

# Studying the Effects of Multi-Layer Shielding in Reducing Space Radiations Exposure of Human and Electrical Components in Space Missions

Sarah Shoorian<sup>1</sup>, S. Amir Hossein Fegghi<sup>2</sup> , Hamid Jafari<sup>3\*</sup> and Reza Amjadifard<sup>4</sup> 

1. Ph.D. Student, Nuclear Engineering Department, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
2. Professor, Nuclear Engineering Department, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
3. Assistant Professor, Nuclear Engineering Department, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
4. Assistant Professor, Satellite Research Institute, Iranian Space Research Institute, Tehran, Iran

\*Corresponding Author's E-mail: [hjafari63@gmail.com](mailto:hjafari63@gmail.com)

## Abstract

*Protection of astronauts and electronic components in satellites and spacecraft against space rays is one of the most important primary requirements in space missions. In this work, the effect of three materials, aluminum, as the most common material, polyethylene and a graded-z structure, in the protection of space radiations has been evaluated. The calculations of the dose caused by these radiations on the human body and a silicon piece have been carried out by MCNPX Monte Carlo code. The dose caused by cosmic rays has been calculated after applying shields of aluminum, graded-z structure and polyethylene. The results showed that by using polyethylene and about 4.4% increase in weight compared to the aluminum shield, it is possible to reduce the dose caused by photons by more than 50% in the human body and 30% in silicon parts, and the dose caused by protons by about 30%. It cut both for astronauts and electronic components. Graded-z shielding performed very well in the dose attenuation caused by photons, but appeared ineffective in the dose attenuation caused by protons.*

**Keywords:** Biological damage, Space radiation, MCNPX, Multi-Layer shield, Graded-Z structure

## 1. Introduction

The orbits of satellites are divided into five categories based on their altitude: (1) Low Earth Orbit (LEO), (2) Medium Earth Orbit (MEO), (3) Geosynchronous Equatorial Orbit (GEO), (4) High Earth Orbit (HEO) and (5) the Polar Orbit [1].

Current space programs are shifting toward planetary exploration, and especially human missions to the Moon and Mars. Astronauts are exposed to energetic protons and particles, as well as secondary radiation including neutrons and recoiled nuclei caused by nuclear interactions in the spacecraft or tissue. Radiation mitigation methods include: (1) increasing the distance from the radiation source, (2) reducing the radiation time and (3) shielding. Since space radiation is spread in all directions, the distance factor is not applicable in the space environment. The time of space missions is increasing day by day. The only accepted solution is to use shielding, although it is very expensive considering the current mass limits [2].

The multi-layer shielding method works well in both proton and electron environments. The design of such shielding usually includes three layers. The first layer is a low-z material to minimize induced X-ray. The second

layer is a material with a higher atomic number to maximize the attenuation of the X-rays produced in the first layer. In the third layer, a material with a low atomic number is used to weaken the secondary electrons produced by secondary X-rays [3].

In this work, the effect of using shielding of polyethylene and a graded-z structure on the deposited dose due to space radiation in the body of astronauts and silicon electronic components is investigated.

## 2. Methodology

The energy and flux of space radiation on Voskhod 1 spacecraft, which belonged to Russia and had a crew, for a 5-year mission duration was calculated by the Space Environment Information System (SPENVIS) [4] in order to investigate the effect of space radiation on the body of astronauts and electronic components.

The energy and fluence of the mission defined by the SPENVIS code are calculated and shown in Figure 1. The calculation results of OMERE software is also given in this figure to compare and validate the considered space radiation source. As can be seen, these data are almost identical and have a maximum relative difference of 3.6%.



## 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:

S. Shoorian, S. A. H. Fegghi, H. Jafari and R. Amjadifard, "Studying the Effects of Multi-Layer Shielding in Reducing Space Radiations Exposure of Human and Electrical Components in Space Missions," *Journal Space Science and Technology*, Vol. 16, No. 2, pp. 19-26, 2023 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1422>.

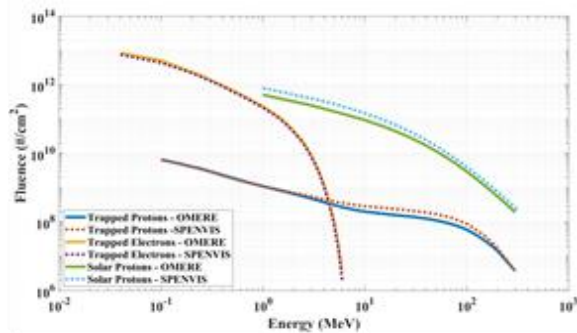


Figure 1. Energy and fluence of the mission's radiation source

Simulations of the human body, silicon component and radiation shielding are performed by MCNPX code [5] and is shown in Figure 2. According to the data, the maximum energy of the charged particles is 500 MeV, which is related to solar protons. According to SRIM calculations, the range of protons with such energy in aluminum, the common material used in the structure of satellites and spacecraft, is about 55 cm. Using this thickness of aluminum is an impossible affair from the weight budget point of view.

The wall thickness of satellites and spacecrafts in Leo orbit is usually around 7.5 mm of aluminum. Therefore, in this work, a suitable shielding equivalent to 7.5 mm aluminum has been introduced and examined.

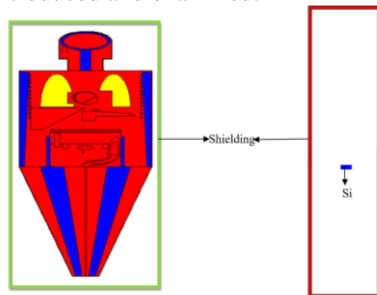


Figure 2. Simulated geometries, the human body on the left and the silicon component on the right

### 3. Results and Discussion

In Figure 3, the effect of a graded-z shield, the outermost layer of which is 5 mm polyethylene, the middle layer is 2.5 mm carbon and the innermost layer is 2 mm aluminum, and the polyethylene shield, as the relative dose in the human body, is compared to the aluminum shield. As can be seen, both structures reduce the contribution of electron dose factor to the absorbed dose by completely weakening the trapped electrons. The polyethylene shielding reduces both proton and photon doses of trapped protons to about 75% and 45%, respectively, and also reduces the dose caused by protons and photons of solar protons to 70% and zero in comparison to aluminum shielding. The graded-z shielding is also more successful than aluminum in shielding the photon and electron parts by reducing the dose caused by photons of solar protons and trapped protons by about 5% and 45%, respectively. However, regarding the dose caused by the protons related to the trapped proton sources and solar protons, with the increasing the deposited dose to the astronaut's body by a factor of 110% compared to the aluminum shield, one can say it does not perform well.

The relative absorbed dose in a silicon component is also investigated for both polyethylene and graded-z shielding

and is compared to aluminum shield in Figure 4. As can be seen, the dose caused by electrons can be reduced to zero and the dose caused by photons and protons can be reduced to about 70% by using polyethylene shielding. Using the graded-z shielding, the dose caused by photons is reduced by about 30% for trapped protons and 5% for solar protons compared to aluminum shielding, which will improve the total ionizing dose, but for protons, the dose increases about 110%, which can have adverse effects due to relatively high LET of protons in silicon.

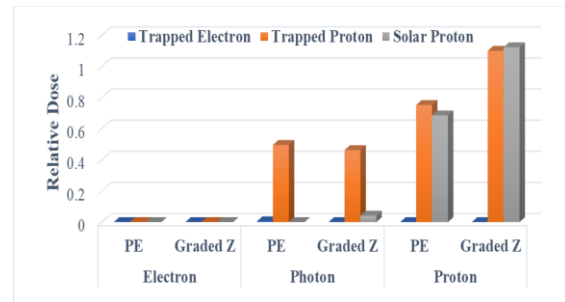


Figure 3. Relative dose of polyethylene and graded-z structure compared to 7.5 mm aluminum in human body

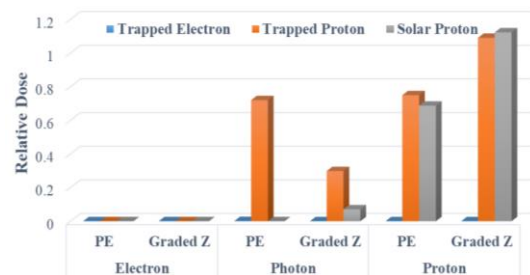


Figure 4. Relative dose of polyethylene and graded-z structure compared to 7.5 mm aluminum in silicon

### 4. Conclusions

The results of this work showed that with almost the same weight, about 4.4% increase in weight compared to the Al shield, by using the polyethylene shield, the dose caused by photons can be decreased by more than 50% in the human body and 30% in silicon components, and the dose caused by protons is reduced by about 30% for both astronauts and electronic components. If it is necessary to use an aluminum box, the introduced multi-layer shielding can reduce the dose caused by photons by more than 50% in the astronaut's body and by more than 70% in the silicon part compared to the case of Al shielding. But the graded-z shield will increase the dose caused by protons by about 110% in the astronaut's body and the silicon component compared to the Al shield.

### 5. References

- [1] R. Baumann and K. Kruckmeyer, Radiation Handbook for Electronics, Texas Instruments, p. 118, 2019.
- [2] M. Durante and F. A. Cucinotta (2008), Heavy ion carcinogenesis and human space exploration, Nature Reviews Cancer, vol 8(6), p. 465-472.
- [3] S. Shoorian, H. Jafari, and S.A.H. Feghhi (2022), Design and calculation of a multilayer radiation shield for replacement.
- [4] J.F. Ziegler, M.D. Ziegler, and J.P. Biersack, SRIM (2010), The stopping and range of ions in matter, Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions with Materials and Atoms, 268(11-12), p. 1818-1823.
- [5] MCNPX. Available: <http://mcnp.lanl.gov/>.

# مطالعه اثر استفاده از حفاظ چند لایه در کاهش پرتوهای فضایی رسیده به انسان و قطعات الکترونیکی در مأموریت‌های فضایی

سارا شوریان<sup>۱</sup>، سید امیرحسین فقهی<sup>۲</sup> ID، حمید جعفری<sup>۳</sup>\* و رضا امجدی فرد<sup>۴</sup> ID

۱، ۲ و ۳- دانشکده مهندسی هسته‌ای، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

۴- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

\* ایمیل نویسنده مخاطب: [hjafari63@gmail.com](mailto:hjafari63@gmail.com)

## چکیده

حفاظت فضاوردان و قطعات الکترونیکی موجود در ماهواره‌ها و فضاپیماها در برابر پرتوهای فضایی یکی از مهم‌ترین الزامات اولیه در مأموریت‌های فضایی است. در این کار با محاسبه دز ناشی از پرتوهای فضایی بر بدن انسان و قطعه سیلیکونی با استفاده از کد مونت کارلوی MCNPX به ارزیابی تأثیر سه ماده آلومینیوم، به‌عنوان رایج‌ترین ماده، پلی‌اتیلن و یک ساختار graded-z در حفاظسازی پرتوهای فضایی پرداخته شده است. دز ناشی از پرتوهای فضایی پس از اعمال حفاظ‌هایی از آلومینیوم، ساختار graded-z و پلی‌اتیلن محاسبه شده است. نتایج نشان داد با استفاده از پلی‌اتیلن و حدود ۴/۴٪ افزایش وزن نسبت به حفاظ آلومینیومی، می‌توان دز ناشی از فوتون را بیش از ۵۰٪ در بدن انسان و ۳۰٪ در قطعات سیلیکونی، و دز ناشی از پروتون‌ها را تا حدود ۳۰٪ هم برای فضاوردان و هم قطعات الکترونیکی کاهش داد. حفاظ graded-z در تضعیف دز ناشی از فوتون‌ها بسیار عالی عمل کرده اما در تضعیف دز ناشی از پروتون‌ها ناکارآمد ظاهر شد.

واژه‌های کلیدی: آسیب بیولوژیکی، تابش فضایی، MCNPX، حفاظ چند لایه، ساختار graded-z

## علائم و اختصارات

## مقدمه

میدان مغناطیسی زمین، بسته به مدار مأموریتی، اثرات متفاوتی بر حفاظت پرتوی فضایی دارد. با دور شدن از سطح زمین، مدار زمینی پایین (LEO)، یک مدار زمین‌محور با ارتفاعی بین ۰ تا ۲۰۰۰ کیلومتر قرار دارد. برای اینکه یک ماهواره بتواند با کمترین انرژی در مدار باقی بماند، حذف کشش جوی امری ضروری است، در نتیجه مدارهای زمین به‌طور عملی از حدود ۱۶۷ کیلومتری شروع شده و دارای دوره مداری ۱ تا ۲ ساعت هستند [۱]. مدارهای ماهواره‌ها براساس ارتفاع به‌پنج دسته تقسیم می‌شود: (۱) مدار کم

Low Earth Orbit (LEO)	مدار زمینی پایین یا مدار کم ارتفاع زمینی
Medium Earth orbit (MEO)	مدار با ارتفاع متوسط از زمین
Geostationary Equatorial Orbit (GEO)	مدار زمین آهنگ
High Earth Orbit (HEO)	مدار با ارتفاع زیاد از زمین
Personal Digital Assistant (PDA)	کامپیوتر کوچک دستی
Space Environment Information System (SPENVIS)	سیستم اطلاعات محیط فضایی

۳. استادیار  
۴. استادیار

۱. دانشجوی دکتری  
۲. استاد



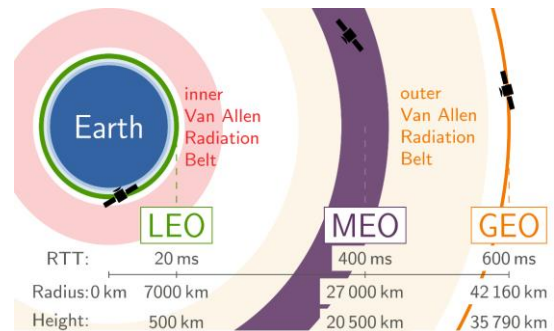
اندرکنش‌های هسته‌ای در فضاپیما یا بافت قرار دارند. پروتون‌های پرانرژی و هسته‌های سنگین موجود در تابش فضایی بدلیل الگوی متفاوت یونیزاسیون در مولکول‌ها، سلول‌ها و بافت نسبت به تابش زمینی سبب بروز آسیب‌های بیولوژیکی در فضاوردان می‌شوند. ریسک سفر فضایی بر سلامتی انسان از درجه ۱ (اثرات جدی بر سلامتی و غیرممکن بودن مأموریت بدون در نظر گرفتن روش‌های کاهشی) تا درجه ۳ (عواقب محتمل بر سلامتی با اعمال محدودیت‌هایی در طراحی مأموریت) طبقه‌بندی می‌شوند [۶].

برای بخش زیست محیطی مشکل، رویدادهای ذرات پر انرژی خورشیدی، که پیش‌بینی آن‌ها به‌دلیل ماهیت و طبیعت این ذرات دشوار می‌باشد، اهمیت ویژه‌ای دارند. جدای از مدل‌های آماری محیط نزدیک به زمین که بر اساس ثبت طولانی‌مدت داده‌های شارهای رویداد ذرات خورشیدی می‌باشند، تغییرپذیری ویژگی‌های رویداد با مکان در فضای بین سیاره‌ای نیز باید بررسی شود. برای حفاظت آنی و به‌موقع، پیش‌بینی اثرات حفاظ و در نتیجه تولید تشعشعات ثانویه مهم است. روش‌های کاهش تابش عبارتند از: افزایش فاصله از چشمه پرتویی، کاهش زمان پرتوگیری و حفاظ‌سازی. از آن‌جا که تابش فضایی در همه جهات منتشر می‌شود، عامل فاصله در محیط فضایی کاربرد ندارد. زمان مأموریت‌های فضایی روز به روز در حال افزایش است. تنها راهکار پذیرفته استفاده از حفاظ می‌باشد، هرچند با توجه به محدودیت‌های جرمی فعلی پرهزینه است [۷-۱۰]. امروزه استفاده از حفاظ‌های پلی‌اتیلنی و چند لایه<sup>۱۱</sup> برای حفاظت در برابر پرتوهای فضایی رو به‌افزایش است [۱۱].

روش حفاظ‌گذاری چند لایه علاوه بر محافظت در برابر پروتون‌های پرانرژی، در محیط‌های الکترونی نیز کارکرد مناسبی دارند. طراحی اینگونه حفاظ‌ها معمولاً شامل سه لایه است. لایه اول ماده‌ای سبک برای کمینه نمودن تولید اشعه ایکس است. این لایه بدلیل چگالی پایین هنگام برخورد الکترون علاوه بر تضعیف الکترون‌ها پرتو ثانویه کمتری تولید می‌کند. لایه دوم ماده‌ای با عدد اتمی بالاتر برای بیشینه نمودن تضعیف پرتوهای ایکس تولیدشده در لایه اول است. در لایه سوم از ماده‌ای با عدد اتمی پایین جهت تضعیف الکترون‌های ثانویه تولیدشده 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 [۱۲، ۱۳]. در مرجع [۱۴] به بررسی حفاظ‌های سه، پنج و هفت لایه پرداخته شده و نشان داده شد که حفاظ سه لایه به‌دلیل تنوع و تعداد لایه‌های کمتر و هزینه ساخت کمتر نسبت به حفاظ‌های سستی

ارتفاع زمینی یا لئو، (۲) مدار با ارتفاع متوسط از زمین یا مئو، (۳) مدار زمین آهنگ یا ژئو، (۴) مدار با ارتفاع زیاد از زمین یا هئو و (۵) مدار قطبی<sup>۵</sup>. نزدیک‌ترین مدار به زمین، مدار لئو می‌باشد. ارتفاع این مدار نزدیک به ۱۰۰۰ تا ۳۰۰۰ کیلومتر می‌باشد و زاویه<sup>۶</sup> میل<sup>۶</sup> کمی دارد [۲]. هر سیستم در مدار لئو یا مئو برای کار پیوسته، نیازمند به یک مجموعه<sup>۷</sup> از ماهواره‌ها می‌باشد. این ماهواره‌ها نسبت به زمین در حال حرکتند. بنابراین آنتن‌های مسیریاب باریکه نازک یا باریکه پهن مورد نیاز است [۳]. مدار لئو بیشتر برای وسایل ارتباطاتی متحرک مانند تلفن‌های موبایل، PDAها، و سیستم‌های ارتباطاتی اتومبیل استفاده می‌شود. چون مدار آن کم ارتفاع است سرعت ماهواره بیشتر می‌شود. این مدار بین اتمسفر و کمربند داخلی وان‌آلن قرار دارد [۴]. محیط این مدار مملو از قله‌سنگ است و برخورد ماهواره با آن سبب تخریب ماهواره می‌شود. میدان مغناطیسی زمین، از ماهواره‌های مدار لئو با عرض جغرافیایی کم در برابر تابش‌های مخرب رویدادهای ذره‌ای خورشیدی<sup>۸</sup> محافظت می‌کند. میزان دزی که ماهواره‌های لئو با زاویه میل کم از پرتوهای کیهانی کهکشانی<sup>۹</sup> می‌گیرند حدود نصف دز ناشی از GCR است که ماهواره‌های لئو با زاویه میل زیاد دریافت می‌کنند.

دز تجمعی GCR ماهواره‌های لئو کمتر و یا قابل مقایسه با دز تجمعی SAA<sup>۱۰</sup> است و به فعالیت خورشیدی نسبتاً غیر حساس است. ماهواره‌های موجود در این مدار در معرض تابش‌های فضایی قرار دارند، اما در معرض شدت‌های کامل طیف GCR و SPE قرار نمی‌گیرند. زیرا پروتون‌ها و یون‌های سنگین‌تر با انرژی کم، توسط میدان مغناطیسی زمین منحرف شده و به عمق فضا برمی‌گردند. بنابراین از رسیدن آن‌ها به فضاپیما مدار لئو جلوگیری می‌شود. میزان حفاظت، تابعی از ارتفاع<sup>۱۱</sup> و زاویه میل مداری فضاپیماست. شکل (۱) کمربندهای تابشی و موقعیت مدارهای مختلف فضایی را نشان می‌دهد [۵].



شکل ۱- کمربندهای تابشی و موقعیت‌های مدارهای اطراف زمین

برنامه‌های فضایی فعلی در حال تغییر به سوی اکتشافات سیاره‌ای، و به‌خصوص مأموریت‌های انسانی به ماه و مریخ هستند. فضاوردان در معرض تابش پروتون‌ها و ذرات پرانرژی و همچنین تابش‌های ثانویه شامل نوترون‌ها و هسته‌های پس‌زده ناشی از

9. Galactic Cosmic Ray (GCR)  
10. South American Atlantic (SAA)  
11. ALTITUDE  
12. Graded Z

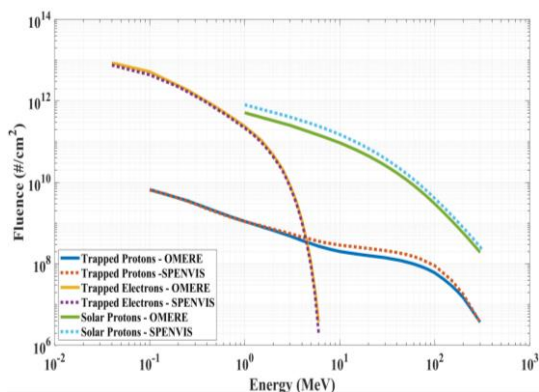
5. Polar Orbit  
6. Inclined Angle  
7. Constellation  
8. Solar Particle Event (SPE)



بیان شارهای پروتونی و الکترونی به دام افتاده در کمربند تابشی می‌باشند، استفاده شده است.

استفاده از مدل‌های AP-8 و AE-8 می‌تواند برای تخمین چگالی پروتون‌ها و الکترون‌ها مناسب باشد. محدوده انرژی الکترون‌ها از MeV ۰/۴ تا ۷ MeV و برای پروتون‌ها از MeV ۰/۱ تا ۴۰۰ MeV می‌باشد. مدل‌های AP-8 و AE-8 به‌روز شده مدل‌های AE-1 و AP-1 در سال ۱۹۹۶ می‌باشند. در این مدل از تخمین سهموی شار انتگرالی برای محاسبه شار دیفرانسیلی استفاده می‌شود. مدل AE-8 یک استاندارد ECSS و NASA برای همه مدارها به غیر از زمین آهنگ<sup>۴</sup> و GPS (مداری برای قرار گرفتن ماهواره‌های موقعیت‌یاب جهانی که در ناحیه مدار MEO قرار دارد) است. مدل AP-8 برای تمام مدارها یک استاندارد ECSS و NASA می‌باشد. در استفاده از این مدل می‌توان مسیر و مختصات ژئومغناطیسی را جهت دستیابی به مدل‌های کمربند تابشی برای محاسبه طیف شار به‌دست آورد [۱۷]. برای به‌دست آوردن انرژی و شار پرتوهای خورشیدی نیز مدل ESP-PHYSIC (total fluence)، که توسط زاپاس [۱۸، ۱۹] برای شارش کل و بدترین شرایط در چارچوب SEE ناسا گسترش یافته، به کار گرفته شده است.

انرژی و شارش چشمه‌های فضایی مأموریت تعریف شده با استفاده از مدل‌های ذکر شده توسط کد SPENVIS محاسبه شده و در شکل ۳ نشان داده شده است. در این شکل به منظور مقایسه و اعتبارسنجی چشمه پرتوهای فضایی در نظر گرفته شده، با نتایج محاسبات نرم‌افزار OMERE نیز آورده شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود این داده‌ها تقریباً یکسان بوده و دارای اختلاف نسبی بیشینه‌ای برابر با ۳/۶ درصد می‌باشند.



شکل ۳- انرژی و شارش چشمه‌های فضایی مأموریت

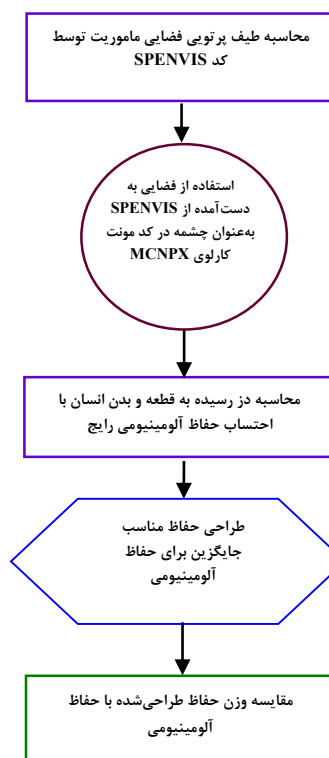
از آن‌جا که انرژی پرتوهای کیهانی بسیار بالاست، در تمامی مأموریت‌ها شیلد کردن این پرتوها تقریباً امری غیرممکن بوده و با توجه به این امر که شار آن‌ها بسیار اندک است، در طول مأموریت تعریف شده تهدید جدی به حساب نیامده و در ادامه از این پرتوها صرف نظر شده است.

مانند آلومینیوم برتری داشت. همچنین مرجع [۱۵] به بررسی حفاظ‌های جایگزین آلومینیوم پرداخته و بیان می‌دارد که استفاده از حفاظ‌های چند لایه و پلی اتیلنی باعث کاهش وزن سازه و همچنین دز رسیده به قطعات سیلیکونی می‌شود.

در این کار به بررسی اثر استفاده از حفاظ پلی اتیلنی و یک ساختار graded-z بر دز بجا گذاشته شده ناشی از پرتوهای فضایی در بدن فضانوردان و قطعات الکترونیکی سیلیکونی پرداخته شده است.

## روش کار

روند انجام کار به صورت خلاصه در فلوچارتی در شکل (۲) نمایش داده شده است. به منظور بررسی اثر پرتوهای فضایی بر بدن فضانوردان و قطعات الکترونیکی، انرژی و شار پرتوهای فضایی رسیده به فضاییامی Voskhod 1 که متعلق به روسیه بوده و دارای سرنشین بود، با فرض مدت مأموریت ۵ سال، توسط سیستم اطلاعات محیط فضایی<sup>۱۳</sup> (SPENVIS) [۱۶] محاسبه شده است.



شکل ۲- روند انجام شبیه‌سازی‌ها

SPENVIS یک نرم‌افزار برخط است که محیط فضایی شامل پرتوهای کیهانی، کمربندهای پرتویی طبیعی، ذرات پراثر انرژی خورشیدی، پلاسما، گاز و میکروذرات و اثرات آن را مدل‌سازی می‌کند. در این کار، از مدل‌های AP-8 و AE-8 که به ترتیب دو گونه مدل استاندارد برای

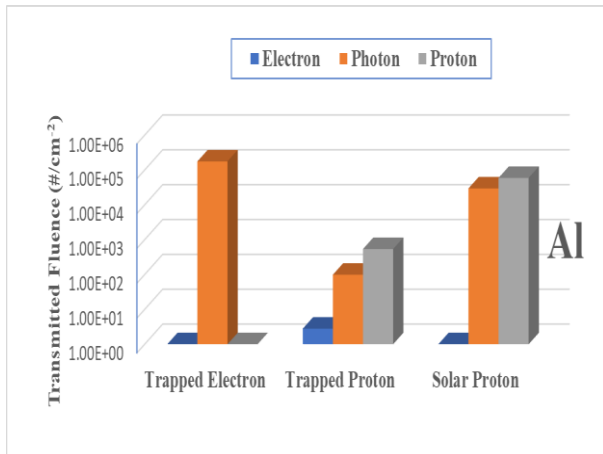
## نتایج

مشخصات مداری فضاپیماي Voskhod 1 در جدول ۱ آورده شده است. تأثیر حفاظ آلومینیومی ۷/۵ mm در شیلد پرتوهای رسیده به انسان در شکل نشان داده شده است. همان گونه که مشاهده می شود، مسئله اصلی در شیلد کردن پرتوهای فضایی برای مأموریت تعریف شده، الکترون ها و پروتون های به دام افتاده در کمر بند ون آن هستند. همچنین شایان ذکر است که منظور از پروتون و فوتون در خصوص الکترون های به دام افتاده در نمودارها، ذرات ثانویه تولید شده هستند. این امر برای پروتون های به دام افتاده و خورشیدی نیز صادق می باشد.

همان گونه که در شکل (۴) مشاهده می شود، حفاظ تنها در اطراف بدن فضاورد، یا قطعه سیلیکونی، تعریف شده است و برای ۷/۵ mm آلومینیوم دارای وزنی در حدود ۵۶/۵ kg می باشد. همان گونه که مشاهده می شود، الکترون های پر انرژی در اثر برخورد با آلومینیوم که دارای عدد اتمی به نسبت بالایی برای حفاظت در برابر الکترون می باشد، تولید اشعه ترمزی می نمایند. همان گونه که پیش تر اشاره شد، برای کاهش وزن در مأموریت های فضایی می توان از ترکیبات هیدروژن دار مانند پلی اتیلن استفاده نمود. با توجه به ضخامت جرمی معادل ۷/۵ mm آلومینیوم، باید از حدود ۱/۹ cm پلی اتیلن برای تضعیف تقریباً برابر استفاده نمود. تأثیر استفاده از حفاظ پلی اتیلنی بجای آلومینیومی در تضعیف شار رسیده به بدن فضاورد در شکل (۶) نشان داده شده است.

جدول ۱- مشخصات مداری فضاپیماي Voskhod 1

مقدار	مشخصه
۱۷۸ Km	حضيض
۳۳۶ Km	اوج
۶۴/۷°	تمایل



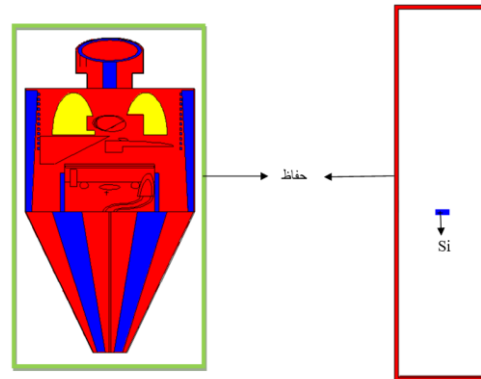
شکل ۵- تأثیر حفاظ آلومینیومی ۷/۵ mm بر شار عبوری

شبيه سازي بدن انسان، قطعه الکترونيکی سيلیکونی و حفاظ پرتویی توسط کد MCNPX صورت پذیرفت [۲۰]. MCNPX یک کد عمومی مونت کارلوی N-ذره ای است که می توان از آن برای محاسبات ترابرد نوترون، فوتون، الکترون یا زوج نوترون/فوتون/الکترون استفاده کرد. این کد پیکربندی سه بعدی مواد دلخواه در سلول های محدود شده توسط سطوح درجه اول و دوم و سطوح بیضوی درجه چهار را مورد بررسی قرار می دهد [۲۱]. هندسه شبيه سازي شده برای دو حالت انسان و قطعه سيلیکونی در شکل ۴ نشان داده شده است.

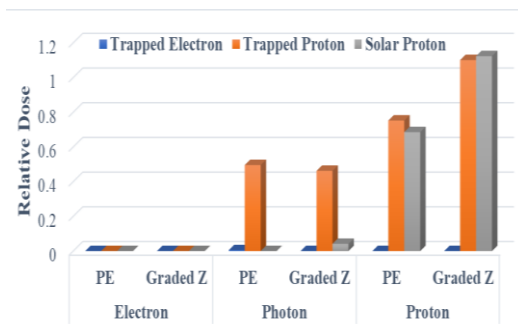
با توجه به داده های ارائه شده در جداول ۱ تا ۳، بیشینه انرژی ذرات باردار برابر ۵۰۰ MeV است که مربوط به پروتون های خورشیدی می باشد. بر اساس محاسبات انجام شده توسط SRIM، که مجموعه ای از برنامه ها برای محاسبه برد و توان توقف یون ها درون ماده با استفاده از مکانیک کوانتومی است [۲۲]، برد پروتون هایی با این مقدار انرژی درون آلومینیوم، ماده رایج مورد استفاده در سازه ماهواره ها و فضاپیماها، حدوداً برابر ۵۵ cm می باشد که با توجه به محدودیت وزنی برای کاربردهای فضایی، استفاده از چنین ضخامت آلومینیومی از نقطه نظر بودجه وزنی امکان پذیر نیست.

ضخامت دیواره ماهواره ها و فضاپیماهای مدار لئو معمولاً در حدود ۷/۵ mm آلومینیوم است [۱۵]. لذا در این کار حفاظ مناسب جایگزین ۷/۵ mm آلومینیوم معرفی و بررسی شده است. در طراحی و ساخت حفاظ پرتویی انتخاب مناسب جنس و ضخامت لایه ها در کاهش دز و بهینه سازی وزن اهمیت بسیار بالایی دارد. این امر نیازمند انجام کارهای تجربی و یا محاسباتی است. به رغم دقت بیشتر روش تجربی، از آنجا که آزمایش های عملی هزینه زیادی داشته، نیازمند زمانی طولانی برای اجرا بوده و عدم دسترسی به آزمایشگاه های تست تشعشعات فضایی با استفاده از روش های محاسباتی و شبيه سازي می توان در زمان و هزینه صرفه جویی نمود [۲۳].

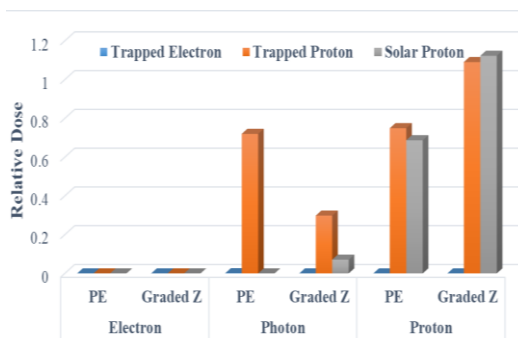
برخلاف حفاظ فوتون ها در سطح زمینی که از عناصر سنگین جهت حفاظ گذاری استفاده می شود، در موارد فضایی از آنجا که وزن فاکتوری بسیار مهم است مواد غنی از هیدروژن بهترین انتخاب برای حفاظ های فضایی هستند [۷]. لذا محوریت حفاظ گذاری در این کار مواد سبک قرار گرفته است.



شکل ۴- هندسه شبيه سازي شده. شکل چپ بدن انسان و شکل راست قطعه سيلیکونی



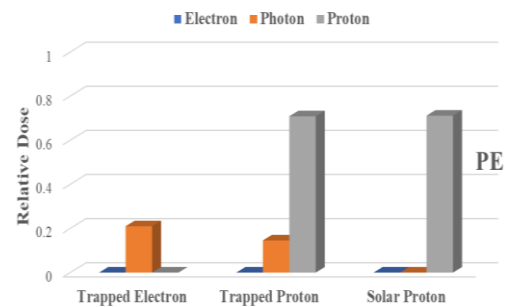
شکل ۷- دز نسبی پلی اتیلن و ساختار graded-z در مقایسه با ۷/۵ mm آلومینیوم در بدن انسان



شکل ۸- دز نسبی پلی اتیلن و ساختار graded-z در مقایسه با ۷/۵ mm آلومینیوم در قطعه سیلیکونی

## نتیجه گیری

در مأموریت‌های فضایی، پرتوگیری فضاوردان و قطعات الکترونیکی یک موضوع بسیار جدی و قابل توجه است. اندرکنش پرتو یونیزان با ارگان‌های زنده می‌تواند عواقب بیولوژیکی خطرناکی از قبیل آسیب بافت، سرطان و آب مروارید داشته باشد. اثرات آسیب پرتویی بر روی قطعات الکترونیکی نیز می‌تواند گاهی منجر به سقوط فضاپیما یا ماهواره شود. برای کاهش اثرات پرتویی ناشی از تابش فضایی، استفاده از حفاظ‌های پرتویی برای فضاوردان و قطعات الکترونیکی امری حیاتی است. استفاده از مواد با عدد اتمی پایین، بدلیل کاهش احتمال تولید پرتو ثانویه، گزینه مناسبی برای شیلد می‌باشد. امروزه استفاده از ساختارهای سبک‌تر برای حفاظ‌های پرتویی مطرح شده است. در این کار به بررسی حفاظ پلی اتیلن و graded-z برای محافظت فضاوردان و قطعات الکترونیکی در مأموریت‌های فضایی پرداخته شد. نتایج نشان داد که در وزن تقریباً یکسان، حدود ۴/۴٪ افزایش وزن نسبت به حفاظ آلومینیومی، با استفاده از حفاظ پلی اتیلن می‌تواند دز ناشی از فوتون را بیش از ۵۰٪ در بدن انسان و ۳۰٪ در قطعات سیلیکونی، و دز ناشی از پروتون‌ها را تا حدود ۳۰٪ هم برای فضاوردان و هم قطعات الکترونیکی کاهش داد. در صورت لزوم استفاده از جعبه آلومینیومی، حفاظ چند لایه معرفی شده می‌تواند دز ناشی از فوتون‌ها را بیش از ۵۰٪ در بدن فضاوردان و بیش از ۷۰٪ در قطعه سیلیکونی نسبت به حالت حفاظ آلومینیومی کاهش



شکل ۶- مقایسه حفاظ پلی اتیلن ۱/۹۱ cm با آلومینیوم ۷/۵ mm بر شار عبوری

در ادامه اثر یک حفاظ graded-z که لایه اول آن از خارج ۵ mm پلی اتیلن انتخاب شده است تا تولید اشعه ایکس ترمزی به حداقل برسد، لایه پس از آن ۲/۵ mm از جنس کربن قرار داده شده است تا سبب تضعیف اشعه‌های ایکس ترمزی تولید شده در لایه پلی اتیلن شود و همچنین از آنجا که ادوات الکترونیکی معمولاً درون جعبه‌ای از جنس آلومینیوم قرار می‌گیرند در انتها و داخلی‌ترین لایه ۲ mm آلومینیوم قرار گرفته است [۲۳] و حفاظ پلی اتیلن در مقایسه با حفاظ آلومینیومی به صورت دز نسبی در بدن انسان در شکل (۷) نشان داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، دز ناشی از الکترون‌ها در هر دو ساختار برابر صفر می‌باشد و لذا الکترونی چه به صورت مستقیم و چه به صورت الکترون‌های ثانویه تولید شده طی اندرکنش، به بدن فضاوردان نخواهد رسید. همچنین هر دو ساختار با تضعیف کامل الکترون‌های به دام افتاده، سهم این فاکتور در دز جذبی را به صفر می‌رساند. ساختار پلی اتیلن هم دز ناشی از پروتون و هم فوتون پروتون‌های به دام افتاده را به ترتیب به حدود ۷۵٪ و ۴۵٪ کاهش داده و همچنین دز ناشی از پروتون و فوتون‌های پروتون‌های خورشیدی را نیز به ۷۰٪ و صفر حالت حفاظ آلومینیومی کاهش می‌دهد. ساختار graded-z نیز با کاهش دز ناشی از فوتون‌های پروتون‌های خورشیدی و پروتون‌های به دام افتاده به ترتیب به حدود ۵٪ و ۴۵٪ در حفاظ‌سازی بخش فوتونی و الکترونی موفق‌تر از آلومینیوم عمل می‌کند. اما در خصوص دز ناشی از پروتون‌های مربوط به چشمه‌های پروتون به دام افتاده و پروتون‌های خورشیدی با افزایش دز رسیده به بدن فضاوردان به حدود ۱۱۰٪ نسبت به حفاظ آلومینیومی، عملکرد مطلوبی از خود نشان نمی‌دهد.

دز نسبی جذب‌شده در یک قطعه سیلیکونی نیز برای دو حفاظ پلی اتیلن و graded-z در مقایسه با حفاظ آلومینیومی بررسی شده و در شکل (۸) نمایش داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود با استفاده از حفاظ پلی اتیلن می‌تواند دز ناشی از الکترون‌ها را به صفر و دز ناشی از فوتون‌ها و پروتون‌ها را به حدود ۷۰٪ در قطعه سیلیکونی کاهش داد. در خصوص استفاده از حفاظ graded-z دز ناشی از فوتون‌ها نسبت به حفاظ آلومینیومی به حدود ۳۰٪ برای پروتون‌های به دام افتاده و ۵٪ برای پروتون‌های خورشیدی کاهش می‌یابد که اثر باعث بهبود دز یونیزان کل خواهد شد، اما برای پروتون‌ها دز تا حدود ۱۱۰٪ افزایش می‌یابد که این امر با توجه به LET نسبتاً بالای پروتون‌ها در سیلیکون می‌تواند اثرات نامطلوبی داشته باشد.

دهد. اما حفاظ graded-z دز ناشی از پروتون‌ها را تا حدود ۱۱۰٪ در بدن فضاورد و قطعه سیلیکونی نسبت به حفاظ آلومینیومی افزایش خواهد داد.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [11] S. Shoorian, H. Jafari, S.Ah. Feghhi and G. Aslani, "Calculation and measurement of leakage current variations due to displacement damage for a silicon diode exposed to space protons" *Journal of Space Science and Technology*, vol 13, no.4, pp. 71-79, 2020 (in Persian).
- [12] B. Klamm., "Passive Space Radiation Shielding: Mass and Volume Optimization of Tungsten-Doped PolyPhenolic and Polyethylene Resins," Publication: *Small Satellite Conference*, 2015.
- [13] B. Bartholet, "Light Weight Radiation Shielding for Space Environments," *SAE Transactions*, pp.359-362, 2004.
- [14] H. Daneshvar, K.G. Milan, A.Sadr and et al., "Multilayer radiation shield for satellite electronic components protection," *Scientific Reports*, vol. 11, no.1, p. 20657, 2021.
- [15] S. Shoorian, H. Jafari, and S.A.H. Feghhi, "Design and calculation of a multilayer radiation shield for replacement with Al in GEO orbit," *Journal of the Earth and Space Physics*, vol 48, no.1, pp. 113-123, 2022.
- [16] Available, [on line]: [https://directory\\_eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/p/pssct](https://directory_eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/p/pssct).
- [17] Spenvis, Available, [on line]: <https://www.spenvis.oma.be/>.
- [18] D. M. Sawyer and J.I. Vette, *AP8 trapped proton environment for solar maximum and solar minimum*, National Space Science Data Center, p.176, 1976.
- [19] M.A. Xapsos, G.P. Summers, J.L. Barth, and et al , "Probability Model for Worst Case Solar Proton Event Fluences," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 46, no. 6, pp. 1481-1485, 1999.
- [20] M.A. Xapsos, G.P. Summers, J.L. Barth, and et al , "Probability Model for Cumulative Solar Proton Event Fluences," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 47, no. 3, pp. 486-490, 2000.
- [21] Available, [on line]: <http://rd48.web.cern.ch/rd48/about-rose/about-rose.htm>.
- [22] MCNPX, Available, [on line]: <http://mcnp.lanl.gov/>.
- [23] J. F. Ziegler, M. D. Ziegler, and J. P. Biersack, "SRIM-The stopping and range of ions in matter," *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions with Materials and Atoms*, vol. 268, no. 11-12, pp. 1818-1823, 2010.
- [1] R. Baumann and K. Kruckmeyer, *Radiation Handbook for Electronics*, Texas Instruments, p. 118, 2019.
- [2] O. Montenbruck, and E. Gill, *Satellite Orbits: Models, Methods and Applications*. Springer, Berlin, Heidelberg, 2001.
- [3] Available, [on line]: <http://www.tech-faq.com/satellite-systems.shtml>.
- [4] Available: <http://www.answers.com/topic/low-earth-orbit>.
- [5] S. Duzellier "Radiation effects on electronic devices in space", *Aerospace Science and Technology*, vol 9, No.1, pp. 93-99, 2005.
- [6] M. Durante, "Space radiation protection: Destination Mars," *Life Sciences in Space Research*, vol 1, pp. 2-9, 2014.
- [7] M. Durante and F.A. Cucinotta, "Heavy ion carcinogenesis and human space exploration" *Nature Reviews Cancer*, vol. 8, no. 6, pp. 465-472, 2008.
- [8] G. Horneck, R. Facius, M. Reichert and et al., *a study on the survivability and adaptation of humans to long-duration exploratory missions, part I: lunar missions*, *Adv Space Res*, vol 31, no. 11, p. 2389-401, 2003.
- [9] F.A. Cucinotta and M. Durante, "Cancer risk from exposure to galactic cosmic rays: implications for space exploration by human beings," *The Lancet Oncol*, vol 7, no.5, pp. 431-435, 2006.
- [10] M. Durante and C. Bruno, "Impact of rocket propulsion technology on the radiation risk in missions to Mars", *The European Physical Journal D*, vol 60, no.1, pp. 215-218, 2010.