، میزان TIDL بر حسب میزان RDM پیش‌بینی شده و میزان TIDS برد مربوطه تعیین می‌گردد. حال اگر میزان TIDL به‌دست‌آمده در محدوده پیش‌بینی شده پروژه قرار داشته باشد، فرآیند تخصیص بودجه وزنی حفاظ در پروژه به اتمام می‌رسد.

در غیر اینصورت، از حفاظی با جنس متفاوت بهره گرفته خواهد شد. میزان TIDS بر حسب میزان ضخامت و بودجه وزنی حفاظ به ازای RDM=1.5, 2, 5, 10 در شکل ۳ مشخص است، در صورت ثابت بودن میزان RDM در طول ماموریت پروژه، هر چقدر ضخامت یا بودجه وزنی حفاظ مورد استفاده در طول ماموریت فضایی بیشتر باشد، بیانگر به‌کارگیری میزان TIDS با رده پایین‌تر در پروژه خواهد بود. البته باید توجه داشت که برای کاهش ضخامت حفاظ و نهایتاً بودجه وزنی از راه‌کارهای کاهش بودجه وزنی



شکل ۲- فلوجارت محاسبه میزان TIDS بر حسب میزان بودجه وزنی مازاد در یک برد فضایی نمونه

راهکار کاهش بودجه وزنی حفاظ تشعشعات فضایی در پروژه

در صورتی‌که مطابق با شکل ۲، میزان TIDL به‌دست آمده برای بردهای موجود کمتر از مقدار تعیین‌شده در طول ماموریت فضایی مفروض باشد، با به‌کارگیری مواد جدید در ساختار حفاظ به‌جای آلومینیوم، می‌توان بودجه وزنی حفاظ تشعشعات فضایی را کاهش داد. برای این منظور، جعبه‌ای با ابعاد داخلی $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ در مقابل یک چشمه پرتویی کبالت-۶۰ که درون آن قطعه سیلیکونی قرار دارد، تعریف شده است. ضخامتی از عناصر نام برده در جدول ۵ که الزامات

جدول ۴- استخراج میزان بودجه وزنی شیلد آلومینیومی با ابعاد $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ بر حسب بودجه وزنی ($TIDS \approx 30 \text{ krad}$ و $RDM = 1.5, 2, 5, 10$) از شکل سوم (قسمت ب)

مقدار TIDS بر حسب krad	۳۰				
	۱۰	۱/۵	۲	۵	۱۰
مقدار RDM	۱۰	۱/۵	۲	۵	۱۰
بودجه وزنی حفاظ آلومینیوم بر حسب kg	$\approx 3/5$	≈ 0.95	$\approx 1/1$	$\approx 1/7$	$\approx 3/5$

در ادامه به بررسی روش کاهش بودجه وزنی حفاظ در صورت عدم تامین الزامات پروژه در بخش TIDS و غیره پرداخته خواهد شد.

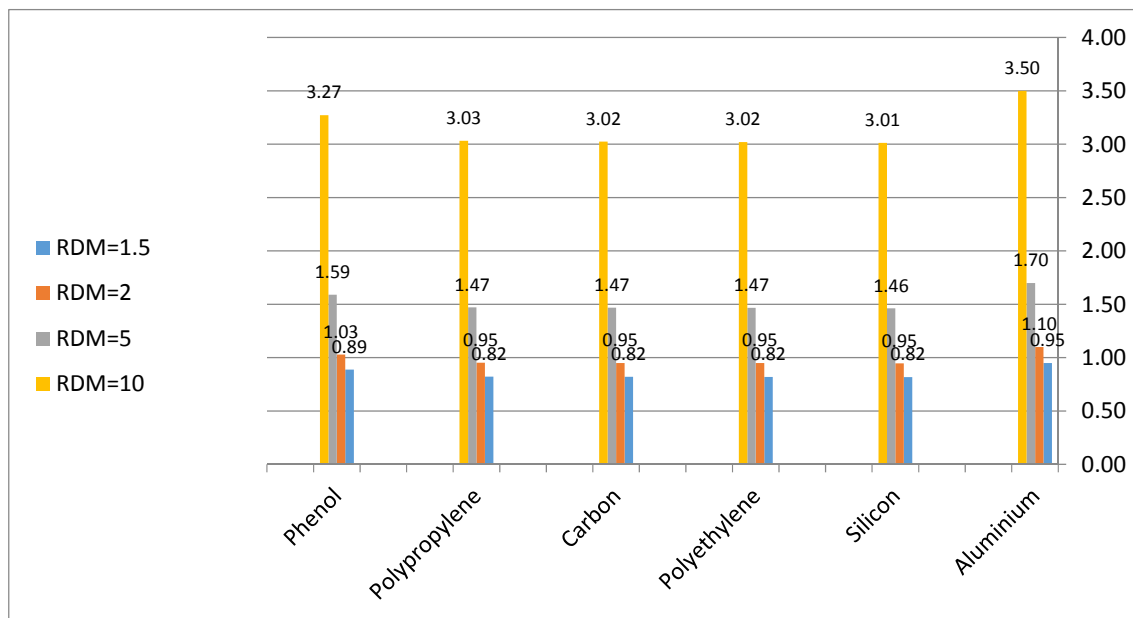
TIDS ≈ 30 krad را برای RDM های ۱/۵، ۲، ۵ و ۱۰ برآورده سازند توسط کد محاسبه شده و وزن جعبه با ابعاد داخلی یکسان برای تمامی حالات به دست آمده است.

جدول ۵- مقایسه ضریب تغییرات وزن مواد مختلف نسبت به آلومینیوم

مواد	درصد ضریب کاهش بودجه وزنی نسبت به آلومینیوم
Silicon	13.9
Polyethylene	13.7
Carbon	13.6
Polypropylene	13.4
Phenol (C6H6O)	6.5

باید توجه داشت که ضریب تغییرات وزن حفاظهای مختلف با استفاده از کد مونت کارلوی MCNPx محاسبه شده است. همان گونه که مشاهده می شود، در تمامی حالات مفروض برای RDM، وزن حفاظ

آلومینیومی از وزن سایر ماده‌های پیشنهادی بیشتر می باشد. در جدول ۵ نوع ماده بر حسب ضریب کاهش بودجه وزنی به ازای میزان TIDS ≈ 30 krad ارایه شده است. همان گونه که از جدول ۵ مشخص است موارد فوق دارای ضریب وزنی کمتر نسبت به آلومینیوم می باشند. در بین مواد آمده در جدول ۵، پلی اتیلن دلیل دارا بودن هیدروژن در ساختار خود، توجه بسیاری را در حوزه حفاظ پرتوهای فضایی به خود معطوف ساخته است [۷] و [۲۵]. علاوه بر این، با توجه به مواد در دسترس در بازار، پلی اتیلن به عنوان ماده جایگزین در پروژه مورد نظر در محیط MCNPx شبیه سازی شده و تحت آزمایش پرتویی قرار گرفت که نتایج حاصل از آن در ادامه ارایه شده است. علاوه بر این، میزان کاهش بودجه وزنی مواد ارایه شده در جدول ۵ به ازای RDM=1.5, 2, 5, 10 و همچنین میزان TIDS ≈ 30 krad ارایه شده است. بر اساس نتایج به دست آمده در شکل ۳ (ب) و جدول ۵، میزان ضخامت مواد مختلف نسبت به ضریب تغییرات سایر مواد نسبت به آلومینیوم در شکل ۴ به ازای مقادیر مختلف RDM ارایه شده است.



شکل ۴- میزان کاهش بودجه وزنی (کیلوگرم) حفاظ تشعشعات فضایی به ازای جنس‌های مختلف (RDM=1.5, 2, 5, 10 و TIDS=30krad)

دارای دیواره آلومینیومی با ضخامت ۶ mm و جعبه دیگر دارای دیواره پلی اتیلنی با ضخامت ۱۳ mm (با توجه به حداقل میزان ضخامت موجود در بازار) تعریف شده است. مکان TLDها در محیط شبیه سازی شده در شکل ۵ نشان داده شده است. دز به جا مانده در TLD^۱ تعریف شده که یکی از دزیمترهای شناخته شده در حوزه محاسبات هسته‌ای بوده بر روی وجه مقابل چشمه، پشت دیواره آلومینیومی با

شبیه سازی حفاظ پلی اتیلنی در کد MCNPx و مقایسه آن با حفاظ آلومینیومی

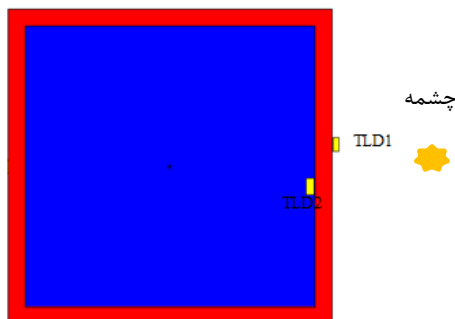
در نرم افزار MCNPx، به منظور شبیه سازی شرایط آزمایشگاهی، چشمه پرتویی کبالت-۶۰ تعریف شده است. دو جعبه با ابعاد داخلی یکسان ۱۰×۱۰×۱۰ cm³ در مقابل این چشمه قرار داده شد. یک جعبه

حدود ۰/۹۵ کیلوگرم به‌دست آمده که نشان دهنده بودجه وزنی مناسبی برای محاسبات پیش‌بینی شده در این بخش برای آلومینیوم خواهد بود.

ضخامت ۶ mm محاسبه شده است. این مقادیر برای حفاظ پلی‌اتیلنی نیز محاسبه شده و در جدول ۶ آمده است.

آزمایش پرتودهی جعبه‌های آلومینیومی و پلی‌اتیلنی با چشمه کبالت-۶۰

دو جعبه با ابعاد داخلی $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ که یکی از آن‌ها دارای دیواره آلومینیومی به ضخامت ۶ mm و دیگری دارای دیواره پلی-اتیلنی با ضخامت ۱۳ mm است در مقابل چشمه نقطه‌ای کبالت-۶۰ قرار داده شده و با استفاده از سیستم پرتودهی موجود در مرکز پرتودهی کرج تحت پرتودهی قرار گرفتند. چیدمان پرتودهی به صورتی انتخاب شد که فاصله نزدیک‌ترین وجه به چشمه (وجه بالایی) برابر با ۸۰ سانتی‌متر باشد. آهنگ گرمای هوا در فاصله ۸۰ سانتی‌متری از چشمه برابر $2/72 \pm 181/83 \text{ mGy/min}$ و اندازه میدان در حین پرتودهی ۳۰ در ۳۰ سانتی‌متر مربع بود. پرتودهی برای مدت زمان ۵ دقیقه و ۳۰ ثانیه انجام شد. بر روی هر کدام از این جعبه‌ها چهار TLD مطابق شکل ۶ نصب شد.



شکل ۵- هندسه شبیه‌سازی شده توسط برنامه MCNPX

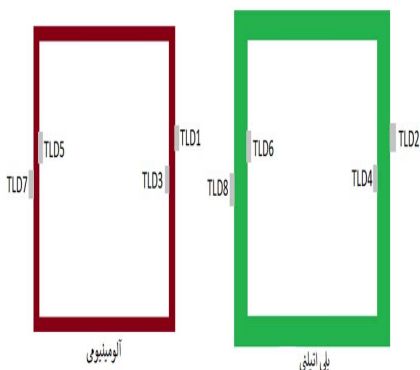
همان‌گونه که در جدول ۶ مشاهده می‌شود تضعیف دز ناشی از پرتوهای گامای چشمه کبالت-۶۰ برای ۱۳ mm پلی‌اتیلن بیشتر از ۶ mm آلومینیوم است. نسبت این تضعیف در جدول ۷ آورده شده است.

جدول ۶- دز به‌جا مانده در TLD های ۱ و ۲

پلی‌اتیلن	آلومینیوم	دز (Sv)
۰/۹۱	۱	TLD1
۰/۷۵۳	۰/۸۵۸	TLD2

جدول ۷- نسبت دز به‌جا مانده در TLD های ۱ و ۲ برای حفاظ‌های آلومینیومی و پلی‌اتیلنی - بخش شبیه‌سازی

پلی‌اتیلن	آلومینیوم	مشخصه محاسبه شده نسبت TLD2 به TLD1
۸۲/۷۹	۸۵/۷۹	



شکل ۶- محل قرارگیری TLD ها بر روی جعبه‌ها

برای اندازه‌گیری دز جذبی از دزیمترهای ترمولومینسانس 'GR-200' استفاده شد. پیش از انجام پرتودهی به‌منظور تخلیه ترازهای گیرانداز، این دزیمترها به مدت ۱۰ دقیقه در دمای ۲۴۰ درجه سانتی‌گراد قرار داده شدند. پس از پرتودهی و پیش از خوانش به‌منظور تخلیه ترازهای سطحی دزیمترها به مدت ۱۰ دقیقه در دمای ۱۰۰ درجه سانتی‌گراد قرار گرفتند. از دستگاه "Harshaw-4500" برای خوانش دزیمترها استفاده شد. آهنگ گرم کردن نمونه حین خوانش ۱۰ درجه سانتی‌گراد بر ثانیه بود. پس از خوانش، با استفاده از منحنی کالیبراسیون مقادیر دز جذبی

نحوه محاسبه وزن حفاظ آلومینیوم و پلی‌اتیلن

وزن حفاظ پلی‌اتیلنی با ضخامت ۱۳ mm برای جعبه با ابعاد $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ و میزان چگالی به‌میزان ۰/۹۴۱ گرم بر سانتی‌متر مکعب به شرط آنکه هندسه ضخامت پیش‌بینی شده در دو سمت جعبه به میزان یکسان توزیع شده باشد، برابر ۹۴۰/۳۵ گرم و وزن حفاظ آلومینیومی با ضخامت ۶ mm و میزان چگالی ۲/۷ گرم بر سانتی‌متر مکعب برای همان جعبه و شرایط مشابه در توزیع هندسی ضخامت حفاظ برابر ۱۰۹۳/۳ گرم می‌باشد. علاوه بر این در $TIDS \approx 30 \text{ krad}$ در بخش شبیه‌سازی با نرم افزار متلب، میزان بودجه وزنی مورد نیاز به ازای حداقل RDM برابر با ۱/۵، میزان بودجه وزنی آلومینیوم در

جدول ۱۰- مقایسه نسبت دز به جا مانده در TLDها برای حفاظ‌های آلومینیوم و پلی‌اتیلن در دو بخش شبیه‌سازی و آزمایش

پلی اتیلن	آلومینیوم	مشخصه
۸۲/۷۹	۸۵/۷۹	نتیجه شبیه‌سازی
۹۶/۲۶	۹۶/۸۵	نتیجه تست
≈۱۶/۲	≈۱۲/۸	درصد تغییرات بر حسب درصد

نتیجه‌گیری

با توجه به نتایج شبیه‌سازی و آزمایش صورت گرفته، برای دستیابی به بهترین حفاظ با بودجه وزنی کمتر، راه‌کارهای مختلفی از جمله به‌کارگیری حفاظ پلی‌اتیلن، استفاده از حفاظ‌های محلی و استفاده از حفاظ‌های چند لایه پیشنهاد می‌گردد. راه‌کاری که در این مقاله به‌عنوان یک نمونه کاربردی علاوه بر شبیه‌سازی تحت انجام آزمایش نیز قرار گرفت، استفاده از حفاظی از جنس پلی‌اتیلن به‌جای آلومینیوم می‌باشد که نتایج پرتودهی در شرایط آزمایشگاهی همانند نتایج شبیه‌سازی حاکی از آن می‌باشد که حفاظ پلی‌اتیلن دارای توان تضعیف دز بیشتری نسبت به حفاظ آلومینیومی می‌باشد. با توجه به کاهش وزن حدود ۱۴ درصد حفاظ پلی‌اتیلن نسبت به حفاظ آلومینیومی، استفاده از این حفاظ هم از لحاظ تضعیف دز و هم از لحاظ کاهش وزن مقرون به‌صرفه‌تر از حفاظ آلومینیومی می‌باشد.

تشکر و قدردانی

نویسندگان مقاله، مراتب قدردانی خود را از همکاری کارشناسان آزمایشگاه SSDL مرکز تحقیقات و سلامت البرز که در انجام و تحقیق همکاری‌های لازم را به‌عمل آوردند اعلام می‌نمایند.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] M.Bagatin, and S.Gerardin. "Ionizing radiation effects in electronics: from memories to imagers.CRC press", 2018. [E/book]. Available: <https://www.routledge.com/IonizingRadiation-Effects-in-Electronics-From-Memories-to-Imagers/BagatinGerardin/p/book/9780367655952> 2018.
- [2] J. R. Schwank, and et al, "Radiation effects in MOS devices Oxides," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, Vol. 55, No. 4, pp. 1833–1853, 2008.

به‌صورت ارائه شده در جدول ۸ محاسبه شد. با مقایسه دز به جا مانده در سایر TLDها با این مقدار می‌توان میزان تضعیف دز را برای حفاظ‌های آلومینیومی و پلی‌اتیلن به‌دست آورد. در جدول ۹ نسبت دز به‌جامانده به ازای ۶ mm آلومینیوم و هم‌چنین ۱۳ mm پلی‌اتیلن آورده شده است.

جدول ۸- دز به‌جامانده در TLDهای ۱ و ۲

شماره TLD	دز (Sv)
TLD1	$1/27 \pm 0/13$
TLD2	$1/34 \pm 0/13$
TLD3	$1/23 \pm 0/12$
TLD4	$1/29 \pm 0/13$
TLD5	$1/05 \pm 0/10$
TLD6	$1/03 \pm 0/10$
TLD7	$0/84 \pm 0/08$
TLD8	$0/93 \pm 0/09$

جدول ۹- نسبت دز به‌جامانده در TLDها برای حفاظ‌های آلومینیومی و پلی‌اتیلن - بخش آزمایش پرتودهی

پلی اتیلن	آلومینیوم	مشخصه
۹۶/۲۶	۹۶/۸۵	نسبت TLD داخلی به TLD وجه خارجی

بررسی نتایج شبیه‌سازی و آزمایش برای دو

حفاظ آلومینیوم و پلی‌اتیلن

ماده مورد استفاده به‌عنوان حفاظ در آزمایش یک ماده در رده ۱ نمی‌باشد، لذا برای شبیه‌سازی دقیق آن نیاز به آنالیز ماده و پی بردن به‌عناصر موجود در حفاظ و درصد وزنی یا اتمی هر یک از عناصر، یا سفارش و ساخت ماده با درصد وزنی دلخواه می‌باشد. در این پژوهش با توجه به عدم دسترسی آسان به آزمون‌های آنالیز و هم‌چنین هزینه-بر بودن این قبیل آزمون‌ها، در شبیه‌سازی از مواد استاندارد تعریف شده در Compound Dictionary استفاده شد. تفاوت مشاهده شده در نتایج شبیه‌سازی و آزمون می‌تواند به‌دلیل یکسان نبودن ماده حفاظ شبیه‌سازی و ماده مورد استفاده در آزمایش و هم‌چنین خطاهای آزمایش‌گر، محیط آزمایش، دستگاه اندازه‌گیری و غیره باشد. همان‌گونه که در جدول ۱۰ مشخص است میزان درصد تغییرات مابین نتایج آزمایش و شبیه‌سازی برای آلومینیوم در حدود ۱۲/۸ درصد و برای پلی‌اتیلن ۱۶/۲ درصد می‌باشد.

- [online] Available at: https://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2005/25aug_plasticspaceships
- [14] J.H. Cha, and et al, " Ultra-High-molecular-weight polyethylene as a hypervelocity impact shielding material for space structures," *Acta Astronautica*, Vol.168, pp.182-190, 2020.
- [15] ECSS-E-ST-10-04C, "Space engineering: Space environment," 2/E. Noordwijk: ESA Requirements and Standards Division, 2008, pp.1-198.
- [16] C. Xu, and et al, "Study on Three-Dimensional Analysis Method of Radiation Dose of GEO Satellite," *In MATEC Web of Conferences*, vol. 288, p. 02010. EDP Sciences, 2019, Vol. 288, pp.1-5, 2019.
- [17] H. Daneshvar, and et al, "Investigation and feasibility study of using components with different categories from the perspective of radiation damage in LEO and GEO orbits," *Journal of Space Science and Technology*, Vol.14, No.4, pp.11-23, 2021 (in Persian).
- [18] J.R. Wertz, and W.J. Larson, "Space Mission Analysis and Design, Third Edition. Microcosm Press", pp.1-923. [E-book]. Available: <https://www.amazon.com/Mission-Analysis-Design-Technology-Library/dp/1881883108> James R. Wertz Space Mission Analysis and Design.
- [19] M. Ebrahimzadeh, and et al, "Introducing software for modeling and measuring the effect of space radiation on electronic and telecommunication equipment," *A collect. Consens. articles on the study of space radiation- Aerospace Research*, 2010, pp.1-5, (in Persian).
- [20] S V Reznik, D V Reut. and M.S. Shustilova, " Comparison of geostationary and low-orbit "round dance" satellite communication systems," in *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, Vol.971, No.5, pp.1-8, 2020. doi:10.1088/1757-899X/971/5/052045.
- [21] V.J. Bathula, and et al " Future Satellite Lifetime Prediction from the Historical Trend in Satellite Half-Lives," *Journal of Systemics, Cybernetics and Informatics*, Vol.20, No.3, pp.40-45, 2022.
- [22] Space Weather Prediction Center: National Oceanic and Atmospheric Administration. [Online]. Available at: <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-prediction>.
- [23] ECSS-Q-ST-60-15C, "Space Product Assurance: Radiation Hardness Assurance- EEE Components," 2012, pp.1-32.
- [24] M. Danaeefar, and et al, " The process of safe use of commercial electronic components in space applications with respect to space radiation," *2th Natl. Space Radiation Conf, Iranian Research Organ. Sci. Technol.*, pp.1-5, 2013 (in Persian).
- [25] T. Blachowicz, and A. Ehrmann, "Shielding of Cosmic Radiation by Fibrous Materials," *fibers*, Vol.9, No.10, pp.1-15, 2021
- [3] N. Eidi Esfiani, and P. Hajipour, "Calculation of ionization and non-ionization damage parameters in space," ICT Res. Inst. (ITRC). Extracted from the project: Design, manufacture, assembly, testing, and delivery of engineering model of a single-transponder and qualitative model of a dual transponder for a Ku-band GEO satellite, " Project code: 912960480, pp.1-30, (in Persian).
- [4] M. Ebrahimzadeh, L. Mohammadi, P. Hajipour, R. Karimzadeh and B. P. Soojodi, " Radiation environments in Geostationary orbit," *A collect. Consens. articles on the study of space radiation- Aerospace Research*, 2010, pp.1-6, (in Persian).
- [5] S. Shoorian, and et al, " Evaluating the impact of satellite structure on space radiation shield," *4th Natl. Space Radiation Conf. Atomic Energy Org, Iran*, 2021, pp.1-8, (in Persian).
- [6] E.C.S.S Secretaria, "Space product assurance: Data for selection of space materials and process," Technical Report ECSS-Q-70-71A Rev. 1, ESA-ESTEC Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands, pp.1-222, 2004.
- [7] S. Shoorian, H. Jafari, and S.A.H. Fegghi, " Design and calculation of a multi-layer radiation shield to replace aluminum shield in "GEO" orbit satellites," *J. earth and space physics*, Vol.48, No.1, pp.113-123, 2021, (in Persian).
- [8] K. Ghordoyi Milan, A. Sadr, S.H. Sedighy, and, H. Daneshvar, " Analysis, Design and Optimization of the Multi-Layer Radiation Shielding of Satellite Electronic Components," *J. Space Science and Technology*, Vol.14, No.2, pp.71-76, 2021, (in Persian).
- [9] S. Shoorian, and P. Hajipour, " Shielding Novel Materials And The Possibility of Accumulating Radiation and Thermal Shields in order to Reduce the Mass," ICT Res. Inst. (ITRC), Extracted from the project: Design, manufacture, assembly, testing, and delivery of engineering model of a single-transponder and qualitative model of a dual transponder for a Ku-band GEO satellite, Project code: 912960480, pp.1-18, (in Persian).
- [10] B. Dunbar. Fire away, sun and stars! Shields to protect future space crews. [online] Available at: https://www.nasa.gov/vision/space/travelinginspace/radiation_shielding.html.
- [11] L. Narici, and et al, " Performances of Kevlar and Polyethylene as radiation shielding on-board the International Space Station in high latitude radiation environment," *Scientific reports*, Vol.7, No.1, pp.1-11, 2017.
- [12] S. Guetersloh, and et al, " Polyethylene as a radiation shielding standard in simulated cosmic-ray environments," *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions with Materials and Atoms*, Vol.252, No.2, pp.319-332, 2006.
- [13] Plastic Spaceships. A "designer material" derived from plastic could help protect astronauts on their way to Mars.

COPYRIGHTS



© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)