

# Using Space Radiation Shielding Made of Polyethylene Instead of Aluminum in GEO Orbit to Reduce Weight

Pedram Hajipour<sup>1\*</sup> , Leila Mohammadi<sup>2</sup> , Azam Eidi<sup>3</sup>, Sara Shoorian<sup>4</sup>, Nahid Eidi Esfiani<sup>5</sup> and Seyed Amir Hossein Fegghi<sup>6</sup> 

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, 5. M. Sc., Graduated, Faculty of Nuclear Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

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

\*Corresponding Author's E-mail: [hajipour@itrc.ac.ir](mailto:hajipour@itrc.ac.ir)

## Abstract

*In shield design, several factors such as the type of components and the acceptable weight for the payload must be considered. To reduce construction and launch costs, the use of non-space components has been favored. Using shields with the suitable material with radiation resistance will be one of the important challenges in this area. In this paper, the aim is to investigate the methods to reduce the weight budget by considering the radiation damage of ionizing dose. Analysis and evaluation of test results using polyethylene shield shows a 17.21 percentage reduction between two external and internal radiation sensors.*

**Keywords:** Space radiation, Aluminum and polyethylene shields, Total ionizing dose, Weight budget, Space radiation test

## 1. Introduction

The space environment includes high-energy atomic rays and particles that have different intensity and effects over time and at different distances for a space mission. One of the most important challenges in space missions is the presence of this type of particles, which can leave their energy in the system, subsystem or even a used part depending on the type and duration of the space mission and create destructive effects on their desired performance [1]. Aluminum is a common material used in spacecraft and satellites as radiation protection and structural walls, but the use of new structures and materials in this field has improved performance and reduced weight budget [2]. The first solution is to use shielding with a lower weight factor with a greater reduction in the effects of radiation damage than aluminum. One of these types of alternative materials that is

examined in this article is polyethylene. Polyethylene is a good shield due to the presence of high hydrogen in it. Because hydrogen atoms are good at absorbing and scattering radiation. Nowadays, researchers are studying the use of polyethylene as a protective material in space industries [3].

## 2. Executive process of work in the paper

In the first step, the radiation environment of the space mission should be initially investigated using the mission requirements (type of orbit, launch time, mission length) and the introduced models for the radiation environment. In the second step, the effects of radiation damage are determined by sector analysis or Monte Carlo analysis up to the component level. Finally, in the third step, the radiation sensitivity of each part in the space mission will be tested. The design of



## 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/).

## How to cite this article:

P. Hajipour, L. Mohammadi, A. Eidi, S. Shoorian, N. Eidi Esfiani and S. A. H. Fegghi, "Using Space Radiation Shielding Made of Polyethylene Instead of Aluminum in GEO Orbit to Reduce Weight," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 16, No. 4, pp. 15-27, 2023 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1411>.

an electronic or telecommunication equipment in any space mission is valid when that equipment can fulfill its functional requirements under the irradiation of the radiation environment of space with an adequate radiation design margin (RDM). In this paper, the effects of ionizing radiation damage during a specific space mission duration, which will be explained later, have been investigated based on the results of simulations, tests and requirements raised in this field. In order to achieve this aim, SPENVIS, MATLAB and MCNPx code were used in the simulation results review section, and the irradiation test with Cobalt 60 source was performed in the SSDL laboratory of Alborz Health and Agriculture Research Center. Selected models for charged particles predicted in the simulation are presented in Table 1. To determine the amount of dose in terms of thickness, shield-dose 2 menu was used in SPENVIS software.

**Table 1. Specifications of the predicted charged particle model in SPENVIS software**

Type of models	Type of particles
IGE2006/POLE (Model version: upper flux)	Trapped electrons
AP8-MAX (Model version: solar-Maximum)	Trapped protons
ESP-PSYCHIC (total-fluence), Ion range:H to U Confidence level (%):95	Solar protons
ISO 15390 Ion range:H to U (solar activity data: Solar minimum (May 1996))	GCR

### 3. The amount of TIDS according to the amount of excess weight budget

According to the type of parts used in each space project, after the design and construction stage of the whole project, an estimate of the total weighted budget due to all the parts purchased or built should be based on the amount of RDM, which is the upstream requirement booklet of each project. At this stage, according to the requirements of the predicted weighted budget, the initial weighted budget can be measured against the reference weighted budget. In this case, if the initial weight budget is more than the reference weight budget, there are many solutions to reduce weight such as replace parts, changing the design and manufacturing process of parts. It is important that there is a safe margin compared to the relevant requirement in this is the section. In this situation, according to the difference in the initial mass and the requirements in this section and the density of the protective material, the maximum thickness of the protection was determined according to its weight budget.

### 4. Simulation results

In MCNPx software, in order to simulate laboratory conditions, Cobalt-60 radiation source is defined. Two boxes with the same internal dimensions of 10x10x10 cm<sup>3</sup> were placed in front of this fountain. One box has an aluminum wall with a thickness of 6 mm and another box has a polyethylene wall with a thickness of 13 mm. The residual dose defined in the TLD, which is one of the well-

known dosimeters in the field of nuclear calculations, was calculated on the opposite side of the fountain, behind the aluminum wall with a thickness of 6 mm. These values were also calculated for polyethylene protection and are listed in Table 2.

**Table 2. Residual dose ratio in TLDs 1 and 2 for aluminum and polyethylene shields - Simulation part**

Polyethylene	Aluminum	Dose (Sv)
82.79	85.79	Ratio of TLD2 to TLD1

### 5. Test results

There are two boxes with internal dimensions of 10x10x10 cm<sup>3</sup>, one box has an aluminum shield (thickness of 6 mm) and the other box has a polyethylene shield (thickness of 13 mm). These boxes were placed in front of the cobalt-60-point source in the radiation center of Karaj. The radiation arrangement was chosen in such a way that the distance of the closest face to the fountain (upper face) is equal to 80 cm. The Kerma rate in air at a distance of 80 cm from the source was  $181.83 \pm 2.72$  mGy/min and the size of the field during irradiation was 30 x 30 cm<sup>2</sup>. Irradiation was done for 5 minutes and 30 seconds. Table 3 shows the ratio of remaining dose per 6 mm of aluminum and 13 mm of polyethylene

**Table 3. Residual dose ratio in TLDs 1 and 2 for aluminum and polyethylene shields - Test part**

Polyethylene	Aluminum	Calculated characteristic
96.26	96.85	Ratio of TLD2 to TLD1

### 6. Conclusions

According to the obtained results, the 14 percentage weight reduction of the polyethylene shield compared to the aluminum shield, the use of this shield is more economical than the aluminum shield both in terms of dose attenuation and in terms of weight reduction.

### 7. References

- [1] M. Bagatin, S.Gerardin, "Ionizing radiation effects in electronics: from memories to imagers.CRC press", 2018 [Ebook], Available at: <https://www.routledge.com/Ionizing-Radiation-Effects-in-Electronics-From-Memories-to-Imagers/BagatinGerardin/p/book/9780367655952> 2018.
- [2] 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).
- [3] Fire Away. Sun and Stars! Shields to Protect Future Space Crews, [online] Available at: [https://www.nasa.gov/vision/space/travelinginspace/radiation\\_shielding.html](https://www.nasa.gov/vision/space/travelinginspace/radiation_shielding.html).

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

پدرام حاجی پور<sup>۱\*</sup>، لایلا محمدی<sup>۲</sup>، اعظم عیدی<sup>۳</sup>، سارا شوریان<sup>۴</sup>، ناهید عیدی اسفیانی<sup>۵</sup> و سید امیرحسین فقهی<sup>۶</sup>

۱، ۲ و ۳ - 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](mailto:hajipour@itrc.ac.ir)

## چکیده

یکی از عوامل آسیب‌زا برای عملکرد مناسب محموله‌های مخابراتی، ذرات پراثری 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 تامین نماید، از چالش‌های مهم در این حوزه خواهد بود. در این مقاله، هدف بررسی روش‌های کاهش بودجه وزنی با ملاحظه آسیب پرتویی دزیونیزان 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 دزیونیزان، بر حسب بودجه وزنی اولیه و مرجع، ارائه و مقایسه شده است. تحلیل و ارزیابی نتایج آزمایش در به کارگیری از حفاظ پلی اتیلن کاهش ۱۷/۲۱ درصدی مابین دو سنجنده تشعشع بیرونی و داخلی را نشان می‌دهد. تحلیل و ارزیابی نتایج آزمایش در به کارگیری 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، دزیونیزان کل، بودجه وزنی، آزمایش تشعشعات فضایی

TIDS

حساسیت دزیونیزان کل

## علائم و اختصارات

### مقدمه

محیط فضایی شامل پرتوها و ذرات اتمی پراثری 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

DD	آسیب جابه‌جایی
ESA	اژانس فضایی اروپا
RDM	حاشیه طراحی تشعشع
RHA	تضمین مقاومت تابشی
SEE	آسیب اثرات تک رخدادی
TNID	دزیونیزان کل
TID	دزیونیزان کل

۳. ۵. ۴. کارشناسی ارشد

۶. استاد

۱. مربی

۲. استادیار



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/).

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<sup>۸</sup>، سهولت به‌کارگیری<sup>۹</sup> 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 RFXF1 اختراع کرده‌اند که حتی از آلومینیوم نیز قوی‌تر و سبک‌تر است [۱۳]. در مرجع [۱۴]، یک نوع حفاظ پلی‌اتیلن مولکولی ارائه 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<sup>۱۰</sup> 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<sup>۱۱</sup> در یک فضای سه بعدی بر مبنای مونت کارلو (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<sup>۱۲</sup> (RDM) تحقق بخشد. برای تحقق این هدف در ابتدا باید محیط تشعشعات فضایی به‌خوبی شناخته شده و مدل‌سازی گردد. ماهیت پرتوها و شار آن‌ها به‌طور قابل ملاحظه‌ای وابسته به

ماموریت فضایی انرژی خود را در سیستم، زیرسیستم و یا حتی یک قطعه به‌کاررفته بر جای گذاشته و اثرات مخربی در عملکرد مطلوب آن‌ها ایجاد کنند [۱]. پیش از تعیین آسیب‌های پرتویی تاثیرگذار بر انتخاب حفاظ<sup>۱</sup> تشعشعات فضایی، لازم است در ابتدا به معرفی و دسته بندی محیط موجود در فضا از منظر تشعشعات فضایی<sup>۲</sup> پرداخته شود. به‌طور کلی، سه نوع چشمه از تابش‌های یونیزان در فضا وجود دارد که قادرند هر کدام از آسیب‌های پرتویی را ایجاد نمایند [۴-۲]:

#### 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<sup>۳</sup> (TID)، آسیب جابه‌جایی<sup>۴</sup> (DD) و آسیب اثرات تک‌رخداد<sup>۵</sup> (SEE) 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<sup>۶</sup>، 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<sup>۷</sup> به‌منظور افزایش تاب‌آوری بردهای حاوی قطعات حساس به تشعشعات در مقابل تشعشعات فضایی می‌باشد که می‌تواند با حفاظ محلی یا موضعی کاهش محسوس 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 [۸-۷].

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

7 . Local shield

مکان و زمان ماموریت فضایی خواهد بود. بعد از انتخاب مدل‌های تابشی، میزان دز یونیزان بر حسب ضخامت حفاظ (آلومینیوم) محاسبه می‌شود. باید توجه داشت که اثرات دز یونیزان کل با توجه به میزان RDM در طول ماموریت فضایی به‌دست خواهد آمد [۳] و [۱۷]. میزان RDM با توافق کارفرما و مجری پروژه فضایی تعیین می‌گردد و کمترین مقدار آن برابر با یک است [۱۷]. یکی از راه‌کارهای کاهش این گونه اثرات خصوصاً برای اثرات تخریبی TID، استفاده از حفاظ‌های غیرفعال<sup>۱</sup> می‌باشد. با این وجود، افزودن هر نوع حفاظ به سیستم فضایی سبب افزایش بودجه وزنی می‌گردد. در این مقاله، به بررسی اثرات آسیب‌های پرتویی یونیزان در یک طول ماموریت فضایی مشخص که در ادامه توضیح داده خواهد شد، با تکیه بر نتایج شبیه‌سازی، انجام آزمایش و الزامات مطرح شده در این حوزه پرداخته شده است. علاوه بر این، راه‌کارهای تاثیرگذار در کاهش بودجه وزنی حفاظ به‌کاررفته با ملاحظه عملکرد درست و همچنین تضمین بقای هر کدام از بخش‌ها، مورد بررسی قرار خواهد گرفت. برای تحقق این هدف در بخش بررسی نتایج شبیه‌سازی از نرم‌افزارهای SPENVIS، MATLAB و همچنین کد MCNPx استفاده شده و همچنین آزمایش پرتودهی با منبع کبالت<sup>۲</sup> در آزمایشگاه SSDL مرکز تحقیقات سلامت و کشاورزی استان البرز انجام شده است. در بخش اول به بررسی مشخصات ماموریت فضایی و محدودیت‌های پیش‌بینی‌شده 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 مطرح‌شده و تمرکز بر بودجه وزنی مازاد ایجاد شده در پروژه در مقایسه با بودجه وزنی مرجع [۱۸]، پرداخته خواهد شد. در این بررسی‌ها، بر نتایج حاصل از شبیه‌سازی و آزمایش حفاظ تشعشعات فضایی از جنس آلومینیوم و پلی‌اتیلن پرداخته خواهد شد. بر این اساس، به‌منظور بررسی راه‌کارهای کاهش بودجه وزنی، شیوه به‌کارگیری حفاظ پلی‌اتیلنی مورد بررسی و ارزیابی قرار خواهد گرفت.

بررسی‌های انجام شده در مرجع [۲۰]، امروزه بررسی به‌کارگیری و استفاده از ماهواره‌های GEO با طول عمر کمتر از ۱۵ سال مورد توجه طراحان و سازندگان این نوع ماهواره‌ها قرار گرفته است. علاوه بر این، تمایل به استقرار ماهواره‌هایی با طول عمر کمتر از آنچه در الزام طراحی و ساخت اولیه آنها ارایه شده، افزایش یافته است. البته چنین موضوعی نیاز به طراحی‌های جدید با قابلیت‌های پیشرفته دارد که بتواند که نیازهای بازار خدمات ماهواره‌ای را تامین نماید. این شرایط می‌تواند به جایگزینی یک سیستم ماهواره با یک سیستم ماهواره‌ای بروزتر و کارآمدتر کمک شایانی کند. البته می‌بایست فناوری‌هایی که منجر به کارایی مقرون به صرفه تر در این حوزه می‌گردد نیز در طراحی و ساخت ماهواره مورد توجه قرار گیرد [۲۱]. علاوه بر این، با توجه به‌گران بودن قطعات فضایی با تحمل‌پذیری زیاد<sup>۴</sup> در برابر تشعشعات فضایی و همچنین وجود تحریم‌ها، تامین قطعات فضایی برای ماموریت‌های طولانی مدت امکان‌پذیر نبوده و رویکرد استفاده از قطعات موجود و غیرفضایی مانند قطعات نظامی و تجاری در ماموریت‌های توسعه فناوری ماهواره‌های بومی در اولویت قرار گرفته است. بنابراین، با توجه به الزامات سطح بالای مطرح شده، طول ماموریت فضایی پیش‌بینی‌شده در مقاله، ۵ سال و برای مدار GEO در طول جغرافیایی ۸۱ درجه شرقی می‌باشد. از آن‌جا که چرخه خورشیدی بر مشخصه پرتویی محیط فضا تاثیر داشته و در نتیجه زمان پرتاب ماهواره فاکتوری اساسی در تعیین محیط پرتویی فضا می‌باشد، برای انجام شبیه‌سازی زمان پرتاب ماهواره در اول ژوئن ۲۰۲۱ میلادی در نظر گرفته شده است. علت این موضوع تحلیل بدترین شرایط<sup>۵</sup> در انجام شبیه‌سازی بوده که با توجه به‌طول دوره ماموریت ۵ ساله ماهواره و داده‌های ارائه شده در [۲۲]، در این بازه ماهواره در بدترین شرایط خورشیدی پیش‌بینی شده در مدار قرار خواهد گرفت. مدل‌های انتخابی برای ذرات باردار پیش‌بینی‌شده در شبیه‌سازی در جدول ۱ ارائه شده است. برای تعیین مقدار دز بر حسب ضخامت از منوی shield-dose2 در نرم‌افزار SPENVIS استفاده شده است. باید توجه داشت که در مرحله اول طراحی، حفاظ تشعشعات فضایی از جنس آلومینیوم به‌منظور پوشش جعبه‌های پیش‌بینی‌شده برای هرکدام از بردهای موجود در طراحی استفاده می‌گردد. در ادامه نیز، راه‌کارهای به‌کارگیری حفاظ با مواد دیگر برای کاهش بودجه وزنی حفاظ تشعشعات فضایی با توجه به نتایج شبیه‌سازی و آزمایش برحسب پارامترهای موجود مورد ارزیابی و مقایسه قرار خواهد گرفت [۳].

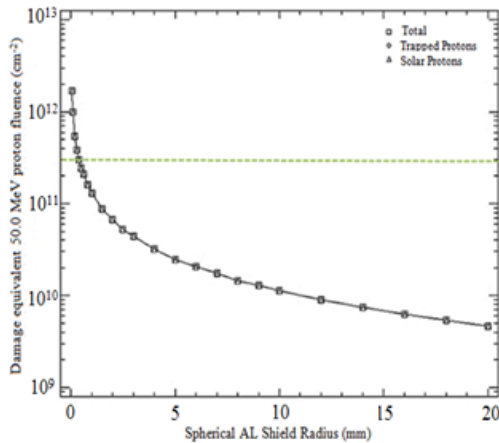
## مشخصات ماموریت فضایی پیش‌بینی شده

در این بخش به‌منظور انجام شبیه‌سازی و بررسی اثرات دز یونیزان از نرم‌افزار SPENVIS استفاده شده است. این نرم‌افزار تحت وب بوده و از نرم‌افزارهای مهم و کاربردی آژانس فضایی اروپا (ESA)<sup>۳</sup> برای شبیه‌سازی محیط فضایی و بررسی اثرات تابش می‌باشد. نرم‌افزار SPENVIS، توسط آژانس فضایی بلژیک توسعه یافته که در آن می‌توان مقدار آسیب مخرب شامل آسیب دز یونیزان، آسیب غیر یونیزان و آسیب جابه‌جایی را محاسبه نمود [۱۹]. با توجه به

4 . Rad hard  
5 . Worst case analysis

1 . Passive Shield  
2 . Cobalt- 60  
3 . European Space Agency

موجود در هر نوع پروژۀ فضایی به لحاظ آسیب جابه‌جایی ایمن می‌باشند.



شکل ۱- مقدار شار معادل پروتون‌های 50 MeV

### بررسی اثرات دز یونیزان در طول ماموریت فضایی

در هر نوع پروژۀ 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<sup>۳</sup> TIDL (میزان دز در مکان محاسبه شده یا اندازه‌گیری شده) را تعیین نمود. سپس با توجه به میزان RDM پیش‌بینی شده در هر ماموریت، میزان<sup>۴</sup> 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<sup>۵</sup> 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 پروژۀ 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 پروژۀ تأمین می‌گردد یا خیر [۳].

جدول ۱- مشخصات مدل ذرات باردار پیش‌بینی‌شده در نرم‌افزار SPENVIS

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

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 ۵۰ MeV و برابر با  $2 \times 10^{11} \text{ p/cm}^2$  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 کیلوارد سیلیکون

قطعاتی که در دسته all قرار دارند، در صورت حضور در ماموریت فضایی، حتماً 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 ( $2 \times 10^{11} \text{ p/cm}^2$ ) است. بنابراین، قطعات به‌کار رفته در بردهای

4 . Total Ionizing Dose Sensitivity  
5 . TID Level

1 . Galactic Cosmic Radiations (GCR)  
2 . Total Non-Ionizing Dose Level  
3 . Total Ionizing Dose Level

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 قطعاتی با رده غیرفضایی در طراحی و ساخت سیستم ماهواره GEO استفاده شده است [۳۴]. 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 پیش‌بینی شده در طول ماموریت فضایی برابر با  $10 \times 10 \times 10$  cm<sup>3</sup> است [۳] و [۹].

## چگونگی تخصیص بودجه وزنی به منظور ارایه حفاظ تشعشعات فضایی

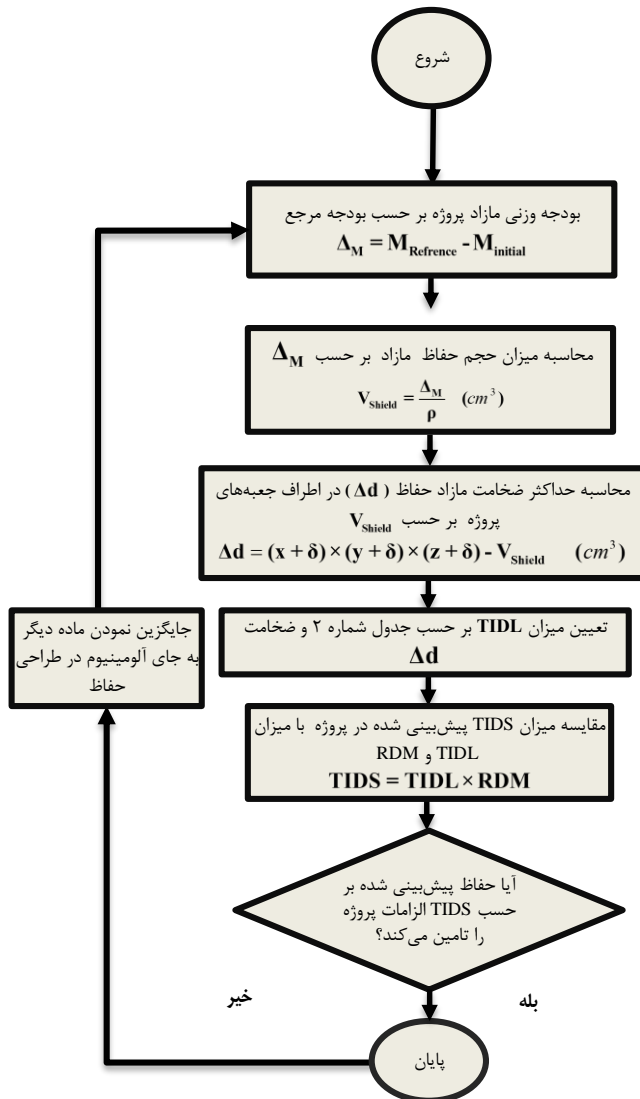
حال می‌توان بر اساس جدول ۲، میزان TIDL را بر حسب رابطه (۱)، تعیین نمود. در نهایت می‌توان بر اساس نتایج به دست آمده، می‌توان پیش‌بینی نمود که آیا قطعه به کار رفته دارای میزان TIDS مورد نیاز می‌باشد یا خیر. بر اساس مرجع [۲۳]، میزان RDM برای مدار GEO مابین ۱/۲ تا ۲ می‌باشد. بنابراین، در ماموریت پیش‌بینی شده در مقاله،

جدول ۲- مقدار دز بر حسب ضخامت آلومینیوم بر حسب طول ماموریت فضایی پیش‌بینی شده 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 <sup>-2</sup> )							
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	$2.066 \times 10^{+03}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$5.848 \times 10^{+02}$	$0.000 \times 10^{+00}$	$1.481 \times 10^{+03}$	$5.848 \times 10^{+02}$	$5.848 \times 10^{+02}$



به دست آمده برای حفاظ آلومینیومی به ازای RDM=1.5,2,5,10 و هم چنین میزان ثابت TIDS ≈ 30krad ارائه شده است.



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

جدول ۳- پارامترهای به کار رفته در شکل ۲

توضیحات	پارامتر
وزن مرجع پیش بینی شده در مرجع [۱۸]	$M_{Reference}$
وزن حاصل از بخش طراحی شده	$M_{initial}$
اختلاف وزنی حاصل از تفاوت $M_{initial}$ و $M_{initial}$	$\Delta M$
چگالی فلز به کار رفته در طراحی حفاظ (مانند آلومینیوم)	$\rho$
میزان حجم حفاظ ایجاد شده بر حسب $\Delta M$ بر حسب سانتی متر مکعب	$V_{Shield}$
میزان حداکثر ضخامت مازاد حفاظ بر اساس ابعاد واقعی (x,y,z) جعبه های به کار رفته در ماموریت	$\Delta d$

به طور کلی، با توجه به نوع قطعات به کار رفته در هر پروژه فضایی، بعد از مرحله طراحی و ساخت کل پروژه، می بایست 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 می باشد، ارایه گردد. در این مرحله با توجه به الزامات بودجه وزنی پیش بینی شده، می توان بودجه وزنی اولیه را نسبت به بودجه وزنی مرجع سنجید. در این حالت اگر بودجه وزنی اولیه بیشتر از بودجه وزنی مرجع به عنوان الزام طراحی و ساخت باشد، می بایست راه کارهایی 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 می گیرد. 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 راه کارهایی مانند حفاظ موضعی یا به کارگیری مواد با تحمل پذیری 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 هم چنین میزان TIDS پیش بینی شده در پروژه ارائه شده است. در این فلوجارت مطابق با جدول شماره ۳، در مرحله اول میزان بودجه وزنی مازاد به منظور طراحی حفاظ، می بایست از تفاوت بودجه وزنی اولیه ماموریت ( $M_{initial}$ ) و بودجه وزنی مرجع [۱۸]، ( $M_{Reference}$ ) تعیین گردد. در مرحله دوم حجم حفاظ بر حسب جنس آلومینیوم ( $\rho = 0.0027 \text{ (gr/mm}^3\text{)}$ ) تعیین می گردد. در ادامه بر حسب حجم جعبه های موجود و حجم حفاظ آلومینیومی، ضخامت حفاظ تعیین خواهد شد. سپس بر اساس جدول ۲، میزان TIDL بر حسب میزان RDM پیش بینی شده و میزان TIDS برد مربوطه تعیین می گردد. حال اگر میزان TIDL به دست آمده در محدوده پیش بینی شده پروژه قرار داشته باشد، فرآیند تخصیص بودجه وزنی حفاظ در پروژه به اتمام می رسد. در غیر این صورت، 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 ارایه شده است. همان گونه که 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 به کارگیری میزان TIDS با رده پایین تر در پروژه خواهد بود. البته باید توجه داشت که برای کاهش ضخامت حفاظ و در نهایت بودجه وزنی از راه کارهای کاهش بودجه وزنی (مانند حفاظ محلی و حفاظ های غیر آلومینیومی)، استفاده نمود. قابل ذکر است مقادیر به دست آمده در شکل ۳ برای ماموریت فضایی پیش بینی شده استخراج شده است. در جدول ۴، مقدار بودجه وزنی



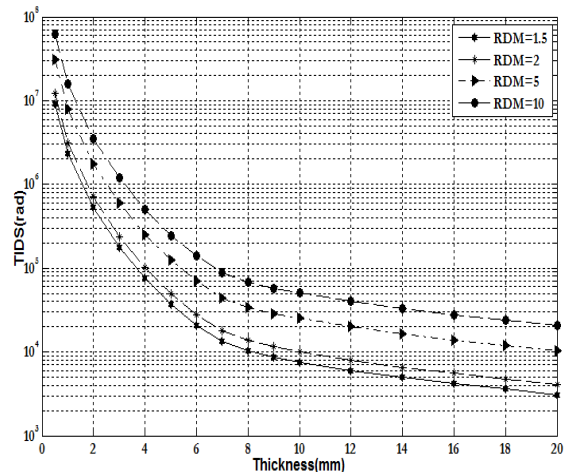
## راه کار کاهش بودجه وزنی حفاظ تشعشعات فضایی در پروژه

در صورتی که مطابق با شکل ۲، میزان TIDL به دست آمده برای بردهای موجود کمتر از مقدار تعیین شده در طول ماموریت فضایی مفروض باشد، با به کارگیری مواد جدید در ساختار حفاظ به جای آلومینیوم، می توان بودجه وزنی حفاظ تشعشعات فضایی را کاهش داد. برای این منظور، جعبه ای 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  $TIDS \approx 30 \text{ krad}$  را برای RDMهای 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.

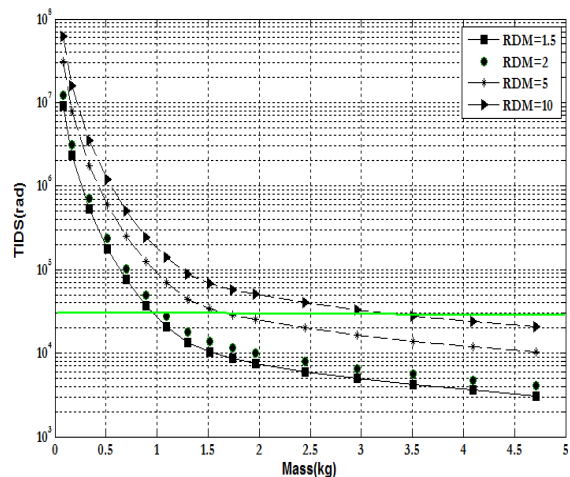
جدول ۵- مقایسه ضریب تغییرات وزن مواد مختلف نسبت به آلومینیوم

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

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 ماده های پیشنهادی بیشتر می باشد. در جدول ۵ نوع ماده بر حسب ضریب کاهش بودجه وزنی به ازای میزان  $TIDS \approx 30 \text{ krad}$  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 بدلیل 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  $TIDS \approx 30 \text{ krad}$  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 ارائه شده است.



(الف)



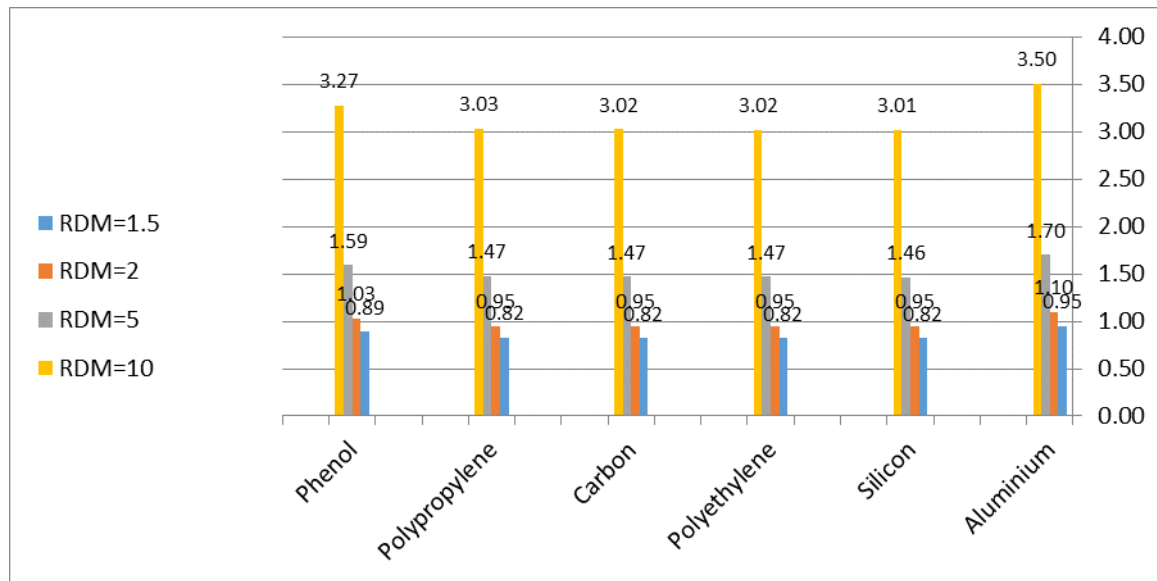
(ب)

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

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				
۱۰	۵	۲	۱/۵	۱۰
مقدار RDM				
۱۰	۵	۲	۱/۵	۱۰
بودجه وزنی حفاظ آلومینیوم بر حسب kg				
$\approx 3/5$	$\approx 1/7$	$\approx 1/1$	$\approx 0/95$	$\approx 3/5$

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



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

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 TLDهای ۱ و ۲

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

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

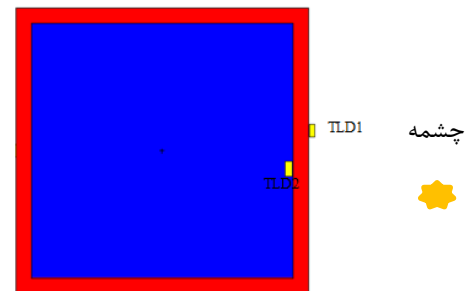
پلی‌اتیلن	آلومینیوم	مشخصه محاسبه شده
۸۲/۷۹	۸۵/۷۹	نسبت TLD2 به TLD1

### 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  $0.941 \text{ g/cm}^3$  بر سانتی‌متر مکعب به شرط آنکه هندسه ضخامت پیش‌بینی شده در دو سمت جعبه به میزان یکسان توزیع شده باشد، برابر  $940/35 \text{ g}$  و وزن حفاظ آلومینیومی با ضخامت ۶ mm و میزان چگالی  $2/7 \text{ g/cm}^3$  بر سانتی‌متر مکعب برای همان جعبه و شرایط مشابه در توزیع هندسی ضخامت حفاظ برابر  $1093/3 \text{ g}$  می‌باشد. علاوه بر این در  $TIDS \approx 30 \text{ krad}$

### شبیه‌سازی حفاظ پلی‌اتیلنی در کد MCNPx و مقایسه آن با حفاظ آلومینیومی

در نرم‌افزار MCNPx، به منظور شبیه‌سازی شرایط آزمایشگاهی، چشمه پرتویی کبالت-۶۰ تعریف شده است. دو جعبه با ابعاد داخلی یکسان  $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$  در مقابل این چشمه قرار داده شد. یک جعبه دارای دیواره آلومینیومی با ضخامت ۶ mm و جعبه دیگر دارای دیواره پلی‌اتیلنی با ضخامت ۱۳ mm (با توجه به حداقل میزان ضخامت موجود در بازار) تعریف شده است. مکان TLDها در محیط شبیه‌سازی شده در شکل ۵ نشان داده شده است. دز به‌جا مانده در TLD1 تعریف شده که یکی از دزیمترهای شناخته شده در حوزه محاسبات هسته‌ای بوده بر روی وجه مقابل چشمه، پشت دیواره آلومینیومی با ضخامت ۶ mm محاسبه شده است. این مقادیر برای حفاظ پلی‌اتیلنی نیز محاسبه شده و در جدول ۶ آمده است.



شکل ۵- هندسه شبیه‌سازی شده توسط برنامه MCNPx

ساختی‌گراد بر ثانیه بود. پس از خوانش، با استفاده از منحنی کالیبراسیون مقادیر دز جذبی به‌صورت ارائه شده در جدول ۸ محاسبه شد. با مقایسه دز به‌جا مانده در سایر TLDها با این مقدار می‌توان میزان تضعیف دز را برای حفاظ‌های آلومینیومی و پلی‌اتیلنی به‌دست آورد. در جدول ۹ نسبت دز به‌جامانده به‌ازای 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 پلی‌اتیلنی - بخش آزمایش پرتودهی

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

## بررسی نتایج شبیه‌سازی و آزمایش برای دو حفاظ آلومینیوم و پلی‌اتیلن

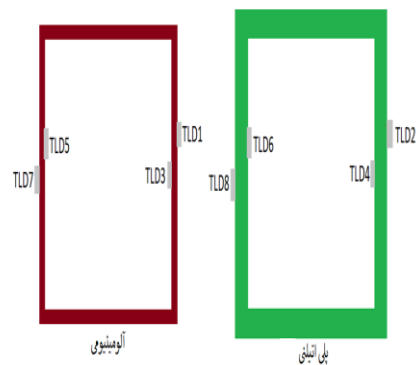
ماده مورد استفاده به‌عنوان حفاظ در آزمایش یک ماده در رده آتمی- باشد، لذا برای شبیه‌سازی دقیق آن نیاز به آنالیز ماده و پی بردن به‌عناصر موجود در حفاظ و درصد وزنی یا اتمی هر یک از عناصر، یا سفارش و ساخت ماده با درصد وزنی دلخواه می‌باشد. در این پژوهش با توجه به عدم دسترسی آسان به آزمون‌های آنالیز و هم‌چنین هزینه‌بر بودن این قبیل آزمون‌ها، در شبیه‌سازی از مواد استاندارد تعریف‌شده 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.

بخش شبیه‌سازی با نرم افزار متلب، میزان بودجه وزنی مورد نیاز به ازای حداقل RDM برابر با ۱/۵، میزان بودجه وزنی آلومینیوم در حدود ۰/۹۵ کیلوگرم به‌دست آمده که نشان دهنده بودجه وزنی مناسبی برای محاسبات پیش‌بینی شده در این بخش برای آلومینیوم خواهد بود.

## 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 پلی‌اتیلنی 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 ۶- محل قرارگیری TLDها بر روی جعبه‌ها

برای اندازه‌گیری دز جذبی از دزیمترهای ترمولومینسانس 'GR-200' استفاده شد. پیش از انجام پرتودهی به‌منظور تخلیه ترازهای گیرانداز، این دزیمترها به‌مدت 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

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 Bae, and 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," *the 4<sup>th</sup> National Conference on Space Radiation NSTRI*, 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," *Journal earth and space physics*, vol.48, no.1, pp.113-123, 2021, doi: [10.22059/JESPHYS.2021.323466.1007319](https://doi.org/10.22059/JESPHYS.2021.323466.1007319) (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," *Journal Space Science and Technology*, Vol. 14, no. 2, pp.71-76, 2021, doi:<https://doi.org/10.22034/jsst.2021.1246> (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/travelinginspa/radiation\\_shielding.html](https://www.nasa.gov/vision/space/travelinginspa/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, doi: <https://doi.org/10.1038/s41598-017-01707-2>
- [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, doi: <https://doi.org/10.1016/j.nimb.2006.08.019>.
- [13] Plastic Spaceships. A "designer material" derived from plastic could help protect astronauts on their way to Mars. [online]. Available at: [https://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2005/25aug\\_plasticspaceships](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, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.12.008>

**جدول ۱۰-** مقایسه نسبت دز به‌جا مانده در TLDها برای حفاظ‌های آلومینیوم و پلی‌اتیلنی در دو بخش شبیه‌سازی و آزمایش

پلی‌اتیلن	آلومینیوم	مشخصه
۸۲/۷۹	۸۵/۷۹	نتیجه شبیه‌سازی
۹۶/۳۶	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 پلی‌اتیلنی، 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 پلی‌اتیلنی دارای توان تضعیف دز بیشتری نسبت به حفاظ آلومینیومی می‌باشد. با توجه به کاهش وزن حدود ۱۴ درصد حفاظ پلی‌اتیلنی 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, 2020, [Online][E/book]. Available: <https://www.routledge.com/Ionizing-Radiation-Effects-in-Electronics-From-Memories-to-Imagers/BagatinGerardin/p/book/9780367655952> 2018.
- [2] J. R. Schwank et al., "Radiation effects in MOS oxides," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 55, no. 4, pp. 1833-1853, 2008, doi: [10.1109/TNS.2008.2001040](https://doi.org/10.1109/TNS.2008.2001040).
- [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,

- [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. Batthula, 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, doi: <https://doi.org/10.54808/JSCI.20.03.40>.
- [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," the 2<sup>th</sup> *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, doi: <https://doi.org/10.3390/fib9100060>
- [15] ECSS-E-ST-10-04C, "Space engineering: Space environment," 2/E. Noordwijk: ESA Requirements and Standards Division, pp.1-198, 2008.
- [16] C. Xu, and et al, "Study on Three-Dimensional Analysis Method of Radiation Dose of GEO Satellite," *MATEC Web of Conferences, EDP Sciences*, vol. 288, p. 02010. 2019, doi: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201928802010>.
- [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, doi: <https://doi.org/10.22034/jsst.2021.1267> (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).