



Investigation of Total Ionizing Dose Damage in Low Earth Orbit Using Data from Radiation Payloads of a Microsatellite

R. Amjadifard^{1*}, B. Pouralibaba², S. Karbasian³, V. Talebzadeh⁴

^{1*}Assistant Professor, Satellite research institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, r.amjadifard@isrc.ac.ir

² Researcher, Satellite research institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, bahrambaba@gmail.com

³ Faculty member, Satellite research institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, sh.karbasian@isrc.ac.ir

⁴ Faculty member, Satellite research institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, v.talebzadeh@isrc.ac.ir

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 50-60
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2025.511720.1237](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.511720.1237)

Article Info

Received: 2025-03-11
Accepted: 2025-04-21

Keywords

Radiation payload,
Dosimeter, Total
ionization dose, Solar
storm

How to Cite this article

R. Amjadifard, B. Pouralibaba, S. Karbasian, V. Talebzadeh, "Investigation of Total Ionizing Dose Damage in Low Earth Orbit Using Data from Radiation Payloads of a Microsatellite", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 50-60, 2026.

Abstract

The space radiation environment can affect the material and electronic components in different ways. It is responsible for some failures and even the complete loss of missions. Therefore, understanding this environment's specifications and its interactions with material and electronic components leads to more reliable products. Benefiting from this information helps designers to apply some methods to compensate or mitigate the destructive effects of this radiation environment. Hence, since the early years of sending satellites into space, radiation payloads have been employed to identify and model this environment. This paper analyzes data obtained from an operational microsatellite launched for the purpose of demonstrating and validating several space technologies. The primary payload of the satellite consists of two dosimeters designed to measure the total ionizing dose (TID) in low Earth orbit (LEO). Based on the measured data, the total ionizing dose inside and outside the satellite has reached 65 rad and 1 krad, respectively, since the satellite launched (one year). The simulation results show that the platform protects each component, such as an aluminum shield with a 10 mm equivalent thickness. In addition, the received data from the satellite detected two G5 solar storms that occurred during the above period and show that a solar storm can increase the absorbed dose in the mounted components at the outside the satellite by more than 300 rad within a few days.

بررسی آسیب دز یونساز کل در مدار ارتفاع کم با استفاده از داده‌های دریافت شده از محموله‌های تشعشعی یک میکروماهواره

رضا امجدی فرد^{۱*}، بهرام پورعلی بابا^۲، شهاب کرباسیان^۳، ولی طالبزاده^۴

^{۱*} - استادیار، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، r.amjadifard@isrc.ac.ir

^۲ - پژوهشگر، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

bahrambaba@gmail.com

^۳ - مربی، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

sh.karbasian@isrc.ac.ir

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

v.talebzadeh@isrc.ac.ir

* نویسنده مسئول



دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۵۰-۶۰

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2025.511720.1237

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۱۲/۲۱

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۰۱

واژه‌های کلیدی

محموله تشعشعی، دزیتر، دز

یونساز کل، طوفان خورشیدی.

نحوه استناد به این مقاله

رضا امجدی فرد، بهرام پورعلی بابا، شهاب کرباسیان، ولی طالبزاده، "بررسی آسیب دز یونساز کل در مدار ارتفاع کم با استفاده از داده‌های دریافت شده از محموله‌های تشعشعی یک میکروماهواره"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۵۰-۶۰، ۱۴۰۵.

چکیده

محیط تشعشعی ماموریت‌های فضایی عامل بروز آسیب‌های متنوعی بر مواد و قطعات الکترونیکی استفاده شده در فضاپیماها می‌باشد. این آسیب‌ها تاکنون منشاء بروز خرابی‌های متعدد و حتی از دست رفتن کامل چندین ماموریت فضایی بوده‌اند. براین اساس شناسایی این محیط از حیث نوع، انرژی و شار پرتوها بسیار اهمیت داشته و کمک شایانی به طراحان تجهیزات فضایی به منظور جبران یا کاستن اثرات مخرب این محیط پرتویی خواهد داشت. به همین دلیل از سال‌های آغازین ارسال ماهواره به فضا تاکنون استفاده از محموله‌های تشعشعی برای شناسایی این محیط و مدل‌سازی آن ادامه داشته است. این مقاله به تحلیل داده‌های یک میکروماهواره عملیاتی می‌پردازد که با هدف تثبیت چندین فناوری به فضا پرتاب شده است. محموله اصلی این ماهواره دو عدد دزیتر برای اندازه‌گیری دز یونساز کل در مدار LEO است. براساس داده‌های دریافتی از ابتدای پرتاب ماهواره تاکنون (به مدت یکسال) مقدار دز یونساز کل در داخل و خارج از ماهواره به ترتیب برابر ۶۵ rad و ۱ krad بوده است. با انجام شبیه‌سازی، مقدار ضخامت حفاظ معادل با پلتفرم ماهواره برابر ۱۰ میلیمتر آلومینیوم می‌باشد. علاوه بر این داده‌های اخذ شده از ماهواره به خوبی تاثیر دو طوفان خورشیدی از مرتبه G5 را که طی مدت فوق رخ داده‌اند را ثبت و نشان می‌دهد که هر طوفان خورشیدی می‌تواند مقدار دز را برای قطعات نصب شده در بیرون از ماهواره طی چند روز بیش از ۳۰۰ rad افزایش دهد.

۱- مقدمه

شرایط محیطی موجود در مدار چرخش ماهواره‌ها، نظیر محدودهٔ بزرگ تغییرات دمایی، پرتوهای فضایی، میدان‌های الکترومغناطیسی و گرانشی، پلاسما، عدم انتقال حرارت از طریق هدایت و تنش‌های زمان پرتاب باعث بروز اثرات مخربی بر عملکرد تجهیزات الکترونیکی می‌گردند. در این میان پرتوهای فضایی عامل اصلی بروز سه آسیب متفاوت بر قطعات الکترونیکی و مواد بکارگرفته شده در ماهواره‌ها بوده که عبارتند از آسیب جابجایی^۱، آسیب تک رخداد^۲ و آسیب دز یونیزان کل^۳ [۱]. این آسیب‌ها تاکنون منشاء بروز خرابی‌های متعدد و حتی از دست رفتن کامل چندین ماموریت فضایی شده‌اند [۲]. لذا کسب اطلاع از شرایط محیطی ماموریت‌های فضایی پیش از پرتاب و در فاز طراحی، به منظور مقاوم‌سازی تجهیزات و مدارهای الکترونیکی جهت جبران یا کاهش اثرات فوق‌الذکر اهمیت بسیار زیادی دارد. با کمک داده‌های حاصل از محموله‌های تشعشعی متعددی که از سال‌های آغازین ارسال ماهواره‌ها به فضا دریافت شده و یا می‌شود، مدل‌هایی از محیط پرتویی فضا استخراج شده است که روز به روز در حال تکمیل شدن می‌باشند. بطور معمول این مدل‌ها در فازهای طراحی هر ماموریت فضایی مورد استفاده قرار گرفته و به کمک آن‌ها محیط ماموریت شناسایی و بر اساس نتایج شبیه‌سازی‌ها نسبت به مقاوم سازی محصول نهایی در مقابل آسیب‌های پرتویی اقدام می‌شود.

اما به منظور بهبود و ارتقای مدل‌های موجود و نیز تهیه مدل‌های بروز و کارآمدتر، ارسال محموله‌های تشعشعی به فضا همچنان ادامه دارد. ماهواره Prova-V که در سال ۲۰۱۳ به مدار ۸۳۰ کیلومتری از سطح زمین پرتاب شد، شامل یک محموله جدید تشعشعی با قابلیت شمارش و اندازه‌گیری انرژی شدت پرتوها با دقت بالا است [۳]. این محموله از یک شبکه ماتریسی از حسگرها استفاده می‌کند و به همین دلیل توانایی تشخیص جهت حرکت پرتوی ورودی را نیز دارد. ماهواره چینی FY-4B که در سال ۲۰۲۱ به مدار زمین‌ایستاد^۴ (ارتفاع ۳۶۰۰ کیلومتری) پرتاب شد دارای ۳ محموله تشعشعی است که هر یک شامل ۵ حسگر از نوع نیمه هادی (ماسفت نوع P) هستند. با کمک این حسگرها ماهواره قادر به اندازه‌گیری دز یونساز کل با دقت بسیار زیاد است [۴]. اولین ماهواره از میان ماهواره‌های

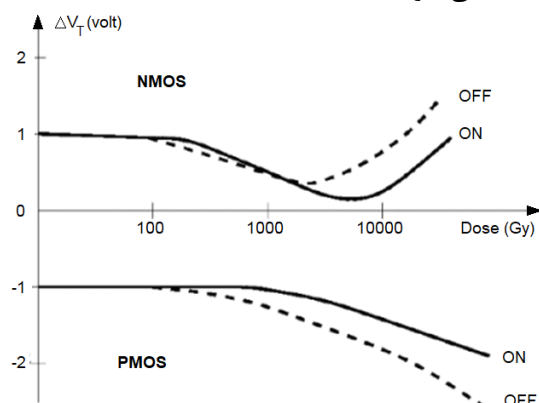
سنجشی روسی با نام Arktika-M در سال ۲۰۲۱ به مدار مولنیا پرتاب شد. این ماهواره بطور کلی با هدف مطالعه شرایط محیط تشعشعی در ارتفاع بالا طراحی و ساخته شد. محموله‌های این ماهواره قادرند تا شار ذرات الکترون و پروتون را در محدوده انرژی ۰/۰۵ keV تا ۱۶۰ MeV اندازه‌گیری کنند [۵].

علاوه بر ماهواره‌های تحقیقاتی بزرگ که دارای محموله‌های سنجشی متعدد، متنوع و بسیار پیشرفته هستند، امروزه ماهواره‌های تحقیقاتی مکعبی نیز برای این منظور استفاده می‌شوند. ماهواره مکعبی 3Cat-1 که توسط دانشگاه کاتالونیا توسعه داده شده است شامل یک تیوب گایگر-مولر برای شمارش پرتوهای ورودی به ماهواره (البته حسگر) بوده که در سال ۲۰۱۸ به مدار ارتفاع کم^۵ (LEO) پرتاب شد [۶]. ماهواره VDNH-80 (توسعه داده شده در دانشگاه مسکو) نیز که در سال ۲۰۱۹ به مدار ۸۰۰ کیلومتری پرتاب شد شامل یک محموله تشعشعی با آشکارسازی از نوع سوسوزن^۶ برای سنجش پرتوهای گاما و الکترون در محدوده انرژی ۰/۱ MeV تا ۲ MeV می‌باشد. این محموله پس از ماهواره VDNH-80 بر روی چند کیوبست دیگر نیز نصب و استفاده شده است [۷]. کیوبست ROBUSTA که توسط دانشگاه مونپولیه طراحی و ساخته شد، در سال ۲۰۱۲ به مدار LEO پرتاب و شامل یک محموله با قابلیت اندازه‌گیری دز و نرخ تغییرات آن بود [۸]. تعداد زیاد ماموریت‌های فضایی با محموله‌های تشعشعی از آغاز عصر بهره‌مندی از فضا، اهمیت شناسایی دقیق این محیط را مشخص می‌سازد. چراکه پرتوهای فضایی عامل اصلی ۴۵٪ از ایرادهای مشاهده شده در فضاپیماها در میان کلیه عوامل محیطی (حرارت، پلاسما، زباله‌ها و خرده سنگ‌ها، اتمسفر، میدان مغناطیسی و تشعشع) هستند [۹].

میکروماهواره‌ای که این مقاله به تحلیل داده‌های می‌پردازد، در سال ۱۴۰۲ به مدار LEO پرتاب شد با هدفی مشابه، شامل دو محموله تشعشعی با قابلیت اندازه‌گیری دز یونساز کل می‌باشد. این ماهواره که تنها ماهواره عملیاتی کشور با قابلیت اندازه‌گیری آسیب فوق است، طی یکسال از پرتاب موفق خود، اطلاعات ارزشمندی به زمین ارسال کرده که می‌تواند از جهات متفاوتی مورد بررسی، تحلیل و استفاده محققین این حوزه و نیز طراحان ماهواره قرار گیرد. در این مقاله سعی شده است تا پس از معرفی محموله‌های تشعشعی این ماهواره، داده‌های دریافت شد از آن‌ها ارائه و بررسی شوند.

¹ Displacement Damage² Single Event Effect³ Total Ionizing Dose (TID)⁴ Geostationary Orbit⁵ Low Earth Orbit⁶ Scintillation detector

در قطعات PMOS^۹ (ماسفت از نوع p) با افزایش دز، همواره روندی کاهشی خواهد داشت [۱۴].



شکل (۱): چگونگی تغییرات ولتاژ آستانه با افزایش دز [۱۴]

مطابق شکل (۱) عملکرد PMOS در مقایسه با NMOS در دزهای زیاد یکنواخت بوده و به همین دلیل از این نوع ماسفت در غالب دزی‌مترها استفاده می‌شود. از مزایای استفاده از PMOS بعنوان حسگر در مقایسه با سیستم‌های دزی‌متری دیگر، می‌توان به قرائت سریع، عدم وجود محوشدگی^{۱۰} (از زمان دریافت دز تا زمان قرائت آن)، ابعاد کوچک حسگر، بازه گسترده دز قابل اندازه‌گیری، توان مصرفی و قیمت کم و کاربرد آسان آن اشاره نمود. اما نیاز به کالیبراسیون برای میدان‌های تشعشعی متفاوت، حد آستانه نسبتاً بالا (شروع از ۱rad) و عدم قابلیت استفاده مجدد از معایب این حسگر می‌باشند [۱۳].

با در نظر داشتن ویژگی‌های فوق، در اغلب دزی‌مترها از حسگری به نام RadFET استفاده می‌کنند. یک RadFET، ماسفتی از نوع p کانال و بهینه‌سازی شده با حساسیت بالا به پرتوهای یونساز است. در واقع در این ماسفت با افزایش ضخامت ناحیه اکسید، حساسیت آن را نسبت به پرتو افزایش داده‌اند. این تغییر در مقایسه با ماسفت‌های p کانال متداول، باعث کاهش مقدار حداکثر ولتاژ آستانه ماسفت می‌شود [۱۵]. عملکرد حسگر به این صورت است که با جذب تابش در اکسید گیت و به دام افتادن حفره‌ها در این ناحیه، ولتاژ آستانه RadFET تغییر می‌کند. این تغییر متناسب با دز تابشی است. در شکل (۲) نمایی از یک RadFET و محل به‌دام افتادن حفره‌ها نشان داده شده است. تشخیص مقدار تغییر ولتاژ آستانه از طریق اعمال یک جریان تحریک DC (در محدوده ده‌ها میکرو آمپر) به حسگر و

اما ساختار مقاله به این شرح است: پس از مقدمه، در بخش دوم به معرفی اصول و مبانی سنجش دز یونساز کل خواهیم پرداخت. در بخش سوم به معرفی ماهواره و محموله‌های تشعشعی آن پرداخته‌ایم. علاوه بر این داده‌های مرتبط با دز را که از ماهواره اخذ شده، در این بخش ارائه کرده‌ایم. در بخش چهارم، داده‌های ارائه شده در بخش قبل، از جنبه‌های مختلف بررسی و تحلیل شده‌اند. بخش آخر نیز جمع‌بندی و نتیجه‌گیری نهایی را شامل می‌شود.

۲- سنجش دز یونساز کل

دز یونساز کل (TID) را می‌توان با اندازه‌گیری دز جذبی^۷ (انرژی جذب شده در واحد جرم ماده هدف ناشی از یونیزاسیون ماده هنگام عبور پرتوها از آن) محاسبه نمود. واحد TID در سیستم SI، گری (Gy) بوده که معادل ایجاد ۱ ژول انرژی در یک کیلوگرم ماده هدف است. واحد دیگر دز، راد (rad) بوده بطوریکه هر گری برابر ۱۰۰ راد می‌باشد. مقدار دز دریافتی وابسته به عدد اتمی ماده هدف است. در قطعات الکترونیکی ماده غالب سیلیکان (Si) است. لذا اغلب مقدار دز برای این ماده تعریف می‌گردد. بر این اساس همچنین مناسب است تا برای سنجش و اندازه‌گیری میزان دز از یک المان با جنس سیلیکان استفاده کنیم. قطعه فوق باید علاوه بر تحمل محیط پرتویی، خصوصیات خود را حفظ نماید تا داده‌های اندازه‌گیری شده توسط آن در گذر زمان از اعتبار یکسانی برخوردار باشد. برای این منظور استفاده از سوئیچ‌های نیمه هادی از نوع ماسفت گزینه مناسبی است [۱۲-۱۰]. پدیده‌ای که در این سوئیچ بعنوان معیاری برای اندازه‌گیری دز قابل استفاده است، تغییر ولتاژ آستانه عملکرد آن بوده که مطابق رابطه زیر با مقدار دز ارتباط دارد [۱۳].

$$\Delta V = A.D^n \quad (۱)$$

در رابطه (۱)، A یک ضریب ثابت، D مقدار دز و n معرف درجه خطی بودن سیستم می‌باشد که وابسته به ضخامت اکسید، میدان الکتریکی و دز جذب شده است. مطابق شکل (۱) مقدار ولتاژ آستانه در قطعات NMOS^۸ (ماسفت از نوع n) با افزایش دز در ابتدا کاهش و سپس به مرور افزایش می‌یابد. اما ولتاژ آستانه

^۹ P type Metal Oxide Semiconductor

^{۱۰} Fading

^۷ Absorbed Dose

^۸ N type Metal Oxide Semiconductor

پروژه فضایی نسبت به مطالعه محیط ماموریت و اثرات احتمالی پرتوها بر اجزای ماهواره در فاز طراحی بررسی‌های لازم انجام و اقدامات جبرانی یا کنترلی برای آن پیش‌بینی شد. با این وجود به منظور شناسایی بهتر محیط تشعشعی در مدار LEO دو محموله با مشخصاتی که در ادامه به تفصیل در ارتباط با آن توضیح داده خواهد شد برای این ماهواره تعریف، پیاده‌سازی و مورد بهره‌برداری قرار گرفته است.

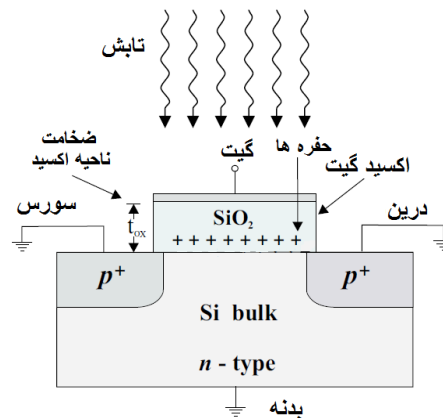
۳-۱ محموله دزیمتری

به منظور اندازه‌گیری دز یونساز کل در محیط فضا، پروژه طراحی و ساخت یک محموله دزیمتری در سال ۱۳۹۵ در پژوهشکده سامانه‌های ماهواره آغاز و در سال ۱۳۹۸ با ساخت اولین نمونه به پایان رسید. نمونه‌های کیفی و پروازی محموله، کلیه آزمون‌های عملکردی و محیطی در نظر گرفته شده مطابق با سری استانداردهای ECSS^{۱۲} را با موفقیت سپری کردند. در این دزیمتر از یک حسگر از نوع RadFET استفاده شده است. مشخصات کلی این محموله در جدول (۲) ارائه شده است. علاوه بر ویژگی‌های مناسب این محموله نظیر وزن و ابعاد کم آن، قابلیت اندازه‌گیری و ثبت مقدار دز هنگام خاموش بودن دستگاه را داشته و به همین دلیل توان متوسط مصرفی آن را به صفر کاهش خواهد یافت به نحویکه در عمل استفاده از آن هیچ تاثیری بر بودجه توانی ماهواره نخواهد داشت. علاوه بر این، رعایت برخی ملاحظات در طراحی نظیر استفاده از قطعاتی با سابقه کاربرد در فضا و یا مقاوم بودن در مقابل پدیده قفل-شدگی^{۱۳} از دیگر ویژگی‌های این محصول است که کاربرد آن را در سایر پروژه‌های فضایی ممکن و جذاب ساخته است. بر همین اساس دو نمونه از آن ساخته و به عنوان محموله‌های تشعشعی یک میکروماهواره در نظر گرفته شد. در شکل (۳) نمایی از دزیمتر فوق نشان داده شده است.

جدول (۲): مشخصات کلی محموله دزیمتری

پارامتر	مدار
محدوده دز قابل اندازه‌گیری	صفر تا ۱۰۰ krad
دقت اندازه‌گیری دز	۵ rad
محدوده عملکرد دمایی	۱۵ °C تا ۶۵ °C+
ولتاژ تغذیه	۲۸ ولت (۲۴ ولت تا ۳۲ ولت)
ارتباط داده	باس CAN
توان مصرفی	کمتر از ۸۵۰ میلی وات
ابعاد با احتساب فلنج	۱۲۶mm×۹۰mm×۲۷mm
وزن	۳۰۰ گرم

اندازه‌گیری افت ولتاژ ناشی از آن انجام می‌شود. مقدار محوشدگی نیز در این نوع حسگرها عملاً به دلیل بایاس نشدن حسگر در زمان پرتوگیری، ناچیز و قابل صرف نظر کردن می‌باشد [۱۶].



شکل (۲): ساختار یک RadFET تحت تابش [۱۵]

۳-۲ مشخصات ماهواره و محموله‌های تشعشعی

میکروماهواره مورد بررسی، یک ماهواره تحقیقاتی است که به منظور تثبیت تعدادی از فناوری‌های فضایی توسعه داده شده در داخل کشور و نیز بررسی شرایط محیط تشعشعی در مدار LEO، طراحی، ساخته و در هشتم بهمن ماه سال ۱۴۰۲ (۲۱ ژانویه ۲۰۲۴) پرتاب و با موفقیت در مدار قرار گرفت. برخی از مشخصات این ماهواره در جدول (۱) ارائه شده است. مطابق این جدول طول عمر ماموریت ماهواره یکسال در نظر گرفته شده بود که خوشبختانه با گذشت این زمان، ماهواره همچنان فعال بوده و قابلیت ارسال داده‌های خود به ایستگاه‌های زمینی را دارد.

جدول (۱): مشخصات کلی ماهواره

پارامتر	مقدار	واحد
ارتفاع اوج	۱۱۰۰	کیلومتر
ارتفاع حضیض	۴۰۰	کیلومتر
زاویه میل	۵۸	درجه
طول عمر	۱	سال
وزن	۴۰	کیلوگرم
ابعاد	۶۰*۴۰*۴۰	(طول*عرض*ارتفاع) سانتیمتر

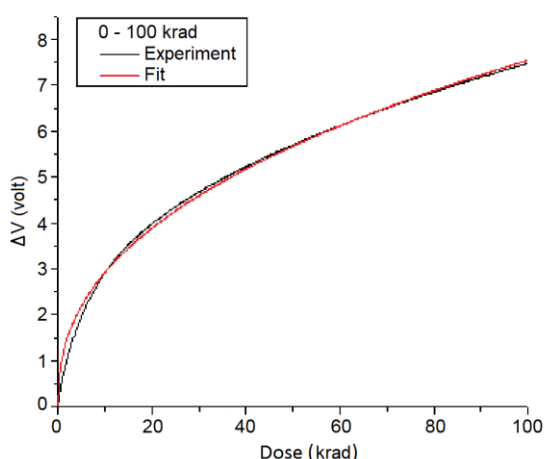
این ماهواره که در مدار LEO چرخش دارد، از نزدیک‌ترین بخش‌های کمرندهای داخلی ون آلن^{۱۱} (Van Allen) به زمین عبور می‌کند. در این ارتفاع شارالکترون‌ها و پروتون‌های به دام افتاده که ماهواره با آن مواجه می‌شود کمتر از $10^6 (s.cm^2)^{-1}$ ذره بر واحد سطح هستند [۱۷]. به همین دلیل همانند هر

^{۱۲} European Cooperation for Space Standardization

^{۱۳} Latch-up

مقدار دز جذب شده است، ثبت شود. از آنجا که مقدار افت ولتاژ بر روی حسگر تابعی از دما و مقدار جریان عبوری از آن است، لازم است تا علاوه بر مقدار ولتاژ مرتبط با دز، دمای ماژول و مقدار دقیق جریان عبوری از حسگر نیز ثبت و برای پردازش‌های دقیق‌تر به ایستگاه زمینی ارسال شوند.

حسگر انتخاب شده دارای دو حالت کاری (حالت پرتوگیری که حسگر در معرض پرتوهاست و حالت قرائت دز) است. در حالت اول یا همان حالت پرتوگیری، لازم است تا کلیه پایه‌های حسگر به زمین متصل شوند. مادامیکه حسگر در این حالت قرار دارد، متناسب با نوع و شدت پرتوهای ورودی، یون‌های مثبت و منفی در آن ایجاد شده و این خود منجر به افزایش مقاومت درین-سورس در RadFET می‌گردد. در حالت قرائت دز، لازم است تا جریان دقیقی از حسگر عبور داده شده و افت ولتاژ دو سر آن را اندازه‌گیری نمود. این افت مطابق شکل (۵) معیاری برای اندازه‌گیری دز می‌باشد [۱۸].



شکل (۵): نمودار تغییرات ولتاژ آستانه حسگر بر حسب دز دریافتی [۱۸]

ضرایب رابطه (۱) پس از انجام آزمون‌های عملکردی برای دزیتر طراحی شده بدست آمده که در رابطه (۲) ارائه شده است.

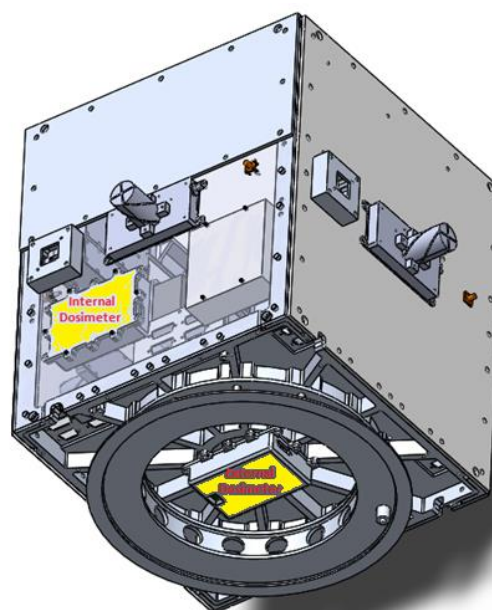
$$\Delta V = 0.6212 \times D^{0.4146} \quad (2)$$

لازم به ذکر است که تغییر وضعیت اتصال پایه‌های حسگر در دو مود کاری به کمک شبکه‌ای از رله‌های قفل‌شونده انجام می‌شود. یک پردازنده درون محموله وظیفه کامل کنترل عملکرد کلیه اجزای دستگاه و ارتباط (دریافت فرامین ارسال داده‌ها) با پردازنده مرکزی ماهواره را عهده دارد.

یکی از دو محموله تشعشی در داخل ماهواره و دیگری در بیرون از آن نصب شده‌است. تصویری از ماهواره بدون پانل‌های خورشیدی به منظور نشان دادن موقعیت محموله‌های فوق در شکل (۴) ارائه شده است. در این شکل دو محموله تشعشی با رنگ زرد مشخص شده‌اند. محموله بیرونی در زیر ماهواره و در مرکز رینگ پرتاب قرار داده شده و محموله داخلی نیز درون ماهواره و بر روی یکی از دیواره‌های جانبی آن نصب شده است.



شکل (۳): نمایی از محموله تشعشی (دزیتر)

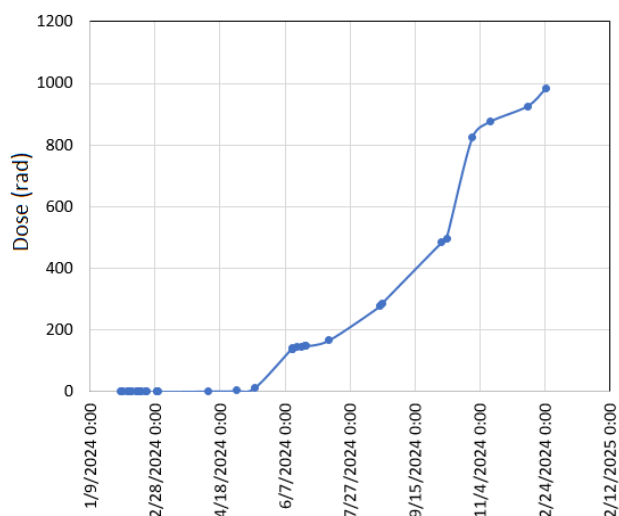


شکل (۴): نمایی از ماهواره بدون پانل‌های خورشیدی

۳-۲ داده‌های دزیتری ماهواره

دزیتر طراحی شده بر پایه یک حسگر از نوع RadFET می‌باشد. برای سنجش مقدار دز، لازم است تا یک جریان ثابت از حسگر عبور داده شده و تغییرات ولتاژ آستانه آن که تابعی از

آن می‌تواند تاثیر مستقیم توفان‌های خورشیدی باشد که در ادامه به آن اشاره خواهد شد.



شکل (۷): دز یونساز کل ثبت شده توسط محموله بیرونی

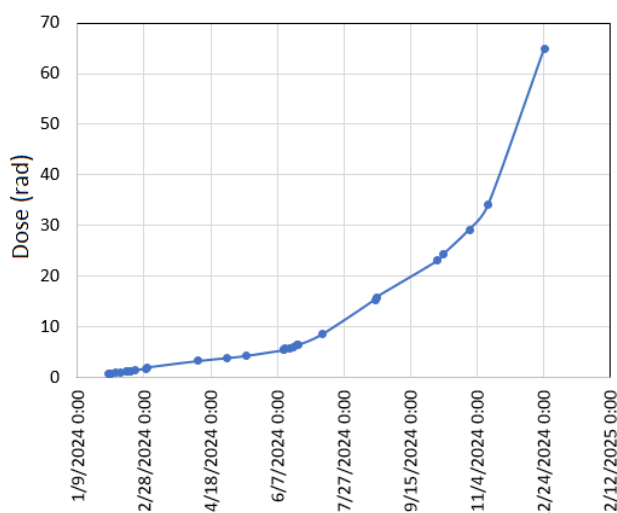
۴- تحلیل نتایج

همانطور که پیش‌تر گفته شد در این مقاله داده‌های دریافت شده از ماهواره از دو جنبه کاملاً متفاوت مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند که عبارتند از الف) محاسبه حفاظ معادل ناشی از ساختار نهایی ماهواره شامل کلیه اجزا و ب) تاثیر طوفان‌های خورشیدی بر قطعات الکترونیکی طی دوره‌ای یکساله از عملکرد ماهواره.

۴-۱ محاسبه حفاظ معادل

براساس الزامات هر پروژه فضایی و به منظور کاهش میزان آسیب‌های پرتویی، برای تجهیزات الکترونیکی حفاظی در نظر گرفته می‌شود که در اغلب موارد همان بدنه جعبه‌هایی هستند که بوردهای الکترونیکی درون آن قرار می‌گیرند. به عبارتی با تغییر ضخامت جعبه تجهیزات می‌توان تا حد بسیاری آسیب دز یونساز کل را کاهش داد و دیگر نیازی به افزودن حفاظ اضافی نمی‌باشد. برای این منظور می‌توان از نرم‌افزارهای معتبر نظیر SPENVIS که توسط آژانس فضایی اروپا توصیه شده است استفاده نمود. به کمک این نرم افزار می‌توان مقدار دز یونساز کل در یک قطعه سیلیکانی، ناشی از پرتوهای موجود در مدار مورد نظر را برحسب ضخامت حفاظی از جنس آلومینیوم به دست آورد. بطور معمول برای قطعات الکترونیکی و به منظور کاهش دز به مقداری کمتر از ۱۰ کیلوارد، نیاز به حفاظی با ضخامت ۳ تا ۴ میلیمتر است [۱۹]. این سطح از حساسیت در استاندارد فضایی

اما همانگونه که پیش‌تر عنوان شد، فناوری‌های متنوعی در این میکروماهواره با هدف تثبیت، مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند، لیکن محموله اصلی ماهواره دو عدد دزیمتر معرفی شده است. دزیمترها بطور از پیش برنامه‌ریزی شده در هر بار چرخش ماهواره به دور زمین یکبار روشن شده و اطلاعات دز یونساز کل را ثبت می‌کنند. با ارسال فرمان از زمین، این اطلاعات به ایستگاه زمین ارسال می‌شود. لذا اطلاعات دریافت شده در ایستگاه‌های زمینی، مقدار دز اندازه‌گیری شده در زمانی کمتر از ۱۰۰ دقیقه پیش از ارسال فرمان به ماهواره می‌باشد (پریود هر چرخش تقریباً ۱۰۰ دقیقه است). در شکل‌های (۶) و (۷) به ترتیب مقادیر دزهای یونساز کل که توسط محموله‌های تشعشعی طی یکسال از عمر مأموریت ماهواره اندازه‌گیری شده، ترسیم شده است. دلیل فاصله‌های غیر یکنواخت بین نقاط، عدم دریافت منظم داده‌ها طی مدت زمان فوق (یکسال) می‌باشد که با توجه به اینکه هدف اصلی، تخمین مقدار دز یونساز کل در دراز مدت می‌باشد، اهمیت چندانی ندارد.

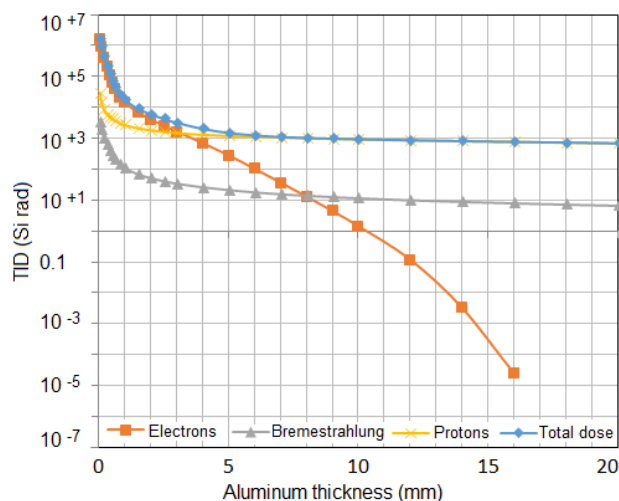


شکل (۶): دز یونساز کل ثبت شده توسط محموله داخلی

مطابق شکل (۶) مقدار دز پس از یکسال در داخل ماهواره در حدود ۶۵ راد است. این درحالی است که دزیمتر بیرونی مقدار ۱ کیلوارد را ثبت کرده است (شکل ۷). به عبارت دیگر مقدار دز دریافت شده توسط یک تجهیز نصب شده در سطوح بیرونی ماهواره تقریباً ۱۵ برابر تجهیزات به کار گرفته شده در داخل ماهواره‌ای با ساختار مشابه میکروماهواره معرفی شده خواهد بود.

منحنی تغییرات دز بر حسب زمان برای دزیمتر داخلی تقریباً به شکل نمایی افزایش داشته اما منحنی رسم شده برای داده‌های دزیمتر بیرونی از این الگو تبعیت نمی‌کند. یک از دلایل

این نتیجه‌گیری را عملکرد ماهواره کیوبست در مدار LEO تایید می‌کند. در اغلب ماهواره‌های کیوبست (با محموله‌های متداول و غیر حساس به تشعشع) قطعات تجاری و یا صنعتی بدون لحاظ نمودن حفاظ مستقل و یا حتی قرار گرفتن درون جعبه آلومینیومی استفاده می‌شوند و تنها پنل‌های خورشیدی و سازه ماهواره هستند که قطعات درون آن را از گزند پرتوهای محیطی محافظت می‌کنند.



شکل (۸): نتیجه شبیه سازی در محیط SPENVIS برای محاسبه حفاظ

۴-۲ طوفان‌های خورشیدی

طی فعالیت‌های مغناطیسی شدید خورشید، جریانی از ذرات باردار پرانرژی و تشعشعات وارد فضا می‌شود. بخشی از این جریان که به زمین می‌رسد، با نام طوفان خورشیدی شناخته می‌شوند. در پی این طوفان‌ها، اتمسفر زمین با ذرات باردار پرانرژی بمباران شده که علاوه بر ماهواره‌ها، اثرات نامطلوبی بر تجهیزات زمینی نیز دارد (نظیر هواپیماها و پست‌های توزیع برق).

معمولا طوفان‌های خورشیدی را بر اساس شدت از G1 تا G5 تقسیم بندی می‌کنند (معیار پیشنهادی توسط مرکز پیش بینی هواشناسی فضایی وابسته به NOAA) [۲۰]. شاخص kp نیز که مرتبط با اختلالات افقی میدان مغناطیسی زمین ناشی از فعالیت‌های خورشیدی است برای این منظور استفاده می‌شود [۲۱]. این شاخص ۹ سطح (k1 تا k9) دارد. هرگاه مقدار kp کوچکتر از ۵ باشد، وضعیت نرمال است. اما kp های ۵ به بالا نشان دهنده وقوع طوفان‌های خورشیدی هستند. مقدار kp برابر ۵ معادل G1 و kp برابر ۹ معادل G5 است. از آنجا که شاخص kp

اروپا برای قطعات متداول الکترونیکی مشخص شده است که بدیهی است برای قطعاتی با حساسیت بالا باید از حفاظ‌هایی با ضخامت بیشتر استفاده نمود. برای میکروماهواره معرفی شده نیز با کمک این نرم افزار شبیه‌سازی محیط ماموریت انجام و ضخامت جعبه های الکترونیکی تعیین شده‌اند.

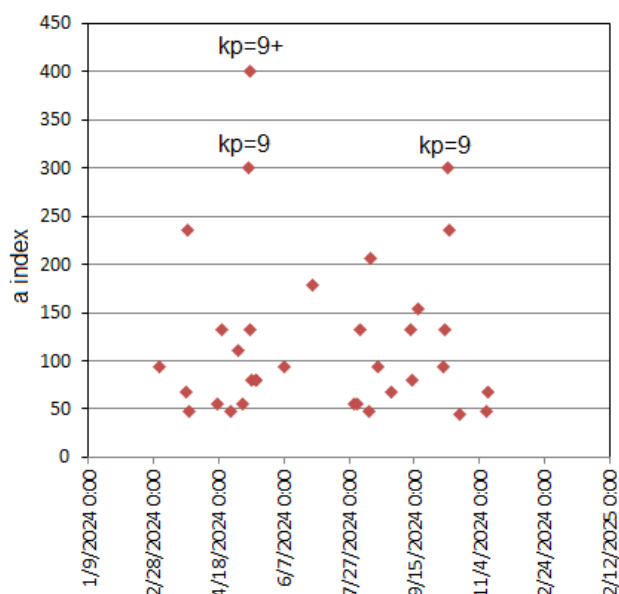
درون ماهواره ماژول‌ها و قطعات مختلفی قرار گرفته‌اند، نظیر بسته باتری، جعبه بوردهای زیرسیستم‌های پردازش و توان الکترونیکی، فرستنده و گیرنده‌های مخابراتی (شامل ماژول‌های اصلی و جایگزین)، ماژول کنترل کننده دما، سنسورها و ... بیرون از ماهواره نیز پنج وجه با پنل‌های خورشیدی به ضخامت تقریبی ۲ سانتیمتر پوشانده شده‌اند. هسته اصلی بستر پنل‌های خورشیدی از جنس آلومینیوم لانه زنبوری است که از دو طرف با ورق‌های آلومینیوم پوشانده شده‌است. همانطور که پیش‌تر توضیح داده شد، وجه ششم نیز شامل رینگ پرتاب است. لذا در عمل قطعات الکترونیکی توسط انبوهی از تجهیزات و مواد احاطه شده‌اند.

برای تخمین ضخامت معادل ناشی از کلیه المانهای ماهواره در این بخش یک شبیه سازی به کمک نرم‌افزار SPENVIS برای ماموریتی مشابه در مدار این میکروماهواره و به مدت یکسال انجام شده‌است. نتیجه شبیه سازی که نشان‌دهنده مقدار دز یونساز کل برحسب ضخامت حفاظ آلومینیومی است در شکل (۸) ارائه شده است. این مقدار دز ناشی از الکترون‌ها و پروتون‌های به دام افتاده در کمربندهای ون‌آلن و نیز تابش‌های ثانویه (تابش ترمزی^{۱۴}) است. در این شکل علاوه بر مقدار کلی دز، سهم هر یک از پرتوها در ایجاد آن به تفکیک نمایش داده شده است.

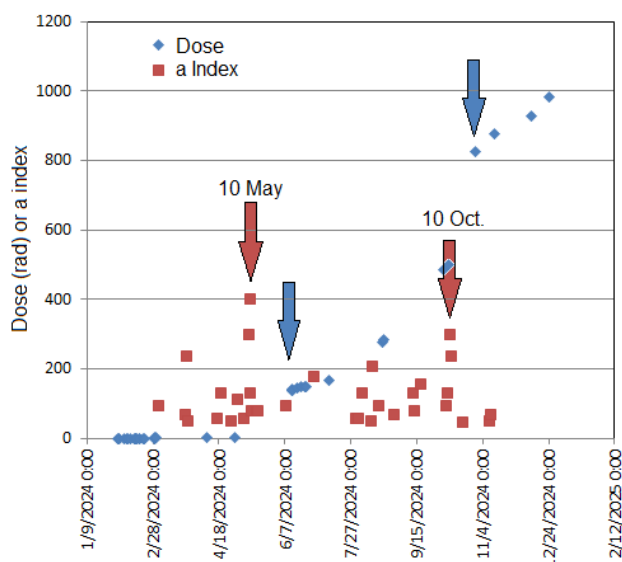
مقدار دز یونساز کل ثبت شده برای دزیمتر بیرونی طی مدت فوق برابر ۱ کیلوارد است (رج. شکل ۷). به کمک شکل (۸) می‌توان دریافت که این مقدار دز هنگامی در قطعه ایجاد می‌شود که از یک حفاظ با ضخامتی در حدود ۱۰ میلیمتر استفاده شده باشد. لذا می‌توان نتیجه گرفت که ضخامت حفاظ معادل ناشی از پلتفرم این میکروماهواره در حدود ۱۰ میلیمتر است.

مقدار دز جذب شده در درون ماهواره بسیار کمتر از این مقدار می‌باشد. لذا در عمل می‌توان در مدار LEO از قطعات تجاری یا صنعتی و با لحاظ کردن حفاظی به مراتب نازک‌تر استفاده نمود.

¹⁴ Bremsstrahlung



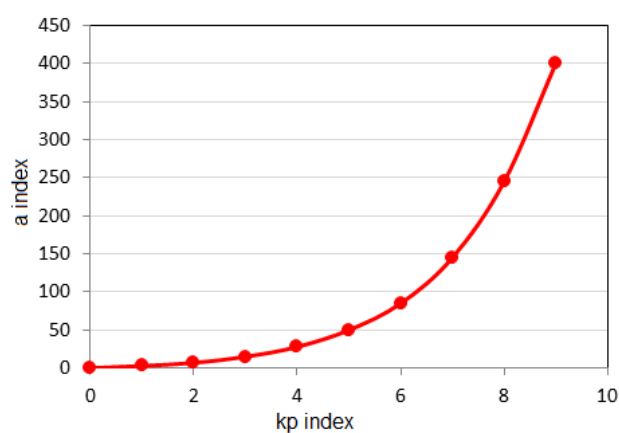
شکل (۱۲): شدت طوفان‌های خورشیدی از آغاز عملکرد ماهواره



شکل (۱۳): تاثیر طوفان خورشیدی بر دز یونساز کل طی یکسال

برای نشان دادن تاثیر طوفان ۱۰ می بر داده‌های دریافت شده از ماهواره، تغییرات مقدار دز برای مدت ۶ ماه در شکل (۱۴) مجددا ترسیم شده‌است. طی این طوفان مقدار دز از ۵rad به حدود ۱۴۰rad افزایش یافته است.

رابطه شبه لگاریتمی با مقدار اختلالات ثبت شده توسط سنجنده‌های مغناطیسی زمین دارد، از شاخص دیگری به نام a استفاده می‌شود. این شاخص متناسب با اندازه شدت میدان مغناطیسی اندازه‌گیری شده در یک بازه سه ساعته است. رابطه این دو شاخص در شکل (۱۱) نشان داده شده است. اما طی یکسال از آغاز عملیات میکروماهواره در مدار، تعداد زیادی طوفان خورشیدی رخ داد که مهمترین آنها طوفان ماه می (۱۰ و ۱۱ می ۲۰۲۴) بود که سطح آن G5 اعلام شد. علاوه بر این در روزهای ۱۰ و ۱۱ اکتبر ۲۰۲۴ نیز طوفانی با شدت زیاد رخ داد که سطح آن نیز نزدیک به G5 بود.

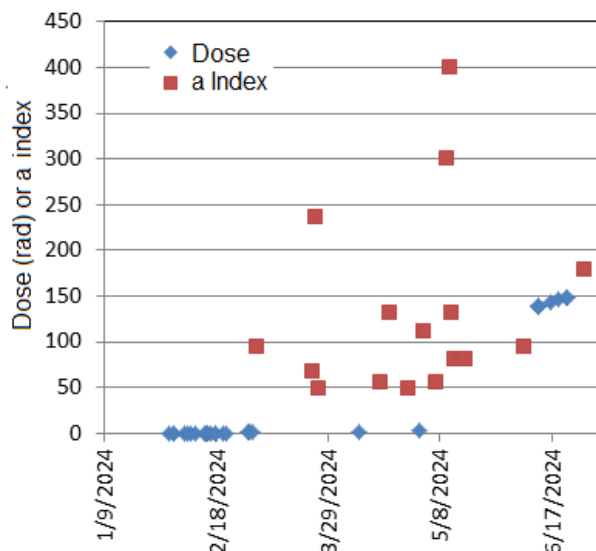


شکل (۱۱): رابطه بین شاخص kp و شاخص a

در شکل (۱۲) کلیه طوفان‌های رخ داده طی یک سال ابتدایی از عمر عملیاتی ماهواره برحسب زمان نشان داده شده‌اند. اما برای ارزیابی عملکرد محموله‌های ماهواره، در شکل (۱۳) داده‌های دزیمتر خارجی و شدت طوفان‌های خورشیدی در کنار هم ترسیم شده‌اند. مطابق این شکل، با بروز هر طوفان مقدار دز یونساز کل آشکار شده توسط دزیمتر بیرونی یک جهش قابل توجه داشته است. مقدار افزایش دز ناشی از طوفان ۱۰ اکتبر بیش از ۳۰۰rad می‌باشد. این تغییرات برای طوفان خورشیدی ۱۰ می که در مقایسه با طوفان ۱۰ اکتبر شدت بیشتری داشته، کمتر است. علت این اختلاف را می‌توان در شکل (۵) یافت. مطابق این شکل خروجی حسگر در دزهای کم از رابطه نمایی پیاده‌سازی شده برای محاسبه مقدار دز تبعیت نمی‌کند. به عبارت دیگر در دزهای کم، حساسیت حسگر پائین‌تر است.

مراجع

- [1] R. H. Maurer, M. E. Fraeman, M. N. Martin, and D. R. Roth, "Harsh environments : space radiation environment, effects, and mitigation," *Johns Hopkins APL technical digest*, vol. 28, no. 1, pp. 17–29, Jan. 2008.
- [2] I. Lopez-Calle, and A.I. Franco, "Comparison of cubesat and microsat catastrophic failures in function of radiation and debris impact risk," *Scientific Reports*, vol. 13, no. 1, Jan. 2023, doi: <https://doi.org/10.1038/s41598-022-27327-z>.
- [3] C. Granja, S. Polansky, Z. Vykydal, S. Pospisil, A. Owens, Z. Kozacek, K. Mellab, and M. Simcak, "The SATRAM Timepix spacecraft payload in open space on board the Proba-V satellite for wide range radiation monitoring in LEO orbit," *Planetary and Space Science*, vol. 125, pp. 114-129, 2016. <https://doi.org/10.1016/j.pss.2016.03.009>.
- [4] Y. Sun et al., "Radiation Dose Detection on FY-4B Satellite," *Aerospace*, vol. 10, no. 4, pp. 325–325, Mar. 2023, doi: <https://doi.org/10.3390/aerospace10040325>.
- [5] V.I. Osedlo, V.V. Kalegaev, I.A. Rubinshtein, V.I. Tulupv, A.A. Shemukhin, N.N. Pavlov, O.I. Abanin, I.A. Olotarev, V.O. Barinova, V.V. Bogomolov, N.A. Vlasova, I.N. Myagkova, and E.A. Ginburg, "Monitoring the radation stateof the Near the Earth Space on the Arktika-M No.1 Satellite," *Cosmic research*, vol. 60, no. 6, pp. 406-419, 2022.
- [6] R.J. Casurellas, C. Araguz, P. Via, A. Solanellas, A. Amézaga, D. Vidal, et al. , "Cat-1 project: a multi-payload CubeSat for scientific experiments and technology demonstrators," *European Journal of Remote Sensing*, vol. 50, no. 1, pp. 125–136, 2017. <https://doi.org/10.1080/22797254.2017.1274568>
- [7] S. Svertilov et al., "Monitoring of Radiation Fields in Near Earth Space and Atmosphere in New Space Projects of Moscow University," *E3S Web of Conferences*, vol. 196, p. 02019, 2020, doi: <https://doi.org/10.1051/e3sconf/202019602019>.
- [8] J.J. Likar, S.E. Stone, R.E. Lombardi, and K.A. Long, "Novel radiation design approach for CubeSat based missions," in *Proceedings of the AIAA USU Conference of Small Satellite*, 2010.
- [9] J. Dijks, *Precise LEO Space Radiation Monitoring using the Space RadMon-NG Payload*, CERN Document Server, 2023. <https://cds.cern.ch/record/2850822?ln=en> (accessed Feb. 28, 2025).
- [10] M. Meguellati, F. Djeflal, D. Arar, T. Bendib, and L. Khettache, "RADFET dosimeter design for environment monitoring applications," in: *Proceedings of the 24th International Conference on Microelectronics (ICM)*, Algiers, Algeria, 2012.
- [11] S.-J. Kim, K.-W. Min, D. Ko, and J. Seon, "Use of a MOSFET for radiation monitoring in space and comparison with the NASA trapped particle



شکل (۱۴): تاثیر طوفان خورشیدی بر دز یونساز کل طی ۶ ماه

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، پس از معرفی محموله‌های تشعشی یک میکروماهواره عملیاتی نتایج اخذ شده از آن‌ها طی یکسال از عملکرد موفق ماهواره در مدار ارائه شده است. دو محموله تشعشی (دزیمر) مقدار دز یونساز کل را در داخل و خارج از ماهواره به ترتیب برابر ۶۵rad و ۱krad برای مدت زمان فوق ثبت کرده‌اند. این مقادیر بسیار کمتر از نتایج شبیه سازی‌های انجام شده در فاز طراحی می‌باشد که دلیل آن عملکرد کلیه قطعات و تجهیزات استفاده شده در ماهواره همانند یک حفاظ تشعشی است. با انجام شبیه‌سازی‌های جدید ضخامت معادل تمامی مواد و تجهیزات برای دزیمر بیرونی در حدود ۱۰ میلیمتر آلومینیوم به دست آمد. علاوه بر این دزیمر نصب شده در بیرون از ماهواره به خوبی تاثیر دو طوفان خورشیدی از مرتبه G5 را که در سال ۲۰۲۴ رخ دادند را بر مقدار دز یونساز کل ثبت و مشخص نموده است.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

از تمامی افرادی که ما را در کلیه مراحل اجرای این پروژه شامل طراحی، ساخت، آزمون، پرتاب و در سایت ایستگاه زمینی (برای اخذ داده‌های ماهواره) یاری کردند تشکر صمیمانه داریم.

- model,” *Journal of the Korean Physical Society*, vol. 48, no. 4, pp. 865–869, Apr. 2006.
- [12] F. Ravotti, Response of RadFET Dosimeters to High Flounces of Fast Neutrons, *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 52, no. 4, pp. 335–339, August 2005, doi: [10.1109/NSSMIC.2004.1462208](https://doi.org/10.1109/NSSMIC.2004.1462208).
- [13] M. Pejovic, “P-channel MOSFET as a sensor and dosimeter of ionizing radiation,” *Facta universitatis - series: Electronics and Energetics*, vol. 29, no. 4, pp. 509–541, 2016, doi: <https://doi.org/10.2298/fuee1604509p>.
- [14] L. Ratti, *Ionizing Radiation Effects in Electronic Devices and Circuits*, INFN Laboratori Nazionali di Lgnaro, Legnaro, 2013.
- [15] G. Spiezia et al., “The LHC radiation monitoring system- RadMon,” in *Proceedings of 10th International Conference on Large Scale Applications and Radiation Hardness of Semiconductor Detectors*, Florence, Italy, July 6-8, 2011.
- [16] A. Holmes-Siedle and L. Adams, “The Mechanisms of Small Instabilities in Irradiated MOS Transistors,” *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 30, no. 6, pp. 4135–4140, 1983, doi: <https://doi.org/10.1109/tns.1983.4333096>.
- [17] I. Jun, H. Garrett, W. Kim, Y. Zheng, S.F. Fung, C. Corti, N. Ganushkina, and J. Guo, “A review on radiation environment pathways to impacts: Radiation effects, relevant empirical environment models, and future needs,” *Advances in Space Research*, 2024, doi: [10.1016/j.asr.2024.03.079](https://doi.org/10.1016/j.asr.2024.03.079).
- [18] R. Amajdifard, F. Bagheroskouei, and O. Shekoofa, “Design, Implementation and Test of a Space Qualified Dosimeter for Total Ionizing Dose Measurement,” *Journal of Nuclear Science and Technology*, vol. 99, no. 2, pp. 1-9, 2022.
- [19] M. Sajid, N.G. Chechenin, F.S. Torres, M.N. Hanif, U.A. Gulzari, S. Arslan, and E.U. Khan, “Analysis of Total Ionizing Dose effects for highly scaled CMOS devices in Low Earth Orbit,” *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions with Materials and Atoms*, vol. 428, pp. 30-37, 2018.
- [20] R. Miteva and S. W. Samwel, “Catalog of Geomagnetic Storms with Dst Index ≤ -50 nT and Their Solar and Interplanetary Origin (1996–2019),” *Atmosphere*, vol. 14, no. 12, pp. 1744–1744, Nov. 2023, doi: <https://doi.org/10.3390/atmos14121744>.
- [21] J. Matzka, C. Stolle, Y. Yamazaki, O. Bronkalla, and A. Morschhauser, “The Geomagnetic Kp Index and Derived Indices of Geomagnetic Activity,” *Space Weather*, vol. 19, no. 5, May 2021, doi: <https://doi.org/10.1029/2020sw002641>.