

Experimental Study of the Effect of Using Space Sandwich Structures for Protection Against Space Radiation

Majid Mokhtari^{1*}, Hamideh Daneshvar², Morteza Bahmani Nejad³, Shahryar Malekie⁴, Armin Mosayebi⁵, Amir Torabpoor Isfahani⁶ and Iman Aryanian⁷

1. Instructor, Department of Automotive Mechanics, Shahid Babaei Faculty, Technical and Vocational University of Qazvin Province, Qazvin, Iran
2. Assistant Professor, Faculty Member of Radiation processing and Dosimetry Research Group, Radiation Application Research Institute, Nuclear Science and Technology Research Institute, Tehran, Iran
3. M.Sc., Department of Structures and Vibrations, Department of Composites and Advanced Materials, Shahid Qandi Research Center, Tehran, Iran
4. Assistant Professor, Faculty Member of Radiation processing and Dosimetry Research Group, Radiation Application Research Institute, Nuclear Science and Technology Research Institute, Tehran, Iran
5. Assistant Professor, Faculty Member of Radiation processing and Dosimetry Research Group, Radiation Application Research Institute, Nuclear Science and Technology Research Institute, Tehran, Iran
6. M.Sc., Materials and Energy Research Institute, Iran Space Research Institute, Esfahan, Iran
7. Assistant Professor, Department of Satellite Communication, Iran Telecommunication Research Center (ITRC), Research Institute of Communication and Information Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author's E-mail: m_mokhtari@tvu.ac.ir

Abstract

Sandwich panels are used in various industries due to their high special strength. It is used in ultra-light aerospace structures. In this paper the protective effect of sandwich structures used in ultralight space structures against gamma rays is investigated. Eight structures of the most widely used structures used in space structures such as telecommunication antennas and satellite bodies are exposed to radioisotopic sources of gamma rays (Americium barium and cesium) with energies of 60 kV, 80 kV, 382 and 66 kV, have been compared to each other. Surface material (aluminum and carbon), surface thicknesses and honeycomb cell dimensions are the most important evaluation parameters. In this paper, different structures have been compared using the "special protection" parameter and the best structure from a protection perspective has been identified and reported.

Keywords: Sandwich panels, Space structures, Radiation protection, Carbon fiber composites



COPYRIGHTS

© 2022 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:

M. Mokhtari, H. Daneshvar, M. Bahmani Nejad, et al, "Experimental Study of the Effect of Using Space Sandwich Structures for Protection Against Space Radiation," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 15, No. 2, pp. 59-69, 2022 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2021.1344>.

بررسی تجربی تأثیر استفاده از چند سازه فضایی ساندویچی برای حفاظت در برابر تشعشعات فضایی

مجید مختاری^{۱*}، حمیده دانشور^۲، مرتضی بهمنی نژاد^۳، شهریار ملکی^۴، آرمین مسیبی^۵

امیر تراب پور اصفهانی^۶ و ایمان آریانیان^۷

- ۱- دپارتمان مکانیک خودرو، دانشکده شهید بابایی، دانشگاه فنی و حرفه‌ای استان قزوین، قزوین، ایران
 ۲، ۴، ۵ - گروه پژوهشی پرتوآوری و دزیمتری، پژوهشگاه کاربرد پرتوها، پژوهشگاه علوم و فنون هسته‌ای، تهران، ایران
 ۳- دپارتمان سازه و ارتعاشات، گروه کامپوزیت و مواد پیشرفته، مرکز تحقیقاتی شهید قندی، تهران، ایران
 ۶- پژوهشگاه مواد و انرژی، پژوهشگاه فضایی ایران، اصفهان، ایران
 ۷- گروه ارتباطات ماهواره‌ای، مرکز تحقیقات مخابرات ایران، پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات، تهران، ایران

* ایمیل نویسنده مخاطب: m_mokhtari@tvu.ac.ir

چکیده

ساندویچ پنل‌ها به علت استحکام ویژه بالا در صنایع مختلفی کاربرد دارند. از آن جمله استفاده در سازه‌های فوق سبک هوافضایی است. یکی از مخاطرات اصلی در فضا که مأموریت پرتاب را با خطر مواجه می‌کند، تشعشعات فضایی هستند. حفاظت از تجهیزات در برابر این تشعشعات مضر اهمیت بالایی دارد. در این مقاله به بررسی تجربی تأثیر حفاظتی ساختارهای ساندویچی مورد استفاده در سازه‌های فضایی فوق سبک در برابر پرتوهای گاما پرداخته شده است. هشت ساختار از پرکاربردترین سازه‌هایی که در ساختارهای فضایی مانند آنتن‌های مخابراتی و بنده‌های ماهواره‌ها استفاده می‌شود، در معرض تشعشع چشمه‌های رادیوایزوتوپی پرتوهای گاما (امرسیوم، باریوم و سزیوم) با انرژی‌های 60 keV و 80 keV در 285 keV و 662 keV قرار داده شده و نتایج آن با هم مقایسه شده است. جنس روبه (آلومینیومی و کربنی)، ضخامت‌های روبه‌ها و ابعاد سلول لانه زنبوری از مهم‌ترین پارامترهای ارزیابی هستند. میزان حفاظت بوجود آمده در هر یک از این ساختارها وابسته به ضخامت، جنس و مشخصات هندسی اجزای مختلف است. در این مقاله با استفاده از پارامتر «حفاظت ویژه» ساختارهای مختلف تست شده مقایسه شده‌اند و بهترین ساختار از دیدگاه حفاظتی شناسایی و گزارش شده است. با توجه به بومی بودن (طراحی، ساخت و تست) ساندویچ پنل‌های این تحقیق و همچنین دسترسی به مواد اولیه آن‌ها در کشور، نتایج بدست آمده از این بررسی قابل استفاده برای طراحی سازه‌های فضایی و غیرفضایی است.

واژه‌های کلیدی: ساندویچ پنل، سازه‌های فضایی، حفاظت در برابر تشعشع، کامپوزیت‌های الیاف کربن

مقدمه

تشعشعات فضایی یکی از مسائل بسیار مهم در طراحی سامانه‌های فضایی می‌باشد. در حین مأموریت تجهیزات استفاده شده در سامانه‌های فضایی تحت تأثیر انواع ذرات تابشی قرار می‌گیرند و

علائم و اختصارات

I	شدت پرتوها پس از عبور از حفاظ
I_0	شدت پرتوهای اولیه
x	ضخامت حفاظ
μ	ضریب تضعیف تشعشعی

۵. استادیار
 ۶. کارشناسی ارشد
 ۷. استادیار

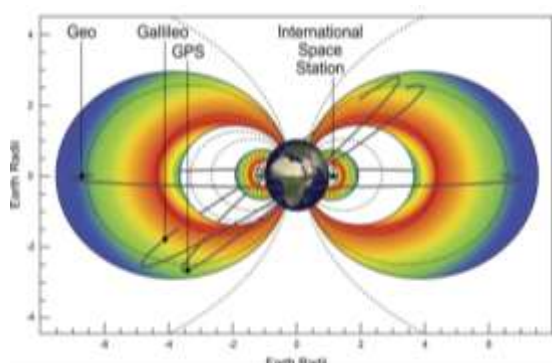
۱. مربی
 ۲. استادیار
 ۳. کارشناسی ارشد
 ۴. استادیار



COPYRIGHTS

© 2022 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/).

این کمربندهای مغناطیسی متحدالمرکز بوده و به شکل دونات می‌باشند (شکل ۱). کمربند داخلی در محدوده بین ۶۰۰۰km تا ۱۲۰۰۰km قرار دارد. محدوده کمربند خارجی از ۲۵۰۰۰ km تا ۴۵۰۰۰ km است. این دو ناحیه با یک شکاف از هم جدا می‌شوند. در سال ۲۰۱۳، ناسا از وجود کمربندهای دیگری در بین این دو کمربند خبر داد. ابعاد این کمربندها با توجه به شرایط ژئومغناطیسی زمین در حال تغییر است [۴]. انواع مختلفی از مدارهای ماهواره‌ای شامل GEO، MEO و LEO در این کمربندها قرار می‌گیرد [۵، ۶].



شکل ۱- موقعیت کمربندهای داخلی و خارجی ون آلن و مدارهای ماهواره‌ای [۵]

در صنایع فضایی، ادوات و تجهیزات الکترونیکی در سیستم‌ها و زیرسیستم‌های مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند. در برخی موارد این تجهیزات بسیار حساس هستند و توقف یا خطا در آن‌ها تأثیر حیاتی دارد. یکی از مسائل عمده، خطاهای ناشی از تشعشعات هسته‌ای و محیطی است که ممکن است در عملکرد عادی ادوات مشکل ایجاد نماید. این موضوع مبحث قابلیت اطمینان در تجهیزات دیجیتال را نیز مطرح می‌کند. آسیب‌های ناشی از اندرکنش ذرات با ماده به سه دسته زیر تقسیم‌بندی می‌شوند [۷]:

- آسیب دز یونیزان کل^{۱۴}
- آسیب جابه‌جایی^{۱۵}
- آسیب اثرات تک رخدادی^{۱۶}

جهت انجام موفق مأموریت‌های فضایی باید در طراحی سامانه‌های فضایی راهکارهای مقابله با این ذرات مد نظر قرار گیرد. یکی از راهکارهای بسیار مؤثر، استفاده از حفاظ^{۱۷} است. طراحی حفاظ باید به‌گونه‌ای باشد که زیرسیستم‌های هر سامانه فضایی بتواند در کل بازه زمانی مأموریت عملکرد صحیح خود را ادامه دهد [۸]. محافظت از تجهیزات داخلی به خصوص ادوات الکترونیکی ماهواره با

بنابراین می‌توانند دچار آسیب شوند. حوزه بررسی تشعشعات فضایی در سه مقوله شناسایی، سنجش و آشکارسازی تشعشعات فضایی، اثرسنجی تشعشعات فضایی و حفاظت در برابر تشعشعات فضایی قرار می‌گیرد [۱]. سازه‌های فضایی به عنوان جبهه مواجهه با تشعشعات فضایی هستند. مهم‌ترین مأموریتی که برای سازه‌های فضایی تعریف می‌شود، حفظ استحکام و یکپارچگی درحین اعمال بارهای ناشی از پرتاب و همچنین ایجاد فضای مناسب برای جانشانی بهینه تجهیزات است. از منظر تشعشعی سازه‌های فضایی به عنوان اولین حفاظ در برابر پرتوهای کیهانی هستند. بیشترین اهمیت بررسی اثرات تشعشعات فضایی از دیدگاه قابلیت اطمینان است. قابلیت اطمینان مورد نیاز برای کاربردهای فضایی موجب می‌شود که فرآیند تضمین تشعشعی^۸ یک فرآیند کلیدی در دستیابی به موفقیت ماهواره باشد [۲]. فرآیند RHA از دیدگاه طراحی بر اساس استاندارد فضایی ECSS^۹ به صورت زیر مطرح می‌شود [۲]:

فاز صفر یا فاز A: محیط تابشی تعریف می‌شود و الزامات بالا به پایین تابشی از آن استخراج می‌شود. بررسی‌های مقدماتی ویژگی‌های تابشی می‌تواند در انتخاب فناوری و فعالیت‌های مصالحه^{۱۰} طراحی کمک کند.

فاز B: محیط تابشی مطابق با الزامات بالا به پایین تکمیل می‌شود. طراحی الکترونیکی طرح‌بندی ماهواره یا فضاپیما تعریف می‌شود. تحلیل اولیه از حفاظ می‌تواند مانند ویژگی‌های محیط تابشی آغاز شود.

فاز C: آزمون‌های ویژگی‌های تابشی اجرا می‌شود. تحلیل حفاظ تجهیزات، نهایی می‌شود. آنالیز طراحی مدار (بدترین شرایط) اجرا می‌شود. در انتهای فاز C، برای CDR^{۱۱}، بیشتر فعالیت‌های RHA تکمیل شده است.

فاز D: در این فاز باقی فعالیت‌های RHA باقیمانده مربوط به آزمون‌های تابشی (تست تایید تشعشع^{۱۲} یا آزمایش پذیرش لات پرتو^{۱۳}) انجام می‌شود [۲].

به دلیل وجود کمربندهای مغناطیسی اطراف زمین، مقدار قابل توجهی از این ذرات در این کمربندها به دام افتاده و نمی‌توانند به جو زمین برسند. اما در فضا شار این ذرات بسیار زیاده بوده و بایستی در طراحی سامانه‌های فضایی به این مسئله توجه داشت. شار ذرات یونیزان فضایی با توجه به طول و عرض جغرافیایی زمین، ارتفاع از سطح زمین، آغاز مأموریت و بازه زمانی آن تغییرات قابل توجهی دارد [۳].

14. Total Ionization Dose
15. Displacement Damage
16. Single Event Effect
17. Shielding

8. Radiation Hardness Assurance (RHA)
9. European Cooperation for Space Standardization (ECSS)
10. Trade-off
11. Critical Design Review (CDR)
12. Radiation Verification Testing (RVT)
13. Radiation Lot Acceptance Testing (RADLAT)

بایستی بعد از طراحی و قبل از استفاده، مورد آزمون‌های مختلف مکانیکی، استاتیکی و حرارتی قرار گیرند [۹، ۱۰].

در تعیین مواد حفاظ با توجه به محدودیت‌های موجود در پرتاب ماهواره‌ها و همچنین در هنگام اجرای مأموریت، استفاده از مواد سبک و کم وزن ضروری است. بنابراین، شناخت نوع مواد مورد استفاده در حفاظ‌های مؤثر در برابر تابش‌های فضایی اهمیت زیادی دارد [۱۱]. ساختارهای حفاظ متفاوتی برای محافظت از قطعات حساس وجود دارند که هر کدام مقادیر متفاوتی از محافظت ایجاد می‌کنند [۱۲].

با توجه به استحکام ویژه بالا، میرایی سازه‌ای و صلبیت بالای ساختارهای ساندویچی در اکثر ماهواره‌های موجود در مدارهای LEO و GEO از ساختار لانه زنبوری استفاده می‌شود [۱۳]. از مزایای این ساختار امکان تعبیه لوله‌های حرارتی در کنترل حرارت موجود در ماهواره است که این موضوع با توجه به محدودیت فضایی موجود در ماهواره نقش بسیار مهمی در طراحی مهندسی ماهواره دارد [۱۴]. ساختار لانه زنبوری فلزی به واسطه کم بودن چگالی، سفتی خمشی بالا و تجربیات موفق در شرایط سخت محیطی و همچنین مشخصات جذب انرژی بالا، دارای کاربردهای زیادی در زمینه‌های هوایی و فضایی است [۱۵-۱۷]. در بسیاری از مأموریت‌های فضایی از این ساختار استفاده می‌شود [۱۸] و بسته به نوع مأموریت از ضخامت‌های مختلف و سلول با اندازه‌های متفاوت استفاده می‌شود [۱۹]. در شکل (۲) سازوکار کاهش شار تابیده شده به ساختار ساندویچی لانه زنبوری فلزی نشان داده شده است.

با توجه به انجام آزمایش‌های میزان تضعیف حفاظ در برابر چشمه‌های گاما که نوعی چشمه فوتونی محسوب می‌شوند، مختصری در مورد اندرکنش فوتون‌ها با مواد توضیح داده خواهد شد. فوتون‌ها تابش‌های الکترومغناطیس هستند که بار و جرم ندارند و با سرعتی به اندازه سرعت نور حرکت می‌کنند. با توجه به اینکه فوتون‌ها دارای بار نیستند، نمی‌توانند مانند ذرات باردار، انرژی خود را از طریق اندرکنش‌های کولنی از دست بدهند. فوتون‌ها نسبت به ذرات باردار با همان انرژی، دارای قدرت نفوذ بیشتری هستند. سازوکار افت انرژی فوتون در مواد به سه صورت کلی: ۱- فرآیندهای فوتوالکترونیک، ۲- پراکندگی کامپتون و ۳- تولید زوج خواهد بود [۲۰، ۲۱].

حفاظ‌های مختلفی انجام می‌شود. بدنه ماهواره اولین حفاظی است که وظیفه محافظت از تجهیزات داخلی را دارد. در سازه‌های هوافضایی، وزن اهمیت بسیار بالایی دارد. افزوده شدن وزن موجب افزایش چشمگیر هزینه‌های پرتاب خواهد شد. از آن‌جاکه وزن سازه ماهواره تابع جنس و نوع سازه است، بنابراین انتخاب ساختاری که بارگذاری ارتعاشی سطح بالا (در حدود ۱۴ برابر شتاب گرانش)، محدودیت فرکانس طبیعی (فرکانس طبیعی طولی ۶۰ هرتز و عرضی ۲۰ هرتز)، وزن نهایی کمینه و در نهایت محافظت از تشعشعات فضایی را داشته باشد، از اهمیت بالایی برخوردار است.

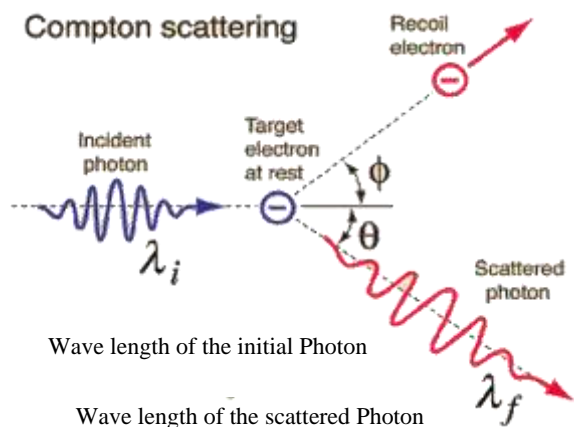
حفاظت از بوردهای الکترونیکی در برابر تشعشعات فضایی در دو سطح مختلف انجام می‌شود. در سطح اول بدنه ماهواره با توجه به جنس و ساختار سازه خود، تمام یا مقداری از شار تابیده شده را جذب می‌کند. در سطح دوم حفاظتی که حفاظ موضعی^{۱۸} نامیده می‌شود، از جعبه‌های فلزی که در برگیرنده بوردهای الکترونیکی و تجهیزات حساس هستند، استفاده می‌شود. محدودیت‌های موجود، طراحان را وادار می‌کند که در ساخت بدنه‌های ماهواره پارامتر کاهش وزن و تحمل پذیری بیشتر بار را به عنوان مهم‌ترین پارامترهای اصلی مد نظر قرار دهند و بنابراین میزان محافظت سازه‌ای در برابر تشعشعات در درجه بعدی اهمیت قرار خواهد داشت. از این رو، مسئولیت اصلی حفاظت برعهده جعبه‌های نگهدارنده خواهد بود. استفاده از سازه‌های مختلف برای بدنه ماهواره می‌تواند مقداری از شار تابیده شده را کاهش دهد و خود منجر به کم شدن ضخامت جعبه‌های نگهدارنده شود. کاهش ضخامت جعبه‌های نگهدارنده موجب کاهش وزن کل مجموعه و در نهایت صرفه جویی اقتصادی خواهد شد. از این رو در این پژوهش، نمونه‌های مورد تایید برای استفاده در سازه‌های فضایی که هر کدام برای موضوع مرتبطی و بر اساس استاندارد فضایی اروپا (ECSS-E-ST-32) طراحی و ساخته شده‌اند انتخاب شده است تا از نظر حفاظت تشعشعی مورد ارزیابی قرار گیرد.

با توجه به محدودیت‌های موجود در پرتاب و اجرای مأموریت ماهواره‌ها، استفاده از مواد سبک در حفاظ ضروری می‌باشد. مواد مورد استفاده در طراحی ساختار حفاظ، بایستی توانایی مقابله با تشعشعات فضایی را داشته و کاملاً ایمن و قابل اطمینان باشند. به این معنی که قابلیت استفاده در شرایط خلأ (اجابت الزامات گاز^{۱۹} مطابق استاندارد ECSS-E-ST-10-32) و تحمل سیکل‌های حرارتی شدید فضایی را داشته باشند. این مواد بایستی سبک و محکم بوده و از نظر ویژگی‌های مکانیکی، استاتیکی و حرارتی هم مناسب باشند. براساس استانداردهای فضایی این مواد

19. Outgassing

18. Local

جذب شده و انرژی فوتون تبدیل به یک جفت الکترون و پوزیترون خواهد شد. انرژی به طور مساوی بین هردو توزیع و این دو با زاویه ۱۸۰ از هم دور می‌شوند. احتمال وقوع این رخداد متناسب با مجذور عدد اتمی ماده است [۲۳].



شکل ۳- پدیده پراکندگی کامپتون

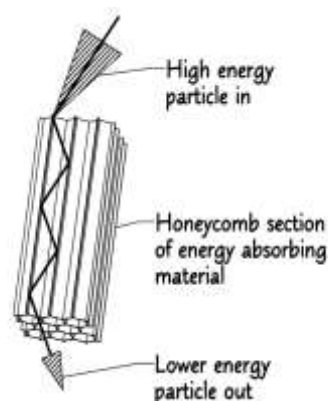
رابطه تضعیف تشعشعی چشمه فوتونی

زمانی که حفاظ در برابر چشمه فوتونی مانند پرتوهای ایکس و گاما قرار می‌گیرد، در صورتی که ضخامت جاذب کم و باریکه چشمه موازی باشد، شار گامای عبوری از حفاظ از رابطه بیر- لامبرت^{۲۰} پیروی می‌کند (رابطه ۲) [۲۴، ۲۵].

$$I = I_0 e^{-\mu x} \quad (2)$$

که در آن I شدت پرتوها پس از عبور از حفاظ، I₀ شدت پرتوهای اولیه، x ضخامت حفاظ و μ ضریب تضعیف تشعشعی می‌باشد. میزان تغییرات شدت بیانگر میزان تضعیف تشعشعی است.

تعدادی کار در زمینه بررسی اثرات حفاظ‌های مختلف در برابر پرتوهای پرنانرژی انجام شده است. در کاری که در سال ۱۹۹۷ انجام شده، با استفاده از روش‌های مونت کارلو به بررسی ساختارهای ترکیبی آلومینیوم و کامپوزیت گرافیت در برابر پروتون‌های پر انرژی پرداخته شده است [۲۶]. در کار دیگری که در سال ۲۰۰۳ در مجموعه تحقیقات دفاعی کانادا انجام شده، به بررسی انواع مختلف ساختارهای لانه زنبوری با استفاده از کد MCNPX برای استفاده در حفاظ و جهت مقابله با تشعشعات فضایی در میکروماهواره‌ها پرداخته شده است [۲۷]. در کاری که توسط چن در دیپارتمان علوم و فنون هسته‌ای دانشگاه نانچینگ چین در سال ۲۰۱۷ انجام شده است، به بررسی ساختارهای لانه زنبوری با کد مونت کارلوی GEANT انجام شده است و ساختارهای مختلف مورد بررسی قرار گرفته است [۱۲].



شکل ۲- سازوکار افت انرژی تشعشعات فضایی در ساختارهای ساندویچی دارای لانه زنبوری فلزی

پدیده فوتوالکتریک

اثر فوتوالکتریک یا جذب فوتوالکتریک یکی از انواع اصلی اندرکنش‌های پرتوهای ایکس و گاما با ماده می‌باشد. در این اندرکنش، یک فوتون با الکترون لایه داخلی یک اتم اندرکنش انجام داده و باعث کنده شدن آن از لایه خواهد شد. احتمال وقوع این اثر زمانی افزایش می‌یابد که انرژی فوتون فرودی مساوی و یا بزرگتر از انرژی پیوندی الکترون از لایه آن باشد. الکترون کنده شده، فوتوالکترون نامیده می‌شود و فوتون فرودی کاملاً در این فرآیند جذب می‌شود. جذب فوتوالکتریک متناسب با عدد اتمی (Z)، انرژی فرودی و چگالی فیزیکی ماده جاذب است و به صورت رابطه (۱) بیان می‌شود [۵].

$$Z^3 p / E^3 \quad (1)$$

پدیده کامپتون

اثر کامپتون در سال ۱۹۲۲ توسط آرتور کامپتون کشف شد. در پدیده کامپتون فوتون به یک الکترون آزاد و ساکن برخورد کرده و باعث پراکندگی الکترون و تشکیل فوتون جدید با انرژی کمتر از انرژی فوتون فرودی می‌شود. احتمال وقوع پدیده کامپتون متناسب با تعداد الکترون‌های مداری یا به عبارتی چگالی الکترون‌ها است. این پدیده بر خلاف اثرات فوتوالکتریک و تولید زوج به عدد اتمی وابسته نیست و دارای تابعیت عکس با انرژی می‌باشد. یعنی با کاهش انرژی، احتمال وقوع این پدیده بیشتر خواهد بود. در محدوده انرژی‌های ۳۰ keV تا ۳۰ MeV این پدیده به خصوص در بافت‌های انسانی بیشترین احتمال وقوع را دارد [۲۲].

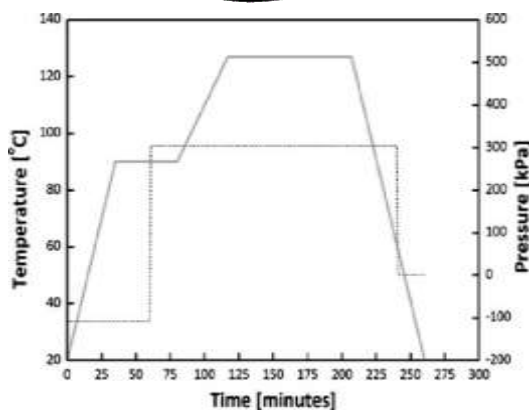
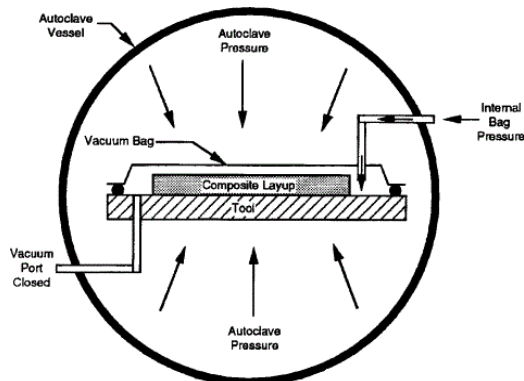
تولید و نابودی زوج

در این پدیده فوتون فرودی به شرطی که دارای انرژی بیش از $2m_e c^2$ یعنی ۱/۲۲ MeV باشد، به طور کامل در مجاورت هسته

و % $TML^{23} < 1$ رعایت شده است. از طرف دیگر، آلیاژهای استفاده شده برای لانه زنبوری و ساختار هندسی آن نیز در تطابق کامل با الزامات فضایی است. سوراخ‌دار بودن لانه زنبوری و استفاده از آلیاژهای سری ۵۰۰۰ که برای ساختارهای فضایی توصیه شده است، از جمله موارد رعایت شده در کنار آلودین شدن هسته به عنوان الزامات سازه‌ای فضایی است. روش تولید تمام سازه‌های این مقاله با استفاده از فشار منفی خلأ بوده است. نمونه‌های این تحقیق با فرایند اتوکلاو و کیسه خلأ در پژوهشگاه فضایی ایران و مرکز تحقیقاتی شهید قندی ساخته شده‌اند.

آزمون حفاظت در برابر تشعشع

برای انجام کار پژوهشی فوق از ۸ نمونه حفاظ (جدول (۱)) با مشخصات متفاوت استفاده شده است. با توجه به محدودیت‌های موجود در تعیین ضریب تضعیف تشعشعی از چشمه‌های نقطه‌ای گاما (جدول (۲)) در آزمایشگاه کالیبراسیون SSDL پژوهشگاه کاربرد پرتوها، پژوهشگاه علوم و فنون هسته‌ای استفاده شده است. چشمه‌های گاما در واقع رادیوایزوتوپ‌های نقطه‌ای با مشخصات تشعشعی مد نظر هستند.



شکل ۴- طرح‌واره‌ای از فرایند اتوکلاو و سطح فشارهای مثبت و منفی اعمال شده بر روی ساندویچ پنل به همراه تغییرات دمایی وابسته به زمان (با مجوز مرکز تحقیقاتی شهید قندی)

در پژوهشی که توسط دانشور و همکارانش در پژوهشگاه ارتباطات فناوری اطلاعات انجام شده، به بررسی آسیب پرتویی دز یونیزان کل و آسیب جابجایی بر روی ساختارهای مختلف لانه زنبوری با استفاده از کد MCNPX و برای مدار GEO پرداخته شده است [۲۸، ۲۹]. در کار دیگری که در سال ۲۰۱۶ در دانشگاه NC A&T انجام شده، به بررسی ساختارهای مختلف ساندویچی با کامپوزیت‌های هیبریدی ساندویچی یا به عبارتی مواد $HMWPE^{21}$ پرداخته شده در برابر چشمه نوترونی پرداخته شده است. نتایج نشان می‌دهد که در مواد آمیخته شده با نانوپودرهای بور، نسبت به دیگر مواد، نتایج بهتری برای مقابله با چشمه‌های نوترونی دارند [۳۰، ۳۱].

در این مقاله به بررسی تجربی تأثیر حفاظتی ساختارهای ساندویچی مورد استفاده در سازه‌های فضایی فوق سبک در برابر تشعشعات گاما پرداخته شده است. هشت ساختار از پرکاربردترین سازه‌هایی که در ساختارهای فضایی مانند آنتن‌های مخابراتی و بدنه‌های ماهواره‌ها استفاده می‌شود، در معرض تشعشع چشمه‌های پرتو گاما (امرسیوم، باریوم و سزیم) با انرژی‌های ۶۰، ۳۸۵ و ۶۶۲ keV قرار داده شده است و نتایج آن با هم مقایسه شده است. میزان حفاظت بوجود آمده در هر یک از این ساختارها وابسته به ضخامت، جنس و مشخصات هندسی اجزای مختلف آن‌هاست. در این مقاله با استفاده از پارامتر «حفاظت ویژه» ساختارهای مختلف تست شده مقایسه شده‌اند و بهترین ساختار از دیدگاه حفاظتی شناسایی و گزارش شده است. با توجه به بومی بودن (طراحی، ساخت و تست) ساندویچ پنل‌های این تحقیق و همچنین دسترسی به مواد اولیه آن‌ها در کشور، نتایج به‌دست آمده از این بررسی قابل استفاده برای طراحی سازه‌های فضایی و غیر فضایی است.

تحلیل تجربی

برای ارزیابی میزان حفاظت ایجاد شده در برابر پرتوهای گاما، ۸ ساختار پر کاربرد فوق سبک مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند. پارامترهای مختلفی مانند نوع و جنس رویه، ضخامت رویه، ضخامت هسته، ابعاد سلول لانه زنبوری و تأثیر استفاده از لایه‌های فلزی در این بررسی به صورت تجربی ارزیابی شده است.

ساخت نمونه‌های ساندویچی

مشخصات ۸ نمونه استفاده شده در این تحقیق در جدول (۱) آورده شده است. اتصال رویه به هسته در تمام نمونه‌های ساندویچی با استفاده از چسب‌های هوا-فضایی پایه اپوکسی انجام شده است. در نمونه‌های فضایی مواد استفاده شده مطابق بالایی با شرایط خارج جو دارند (فشار خلأ در حدود 10^{-11} Pa) به نحوی که در عمده نمونه‌های استفاده شده، تمام الزامات فضایی از جمله الزامات گازروی (گازش) $CVCM^{22} < 0.1$

23. Total mass loss


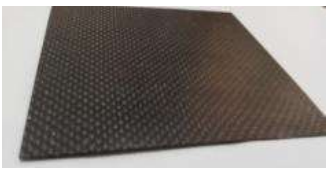


21. High Molecular Weight Poly Ethylene (HMWPE)

22. Collected Volatile Condensable Material

اثر ضخامت پنل

با فرض کم بودن تأثیر تغییر ضخامت رویه آلومینیومی که در محدوده ۰/۰۲ میلی متر است، برای در نظرگیری اثر مجموع ضخامت روبه‌های آلومینیومی و هسته از دو نمونه #۱ و #۴ استفاده شده است. همانطور که در جدول (۴) نشان داده شده است، در نمونه #۴ به‌رغم ضخامت بیشتر، دارای افت کمتری است. این تغییرات در انرژی‌های کمتر بیشتر ظاهر می‌شود.

جدول ۱- مشخصات هندسی، ساختاری، چگالی (ρ - kg/m^3) و روش تولید نمونه‌های تست شده برای بررسی پارامترهای مربوط به حفاظت تشعشعات فضایی

ش. ع.	مشخصات ساختاری و تولید	ش. ع.
۱	 <p>اتوکلاو $\rho = 210/53$</p> <p>ساندویچ پنل با رویه آلومینیومی سری ۷۰۷۵ با ضخامت ۳۰۰ میکرون، ضخامت هسته ۲۰ میلی‌متر و ابعاد سلول ۱/۸ اینچ، اتصال هسته به رویه با چسب فیلمی پایه اپوکسی</p>	۱
۲	 <p>وکیوم بگ $\rho = 207/27$</p> <p>ضخامت ۵۰۰ میکرون لمینیت کامپوزیتی کربن T300 و اپوکسی به</p>	۲
۳	 <p>اتوکلاو $\rho = 258/36$</p> <p>ساندویچ پنل با رویه آلومینیومی سری ۷۰۷۵ با ضخامت ۵۰۰ میکرون، ضخامت هسته ۲۲ میلی‌متر و ابعاد سلول ۱/۸ اینچ، اتصال هسته به رویه با چسب فیلمی پایه اپوکسی</p>	۳
۴	 <p>اتوکلاو $\rho = 357/44$</p> <p>ساندویچ پنل با رویه آلومینیومی سری ۷۰۷۵ با ضخامت ۵۰۰ میکرون، ضخامت هسته ۲۲ میلی‌متر و ابعاد سلول ۱/۱۶ اینچ، اتصال هسته به رویه با چسب فیلمی پایه اپوکسی</p>	۴

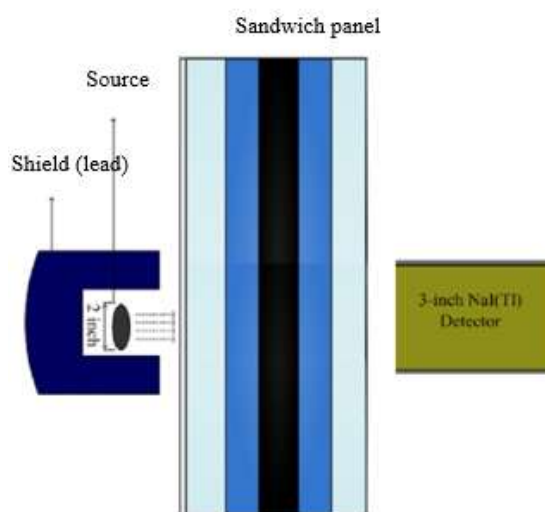
برای تعیین شار چشمه رادیوایزوتوپی از آشکارسازهای تابشی استفاده می‌شود. آشکارسازی با استفاده از CsI (TI) -NT-812 انجام شده و ثبت طیف مربوط به شار اندازه گیری شده با حضور و عدم حضور حفاظ با استفاده از نرم افزار مربوط به شرکت نوین طیف انجام شده است. چیدمان پرتودهی را می‌توان در شکل (۵) مشاهده کرد.

نتایج

در این بخش پارامترهای تأثیرگذار بر میزان تضعیف تشعشعی بر نمونه‌های حفاظ که با چشمه‌های گاما پرتودهی شده‌اند، مورد بررسی قرار گرفته است. برای تشریح نتایج از درصد افت تشعشعات عبوری و حفاظت ویژه $(\Delta I/I_0)/\rho$ استفاده شده است.

اثر ابعاد سلول لانه زنبوری

ابعاد سلول در لانه زنبوری در واقع قطر دایره محیط شده در شش ضلعی است. برای تأثیر این پارامتر بر ضریب تضعیف تشعشعی از دو نمونه #۳ و #۴ استفاده شده است. در این دو نمونه تمامی مشخصات مشابه است و تنها در اندازه سلول با هم تفاوت دارند که به ترتیب برابر با $\frac{1}{8}$ و $\frac{1}{16}$ اینچ است.



شکل ۵- چیدمان آزمون برای اندازه‌گیری میزان حفاظت

همانطور که در جدول (۳) نشان داده شده است، هرچه قدر اندازه سلول کوچکتر باشد، افت بیشتر است یا به عبارتی تأثیر شیلدینگ بیشتر است. این اتفاق در انرژی‌های بیشتر، کمتر مشهود است و گویی اثر اندازه تأثیر زیادی بر افت ندارد و عملاً هرچه قدر انرژی فوتون بیشتر باشد، اثر اندازه سلول کمتر خواهد بود. این امر نیز طبیعی به نظر می‌رسد، با کوچکتر شدن اندازه سلول، راه برای نفوذ و ورود ذرات زیان بار کمتر شده و بنابراین تأثیر حفاظت شیلد بیشتر است.

نمونه				انرژی (keV)
-۹/۰۳	-۴/۲۸	-۵/۲۸	-۱/۴۷	۸۰
-۳/۸۱	۱/۸۱	-۳/۹۷	-۱/۱۱	۳۵۶
-۲/۳۴	-۱/۱۱	-۲/۸۱	-۰/۷۸	۶۶۲

در توصیف اندرکنش فوتون با مواد گفته شد که در محدوده انرژی فوتونی که در این کار آزمایش انجام شده است، اثر غالب اندرکنش بین فوتون و مواد اثر پراکندگی کامپتون است که به طور معکوس با انرژی تغییر می کند. بنابراین در انرژی های کمتر این اثر بیشتر ظاهر می شود و بنابراین وجود اثرات ثانویه پراکندگی کامپتون که در اندرکنش فوتون با شیلد ظاهر می شود می تواند بر خروجی تأثیرگذار باشد. یعنی علاوه بر فوتون های اولیه، تعدادی نیز در اثر پراکندگی کامپتون در آشکارساز ظاهر خواهد شد. هرچقدر مقدار شیلد بیشتر باشد. این اثر بیشتر ظاهر می شود. همانطور که در مقایسه این دو نمونه مشاهده می شود در انرژی ها به نسبت کمتر ۶۰ keV و ۸۰ keV با توجه به وجود اثرات کامپتون بیشتر در نمونه #۴ نسبت به نمونه #۱، افت کمتری از شدت ورودی ظاهر می شود. در حالی که در انرژی های بیشتر ۳۵۶ keV و ۶۶۲ keV، اثر غالب نسبت به اثر ثانویه پراکندگی خود ضخامت شیلد است و با توجه به اینکه کامپتون در این انرژی ها کمتر ظاهر می شود، در شیلد با ضخامت بیشتر افت بیشتری ظاهر خواهد شد.

اثر لایه فلزی استیل

برای مقایسه این اثر از دو نمونه #۷ و #۶ استفاده شده است. همانطور که در توضیحات ارائه شده است برای نمونه #۷، یک سمت ساندویچ - لایه فلزی به ضخامت ۱۲۵ میکرون از جنس استیل ۳۰۶ نشانده شده است. بنابراین، به عبارتی مقدار ضخامت نیز در مجموع در اینجا افزایش یافته است، توجه به نتایج به دست آمده تقریباً مشابه با اثر مجموع ضخامت آلومینیم و هسته است. در انرژی های کمتر اثر غالب پراکندگی کامپتون است و بنابراین علی رغم ضخامت بیشتر نمونه #۷، شاهد افت کمتری خواهیم بود و این امر به علت وجود پراکندگی های ناشی از اثرات کامپتون است که در انرژی های کمتر نیز بیشتر ظاهر می شود. در انرژی بیشتر اثر ضخامت غالب بوده و نمونه با ضخامت بیشتر دارای افت بیشتری خواهد بود (جدول ۵).

جدول ۵- اندازه گیری تأثیر رویه فلزی روی حفاظت تشعشعی

نمونه				انرژی (keV)
#6		#7		
SS	%(ΔI/I0)	SS	%(ΔI/I0)	
-۴/۴۱	-۱۹/۲۴	-۱۷/۶۲	-۳/۸۴	۶۰
-۰/۷۸	-۳/۴۰	-۳/۷۴	-۰/۸۱	۶۶۲

اثر تعداد لایه ها

برای بررسی اثر تعداد لایه ها از دو نمونه #۶ و #۸ استفاده شده است. این دو نمونه تنها در تعداد لایه ها با هم تفاوت دارند. توجه

ش. ع.	مشخصات ساختاری و تولید	ش. ع.
۵	اتوکلاو $\rho = 195/53$ 	۵
	ساندویچ پنل با یک رویه آلومینیومی سری ۷۰۷۵ با ضخامت ۵۰۰ میکرون و یک رویه از ROGERS سری ۱۰۰۰، ضخامت هسته ۷ میلی متر و ابعاد سلول ۱/۴ اینچ، اتصال هسته به رویه با چسب فیلمی پایه اپوکسی	
۶	وکیوم بگ $\rho = 436/36$ 	۶
	ساندویچ پنل با رویه الیاف کربن T 300 با ضخامت ۷۵۰ میکرون، ضخامت هسته ۱۰ میلی متر و ابعاد سلول ۱/۸ اینچ، اتصال هسته به رویه با چسب فیلمی پایه اپوکسی	
۷	وکیوم بگ $\rho = 258/84$ 	۷
	ساندویچ پنل با رویه الیاف کربن T 300 با ضخامت ۷۵۰ میکرون تقویت شده با یک لایه فلزی ۲۰۰ میکرونی از یک طرف، ضخامت هسته ۱۰ میلی متر و ابعاد سلول ۱/۸ اینچ، اتصال هسته به رویه با چسب فیلمی پایه اپوکسی	
۸	وکیوم بگ $\rho = 455/03$ 	۸
	ساندویچ پنل با رویه الیاف کربن T 300 با ضخامت ۱۰۰۰ میکرون و روکش دهی شده با یک لایه فلزی به روش رسوب بخار به ضخامت ۲۰ میکرون، ضخامت هسته ۱۰ میلی متر و ابعاد سلول ۱/۸ اینچ، اتصال هسته به رویه با چسب فیلمی پایه اپوکسی	

جدول ۲- چشمه های رادیوایزوتوپ گاما برای پرتودهی حفاظ

منبع	Cs-137	Ba-133	Am-241
انرژی (keV)	۶۶۲	۳۵۶	۸۰
			۶۰

جدول ۳- اندازه گیری تأثیر استفاده از لانه زنبوری با دو اندازه سلول مختلف روی حفاظت تشعشعی

نمونه				انرژی (keV)
#3		#4		
SS	%(ΔI/I0)	SS	%(ΔI/I0)	
-۰/۵۷	-۱/۴۹	-۱/۱۷	-۴/۲۱	۶۰
-۱/۱۰	-۲/۳۲	-۰/۷۸	-۲/۸۱	۶۶۲

جدول ۴- اندازه گیری تأثیر ضخامت پنل روی حفاظت تشعشعی

نمونه				انرژی (keV)
#1		#4		
SS	%(ΔI/I0)	SS	%(ΔI/I0)	
-۲/۴۹	-۵/۲۶	-۱/۱۷	-۴/۲۱	۶۰

جمع بندی

در این کار به بررسی انواع ساختارها برای استفاده به عنوان شیلد تشعشعی پرداخته شده است. با توجه به محدودیت‌های موجود برای انجام آزمون پرتودهی، در این جا تنها به چشمه‌های گامای تک انرژی اکتفا شده است. در این کار با در اختیار داشتن تفاوت و تمایز ساختارهای مختلف، برای مقایسه پارامترهای ابعاد سلول لانه زنبوری، اثر هسته، لایه فلزی و مجموع ضخامت رویه‌های آلومینیمی و هسته مورد بررسی قرار گرفته است.

هرچقدر اندازه سلول کوچکتر باشد، افت بیشتر است. این اتفاق در انرژی‌های بیشتر، کمتر مشهود است. نتایج مربوط به تأثیرات مجموع ضخامت هسته و لایه آلومینیمی حکایت از تأثیر متقابل این اثر با پراکندگی کامپتون دارد. در انرژی‌های کمتر اثر غالب پراکندگی است و بنابراین موجب می‌شود تعداد ذرات بیشتری به آشکارساز برسند. در انرژی‌های بالاتر اثر غالب همان ضخامت شیلد است و بنابراین در ساختار با ضخامت بیشتر شاهد افت کمتری خواهیم بود. اضافه شدن لایه فلزی موجب افزایش ضخامت نمونه شده اما این تأثیر در افت شار تنها در انرژی‌های بالاتر ظاهر می‌شود و در انرژی‌های کمتر، به علت اثر غالب پراکندگی کامپتون، افت کمتری مشاهده خواهد شد. مقایسه دو نمونه مشابه با تعداد لایه‌های متفاوت حاکی از عدم اثرپذیری افت شار نسبت به افزایش تعداد لایه‌ها دارد. این نتیجه نیز با توجه به اثر غالب پراکندگی کامپتون به خصوص در انرژی‌های کم، قابل توجیه است. ماهیت هسته با توجه به وجود روزه‌های لانه زنبوری در آن دارای اثر مخربی بر میزان تضعیف شیلد خواهد بود. اثر مخرب در انرژی‌های بیشتر کمتر خواهد شد. برای اکثر نمونه‌ها با افزایش انرژی، میزان افت به شدت کاهش پیدا می‌کند. در انرژی‌های بالاتر میزان افت نمونه‌ها تفاوت چندانی با هم ندارند ولی برای انرژی کمتر تفاوت کاملاً مشهود است و نمونه‌های سه لایه با ساختار لانه زنبوری و هم چنین لایه فلزی استیل دارای افت مناسبی تقریباً برابر با ۲۰ و ۱۸ درصد می‌باشند. بنابراین، بهینه‌ترین شیلد محسوب می‌شوند. در کل با توجه به افت کم شار، این ساختارها به تنهایی مناسب کاربردهای فضایی برای مقابله با تشعشعات فضایی نمی‌باشند. وجود چسب و رزین پیش بینی و توجیه نتایج را برای مقابله با پرتوهای گاما پیچیده می‌کند. نتایج بدست آمده می‌تواند برای بودجه بندی حفاظت تشعشعی بسیار حائز اهمیت باشد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

نتایج به دست آمده تقریباً مشابه با اثر مجموع ضخامت آلومینیم و هسته و اثر لایه فلزی استیل است (جدول ۶). در این مورد افزایش تعداد لایه‌ها در انرژی‌های مختلف عملاً تأثیری مثبتی بر افت نداشته است. تغییرات شدت افت در انرژی‌های کمتر به علت اثر غالب پراکندگی کامپتون بیشتر است و با افزایش انرژی این اثر کمتر می‌شود.

جدول ۶- اندازه گیری تأثیر تعداد لایه‌های رویه پنل روی حفاظت تشعشعی

نمونه				سطح انرژی (keV)
#6		#8		
SS	%(ΔI/I0)	SS	%(ΔI/I0)	
-۴/۴۱	-۱۹/۲۴	-۵/۸۶	-۱/۲۸	۶۰
-۰/۷۸	-۳/۴۰	-۲/۲۰	-۰/۴۸	۶۶۲

اثر حضور هسته

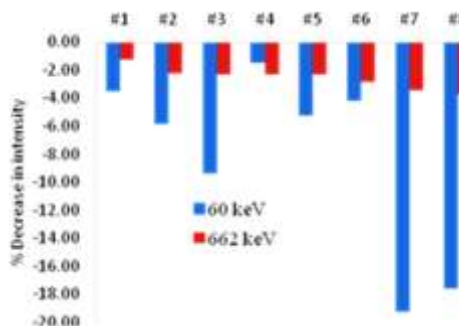
برای مقایسه تأثیر و نقش هسته بر میزان افت شدت از دو نمونه #۸ و #۲ استفاده شده است. ماهیت هسته با توجه به وجود روزه‌های لانه زنبوری در آن دارای اثر مخربی بر میزان تضعیف شیلد خواهد بود. این نتایج برای انرژی‌های مختلف برای مقایسه در جدول (۷) نشان داده شده است. اثر مخرب در انرژی‌های بیشتر کمتر خواهد شد.

جدول ۷- اندازه گیری تأثیر حضور هسته روی حفاظت تشعشعی

نمونه				انرژی (keV)
#2		#8		
SS	%(ΔI/I0)	SS	%(ΔI/I0)	
-۴/۵۱	-۹/۳۶	-۵/۸۶	-۱/۲۸	۶۰
-۱/۱۰	-۲/۲۹	-۲/۲۰	-۰/۴۸	۶۶۲

مقایسه کلی نمونه‌ها

برای مقایسه کلی از همه نمونه‌ها در دو انرژی ۶۰ keV و ۶۶۲ keV استفاده شده است. این نتیجه در شکل (۶) نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل نشان داده شده است، برای اکثر نمونه‌ها با افزایش انرژی، میزان افت به شدت کاهش پیدا می‌کند. در انرژی‌های بالاتر میزان افت نمونه‌ها تفاوت چندانی با هم ندارند ولی برای انرژی کمتر تفاوت کاملاً مشهود است و نمونه‌های #۷ و #۸ دارای افت قابل قبول تقریباً ۲۰ و ۱۸ درصدی هستند. بنابراین، بهینه‌ترین شیلد محسوب می‌شوند.



شکل ۶- مقایسه میزان افت ایجاد شده ناشی از حفاظت ساندویچ پنل‌های سازه‌ای در برابر تابش دو سطح انرژی ۶۰ keV و ۶۶۲ keV

مراجع

- [15] L. Zheng, D. Wu, A. Zhou, B. Pan, Y. Wang, and J. Wang, "Experimental and numerical study on heat transfer characteristics of metallic honeycomb core structure in transient thermal shock environments," *International Journal of Thermophysics*, vol. 35, pp. 1557-1576, 2014.
- [16] R. Battiston, W. Burger, V. Calvelli, R. Musenich, V. Choutko, V. Datskov, et al., "ARSSEM—Active radiation shield for space exploration missions," *arXiv: 1209.1907 [physics. space-ph]*, 2012.
- [17] W.L. Ko, "Heat shielding characteristics and thermostructural performance of a superalloy honeycomb sandwich thermal protection system (TPS)," NASA Dryden Flight Research Center Edwards, California 2004.
- [18] F. Cataldo and M. Prata, "New composites for neutron radiation shielding," *Journal of Radioanalytical and Nuclear Chemistry*, vol. 320, pp. 831-839, 2019.
- [19] Honeycomb radiation shield for spacecraft. Available: <https://contest.techbriefs.com/2010/entries/transportation/304>
- [20] C. Leroy and P.-G. Rancoita, *Principles of radiation interaction in matter and detection*: World Scientific, 2011.
- [21] G. Gilmore, *Practical gamma-ray spectroscopy*: John Wiley & Sons, 2011.
- [22] Compton effect. Available: <https://radiopaedia.org/articles>
- [23] P.W. Hawkes, *Advances in imaging and electron physics*: Elsevier, 2004.
- [24] H. O. Tekin, "MCNP-X Monte Carlo code application for mass attenuation coefficients of concrete at different energies by modeling 3×3 inch NaI (Tl) detector and comparison with XCOM and Monte Carlo data," *Science and technology of nuclear installations*, vol. 2016, 2016.
- [25] A. Kiyani, A.A. Karami, M. Bahiraee, and H. Moghadamian, "Calculation of gamma buildup factors for point sources," *Advances in materials Research*, vol. 2, pp. 93-98, 2013.
- [26] M. Stanton, J. Barth, E. Stassinopoulos, W. Stapor, and T. Jordan, "Proton transport through graphite composite honeycomb solar array panel," in *RADECS 97. Fourth European Conference on Radiation and its Effects on Components and Systems* (Cat. No. 97TH8294), pp. 305-310, 1997.
- [27] L. Varga and E. Horvath, *Evaluation of electronics shielding in micro-satellites*: Defence R&D Canada-Ottawa, 2003.
- [28] H. Daneshvar, P. Hajipour, L. Mohammadi, and M. Ebrahimzadeh, "Evaluation of the amount of displacement damage in silicon volumes caused by GEO orbit radiation particles using MCNPX code," presented at the *Second National Conference on Space Radiation*, Tehran, 2012. in Persian
- [29] H. Daneshvar, P. Hajipour, L. Mohammadi, and M. Ebrahimzadeh, "Investigation and comparison of the most important radiation protection design parameters in GEO satellites using MCNPX code," presented at the *Second National Conference on Space Radiation*, Tehran, 2012 (in Persian).
- [1] B. Taylor, C. Underwood, A. Dyer, C. Ashton, S. Rason, and J. Browning, "The micro radiation environment monitor (MuREM) and SSTL radiation monitor (SSTL RM) on TechDemoSat-1," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 59, pp. 1060-1065, 2012.
- [2] European Coppration for Space Standardization, "Space product Assurance," Materials, mechanical parts and processes, ESA2009.
- [3] M. R. S. James R. Schwank, and Paul E, "Radiation Hardness Assurance Testing of Microelectronic Devices and Integrated Circuits: Radiation Environments, Physical Mechanisms, and Foundations for Hardness Assurance," sandia National Laboratories Document, 2008.
- [4] https://en.wikipedia.org/wiki/Van_Allen_radiation_belt
- [5] Available: <https://www.bas.ac.uk/media-post/new-risk-index-for-satellite-operators>
- [6] R. Horne, S. Glauert, N. Meredith, D. Boscher, V. Maget, D. Heynderickx, et al., "Space weather impacts on satellites and forecasting the Earth's electron radiation belts with SPACECAST," *Space Weather*, vol. 11, pp. 169-186, 2013.
- [7] H. T. Mebrahtu, *Heavy Ion Radiation Effects on CMOS Image Sensors*, 2005.
- [8] E. Secretariat, "Methods for the calculation of radiation received and its effects, and a policy for design margins," European Cooperation for Space Standardization, Noordwijk, 2008.
- [9] R. Uzel and A. Özyildirim, "A study on the local shielding protection of electronic components in space radiation environment," *2017 8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 2017, pp. 295-299.
- [10] M. Mayanbari and Y. Kasesaz, "Design and analyse space radiation shielding for a nanosatellite in Low Earth Orbit (LEO)," in *Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies-RAST2011*, 2011, pp. 489-493.
- [11] D. Croley, H. Garrett, G. Murphy, and T. Garrard, "Solar particle induced upsets in the TDRS-1 attitude control system RAM during the October 1989 solar particle events," *Nuclear Science, IEEE Transactions on*, vol. 42, pp. 1489-1496, 1995.
- [12] T. Chen, F. Chen, X. Tang, M. Ni, Y. Zhang, and H. Huang, "Shielding performance of honeycomb and foam structures in a magnetic field against spatial high-energy electron radiation," *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions with Materials and Atoms*, vol. 410, pp. 127-133, 2017.
- [13] J. Solin, "The GEO total ionizing dose," *Nuclear Science, IEEE Transactions on*, vol. 45, pp. 2964-2971, 1998.
- [14] B. Spieth, K. Qassim, R. Pittman, and D. Russell, "Shielding electronics behind composite structures," *Nuclear Science, IEEE Transactions on*, vol. 45, pp. 2752-2757, 1998.

[31] N.A. Galehdari, V. Mani, and A.D. Kelkar, "Fabrication of Nanoengineered Radiation Shielding Multifunctional Polymeric Sandwich Composites," *Int. J. Chem. Mol. Nucl. Mater. Metall. Eng.*, vol. 10, pp. 257-260, 2016.

[30] N. Abuali Galehdari and A.D. Kelkar, "Characterization of nanoparticle enhanced multifunctional sandwich composites subjected to space radiation," in *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, 2016, p. V001T03A032.