



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 114-122
2023

DOI:
10.22034/jssta.2023.397640.1124

Article Info

Received: 2023-05-16
Accepted :2023-06-25

Keywords

Satellite, Micrometeorite,
Solar Array, Random Impact
Damage, Redundancy,
Hypervelocity Impact

How to Cite this article

Roya Sanaie, Pouya Talebinejad, Seyed Mohammad javad Tabatabaee, Mahdi Fakoor, "The Effect of Micrometeorite's Random Impact on Satellite Lifetime with Redundant Solar Panel Approach", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.: 114-122, 2023.

The Effect of Micrometeorite's Random Impact on Satellite Lifetime with Redundant Solar Panel Approach

Roya Sanaie¹, Pouya Talebinejad²
Seyed Mohammadjavad Tabatabaee³, Mahdi Fakoor^{4*}

¹ Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies, Tehran University, Tehran, Iran
r.sanaie@ut.ac.ir

² Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies, Tehran University, Tehran, Iran
ptalebinejad@ut.ac.ir

³ Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies, Tehran University, Tehran, Iran
smj.tabatabaee@ut.ac.ir

⁴ *Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies, Tehran University, Tehran, Iran, (Corresponding Author)
mfakoor@ut.ac.ir

Abstract

The solar array, one of the main parts of the satellite's electrical power subsystem, is responsible for providing the required electrical power for the satellite during the mission. Micrometeorites and small space debris are considered serious risk for the satellite mission. Due to the number of satellites in orbit, space debris is increasing. The impact of micrometeorites or orbital debris on the solar panels of the satellite can damage the internal structure of the panel, which causes a drop in the electrical power of the satellite. In this article, along with the numerical and geometrical simulation of the solar panels of the MEO communication satellite, an algorithm based on the direct random impact of micrometeorites and orbital debris on the solar panels has been presented, and their damage rate has been calculated. The size of meteorites and space debris is determined based on the average size of the particles in the earth's orbit. After summarizing the collision results, the redundant solar panel has been simulated based on the minimum and maximum damage to compensate for the satellite power loss. The results show that the redundant solar panel can compensate the loss of satellite power after the collision and estimate the extent of damage as soon as possible.



تأثیر برخورد تصادفی ریزشهاب‌سنگ‌ها بر طول عمر ماهواره با رویکرد پنل خورشیدی افزونه

رویا ثنائی^۱، پویا طالبی نژاد^۲، سید محمد جواد طباطبائی^۳، مهدی فکور*^۴

- ۱- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران r.sanaie@ut.ac.ir
۲- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران ptalebinejad@ut.ac.ir
۳- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران smj.tabatabaee@ut.ac.ir
۴- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران mfakoor@ut.ac.ir
* نویسنده مسئول

دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۱۱۴-۱۲۲
بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:
10.22034/jsssta.2023.397640.1124

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۲/۰۲/۲۶

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۴/۰۴

واژه‌های کلیدی

ماهواره، ریزشهاب سنگ، آرایه
خورشیدی، آسیب برخورد
تصادفی، افزونگی، برخورد پر
سرعت

نحوه استناد به این مقاله

رویا ثنائی، پویا طالبی نژاد، سید محمد جواد طباطبائی، مهدی فکور. "تأثیر برخورد تصادفی ریزشهاب‌سنگ‌ها بر طول عمر ماهواره با رویکرد پنل خورشیدی افزونه"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۱۱۴-۱۲۲، ۱۴۰۲.

چکیده

آرایه خورشیدی که یکی از بخش‌های اصلی زیرسیستم توان الکتریکی ماهواره است، وظیفه تأمین توان الکتریکی مورد نیاز ماهواره در طول مأموریت را بر عهده دارد. ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی کوچک همواره خطر جدی برای مأموریت ماهواره محسوب می‌شوند. با توجه به تعدد ماهواره‌ها در مدار، زباله‌های فضایی به طور چشم‌گیری در حال افزایش هستند. برخورد ریزشهاب‌سنگ‌ها یا زباله‌های فضایی کوچک به پنل‌های خورشیدی ماهواره می‌تواند به ساختار درونی پنل آسیب وارد کند که این امر موجب افت توان الکتریکی ماهواره می‌شود. در این مقاله، ضمن شبیه‌سازی عددی و هندسی پنل‌های خورشیدی ماهواره مخابراتی واقع در مدار میانی^۱، الگوریتمی مبنی بر برخورد تصادفی مستقیم ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی کوچک به پنل‌های خورشیدی ارائه و میزان خرابی آن‌ها محاسبه شده است. اندازه ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی بر اساس میانگین اندازه ذرات موجود در مدار میانی تعیین شده است. پس از جمع‌بندی نتایج حاصل از برخورد، پنل خورشیدی افزونه بر اساس حداقل و حداکثر میزان خرابی شبیه‌سازی شده است تا افت توان را جبران کند. نتایج حاصل نشان می‌دهد سیستم افزونه قادر است تا پس از برخورد و تخمین میزان آسیب، در سریع‌ترین زمان ممکن افت توان ماهواره را جبران نماید.

^۱ MEO

۱- مقدمه

ریزشهاب‌سنگ‌ها ذرات کوچک فضایی‌اند که دائماً در حال بمباران کردن اجسام در حال گردش به دور زمین هستند. با اینکه ریزشهاب‌سنگ‌ها ذرات کوچکی هستند اما می‌توانند تأثیر قابل ملاحظه‌ای بر اجسام در حال گردش در مدار شامل فضاپیماها و ماهواره بگذارند. این ذرات ریز علاوه بر ارزش علمی‌شان، تأثیر قابل توجهی بر صفحات خورشیدی مستقر در فضا نیز دارند. ریزشهاب سنگ‌ها به دلیل اینکه با سرعت بالایی حرکت می‌کنند، می‌توانند با نیروی زیادی به پنل‌های خورشیدی برخورد کنند و با ایجاد حفره‌های کوچک در سطح پنل باعث آسیب شوند. با گذشت زمان، مجموع این ضربه‌ها راندمان پنل خورشیدی را کاهش می‌دهد.

ریزشهاب‌سنگ‌ها علاوه بر آسیب فیزیکی، باعث بروز آسیب الکتریکی در پنل‌های خورشیدی نیز می‌شوند. با برخورد این ذرات به پنل خورشیدی، تخلیه الکتریکی ایجاد شده و قطعات الکترونیکی حساس پنل آسیب می‌بیند. این برخورد می‌تواند منجر به کاهش توان خروجی یا حتی خرابی کامل پنل خورشیدی شود.

در محیط مداری اطراف کره زمین، ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی با سرعت متوسط ۲۰ کیلومتر بر ثانیه حرکت می‌کنند. به طور متوسط، سالانه ۴۰۰۰۰ تن ریزشهاب‌سنگ و ذرات ریز گرد و غبار وارد جو زمین می‌شود. در مدارهای میانی و زمین‌آهنگ^۱، احتمال برخورد شهاب‌سنگ‌ها بیش‌تر از زباله‌های فضایی است در حالی که، در فضای بین سه پاره‌ای، خطر نفوذ زباله‌های فضایی با سرعت ۷۰ کیلومتر بر ثانیه وجود دارد [۱]. با شروع اکتشافات فضایی، تعداد فزاینده‌ای از زباله‌های فضایی در مدارهای اطراف زمین انباشته شده است. این زباله‌ها به پنج دسته شامل مواد تکه تکه شده، تکه‌های فضاپیمای غیرکاربردی باقی‌مانده در فضا، باقی‌مانده بدنه‌های موشک، موارد مرتبط با مأموریت ماهواره‌ها و زباله از منابع ناشناخته طبقه‌بندی می‌شوند. زباله‌های فضایی از نظر ابعاد به سه دسته کوچک، متوسط و بزرگ تقسیم می‌شوند: زباله‌هایی با ابعادی بزرگ‌تر از ۱۰

سانتی‌متر در دسته زباله‌های بزرگ، ابعاد بین یک میلی‌متر تا ۱۰ سانتی‌متر در دسته زباله‌های متوسط و ابعادی کوچک‌تر از یک میلی‌متر در دسته زباله‌های کوچک قرار می‌گیرند [۲].

ضربه‌های ناشی از برخورد ذرات با مقیاس میکرونی می‌توانند باعث آسیب به سطوح و تجهیزات حساس مانند آینه‌ها، حسگرهای نوری و سیستم‌های کنترل حرارتی شوند. ذرات بزرگ‌تر با قطرهای بین ده‌ها تا صدها میکرون می‌توانند به پوشش فضاپیماها، فویل‌ها و سلول‌های خورشیدی نفوذ کنند. علاوه بر این، ذرات با ابعاد میلی‌متری می‌توانند سبب تخریب مخازن و تجهیزات خاصی که در معرض نفوذ هستند شوند. در صورت برخورد ذرات بزرگ‌تر از چند سانتی‌متر، معمولاً قطعات فضاپیما از بین می‌روند.

تی‌لای و مراد^۲ [۳]، با استفاده از فرمول‌های تجربی مک دانل^۳ به دست آمده از آزمایش، میزان نفوذ ضربه و نرخ تولید پلاسما در محیط فضا را محاسبه کردند. در این پژوهش، سناریویی شامل خطرات ناشی از ضربه و عبور از یک ابر پلاسمایی پرانرژی مورد بحث قرار گرفته و برخی از روش‌های کاهش و کنترل این خطرات نیز ارائه شده است.

جیانگ^۴ و همکاران [۴]، اثرات آسیب‌برخورد زباله‌های فضایی و شهاب‌سنگ‌ها را بر آرایه‌های خورشیدی فضاپیما بررسی کردند. در این مقاله، خطر برخورد ذرات به آرایه خورشیدی یک ماهواره در مدار زمین‌آهنگ مورد بررسی قرار گرفته و همچنین، احتمال ضربه نیز با استفاده از یک مدل شار مشخص، محاسبه شده است.

گراهام^۵ و همکاران [۵]، به بررسی و شبیه‌سازی برخورد ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی با قطعات برگشتی تلسکوپ هابل^۶ پرداخته‌اند. در این پژوهش، ۲۵ سلول از پنل با میکروسکوپ‌های الکترونیکی مورد بررسی قرار گرفته است.

درال‌شاگن^۷ [۶]، به بررسی آسیب‌های اعمالی توسط ذرات پرسرعت و روش‌های متداول مقابله با آن پرداخت. وی در ادامه [۷]، در امتداد تحقیقات قبلی خود، تأثیرات برخوردهای پرسرعت ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌ها در ابعاد ریز فضایی بر روی فضاپیماها

⁵ G. A. Graham

⁶ Hubble telescope

⁷ G. Drolshagen

¹ GEO

² T. Lai, E. Murad

³ McDonnell

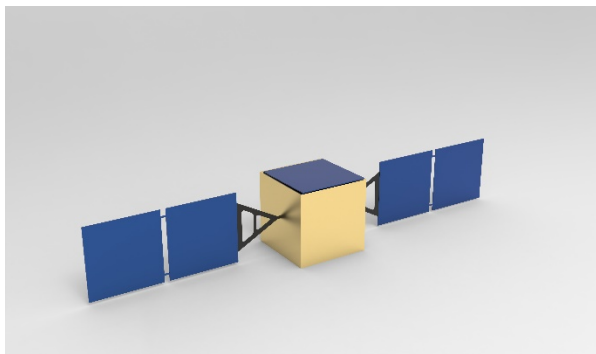
⁴ D. Jiang

نظر محاسباتی امکان بهینه سازی عملکرد را تحت بارگذاری ضربه‌ای فراهم کند [۱۲].

در این پژوهش، پس از شبیه‌سازی پنل خورشیدی در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب^۸، یک مدل ریاضی برای برخورد بر مبنای بمباران پنل‌های خورشیدی توسط ذرات با ابعاد تصادفی توسعه داده شده و نتیجه این برخوردهای تصادفی بر عملکرد پنل، تحلیل و بررسی شده است. بررسی تأثیر پنل افزونه بر عمر و تغییرات رشد آس، یب، با در نظر گرفتن برخوردها به عنوان تنها عامل کاهش توان تولیدی پنل‌ها به همراه شبیه‌سازی آماری، نوآوری این پژوهش محسوب می‌شود.

۲- مشخصات مأموریت ماهواره

ماهواره در نظر گرفته شده برای این مأموریت، یک ماهواره سنجشی در ارتفاع ۲۰۰۰ کیلومتری از سطح زمین است که در مدار میانی با دوره تناوب مداری ۷۶۳۲ ثانیه، زاویه میل ۴۵ درجه و میل گره صعودی^۹ (RAAN) صفر درجه واقع شده است. ماهواره مکعبی مذکور با ابعاد ۱۵۰۰×۱۵۰۰×۱۵۰۰ میلی‌متر و تعداد چهار پنل خورشیدی در جهت +X و -X ماهواره به ابعاد ۱۴۲۰×۱۴۲۰ میلی‌متر و یک پنل خورشیدی افزونه در جهت Z به ابعاد ۱۴۲۰×۱۴۲۰ میلی‌متر است. شکل‌های ۱ و ۲، نمای خارجی ماهواره را به ترتیب در حالت بسته و باز بودن پنل افزونه نشان می‌دهد.



شکل ۱. نمای خارجی ماهواره در حالت بسته بودن پنل افزونه

را بررسی کرده است. در این پژوهش، اندازه حفره و آس‌یب‌های ساختاری ناشی از برخورد ذرات و تأثیرات برخورد پلازما تجزیه و تحلیل شده است.

کرگ^۱ و همکاران [۸]، با بررسی یک ناهنجاری در ماهواره متوجه شدند که این اختلال در اثر برخورد زباله فضایی با ابعاد حدود یک سانتی‌متر، جرم حدودی ۰.۲ گرم و سرعت تقریبی ۱۱ کیلومتر بر ساعت با پنل خورشیدی ماهواره رخ داده و به بررسی تأثیرات این برخورد پرداخته‌اند.

تویوتا^۲ و همکاران [۹]، به صورت تجربی به بررسی تأثیر برخورد ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی بر روی سلول‌های مدل اتصال سه گانه از نوع دگردیس معکوس^۳ (IMM3J) و پروسکایت خورشیدی^۴ که نسبت به نسل قبل خود نازک‌تر هستند پرداختند.

گراسمان^۵ و همکاران در مقاله خود به بررسی آثار برخورد ریزشهاب‌سنگ‌ها با ماهواره پرداختند. آن‌ها در این مقاله بیان می‌کنند که چطور برخورد ریزشهاب‌سنگ علاوه بر اختلال در عملکرد واحدهای خارجی ماهواره مانند سلول‌های خورشیدی، تأثیر بر خواص مواد، آلوده کردن دستگاه‌های نوری یا تخریب ماهواره‌ها، منجر به تشکیل زباله‌های اضافی می‌شود و خطر مأموریت‌های فضایی آینده را افزایش می‌دهد [۱۰]. میلر^۶ و همکارانش در پژوهشی به تأثیر عوامل مخرب محیط فضا شامل اکسیژن اتمی، اشعه ماوراء بنفش و سایر اشکال تشعشع، ذرات باردار، ریزشهاب‌سنگ‌ها و زبله‌ها بر شکست پلیمرها، کامپوزیت‌ها، رنگ‌ها و سایر مواد مورد استفاده در نمای بیرونی فضاپیما مانند پنل‌های خورشیدی پرداختند [۱۱]. از آنجایی که ریزشهاب‌سنگ‌ها یک خطر قابل توجه برای زیرساخت‌های محیط ماه محسوب می‌شوند، آئنده^۷ و همکاران، عملکرد ضربه ریزشهاب‌سنگ‌ها را با استفاده از روش‌های تجربی و عددی مدل‌سازی کرده‌اند. مدل CTH توسعه یافته در این مقاله، یک ابزار پیش‌بینی آسیب را ارائه می‌دهد. هم‌چنین، این مدل یک ابزار طراحی مواد است که می‌تواند با تغییر پارامترهای مواد از

⁶ S. K. Miller

⁷ M. I. Allende

⁸ Matlab Simulink

⁹ right ascension of the ascending node

¹ H. Krag

² H. Toyota

³ Inverted metamorphic triple-junction

⁴ Perovskite Solar

⁵ E. Grossman

$$I_{rs} = I_{sc} / [\exp(qV_{oc} / N_s k n T) - 1] \quad (2)$$

در این معادله q بار الکترون، V_{oc} ولتاژ مدار باز برحسب ولت، N_s تعداد سلول‌هایی که به صورت سری کنار هم قرار گرفتند، n فاکتور ایده‌آل بودن دیود و k ثابت بولتزمن^۲ است. جریان اشباع سلول I_0 با دمای سلول تغییر می‌کند، که با معادله زیر تعریف می‌شود:

$$I_0 = I_{rs} \left[\frac{T}{T_r} \right]^3 \exp \left[\frac{q \times E_{g0}}{nk} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_r} \right) \right] \quad (3)$$

در این معادله، T_r دمای اسمی معادل ۲۹۸.۱۵ کلوین و E_{g0} انرژی شکاف باند نیمه هادی معدل ۱.۱ الکترون ولت است. شکل ۴، شبیه‌سازی سلول خورشیدی را در سیمولینک نشان می‌دهد.

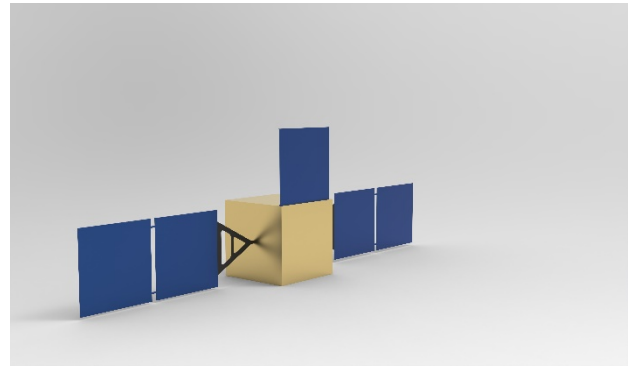
معادله جریان خروجی سلول خورشیدی از معادله زیر قابل محاسبه است:

$$I = N_p \times I_{ph} - N_p \times I_0 \times \left[\exp \left(\frac{V / N_s + I \times R_s / N_p}{n \times V_t} \right) - 1 \right] - I_{sh} \quad (4)$$

که در آن:

$$V_t = \frac{k \times T}{q} \quad (5)$$

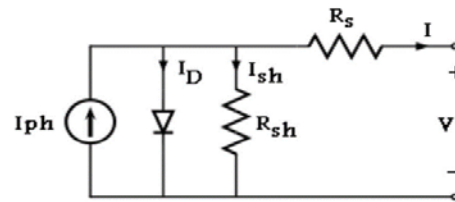
$$I_{sh} = \frac{V \times N_p / N_s + I \times R_s}{R_{sh}} \quad (6)$$



شکل ۲. نمای خارجی ماهواره در حالت باز بودن پنل افزونه

۳- سائیزینگ و شبیه‌سازی پنل‌های خورشیدی

مدار معادل یک سلول خورشیدی در شکل ۳ نشان داده شده است. منبع جریان I_{ph} نشان دهنده جریان نوری سلول است. R_s و R_{sh} به ترتیب مقاومت‌های شنت و سری سلول هستند. معمولاً مقدار R_{sh} بسیار بزرگ و مقدار R_s بسیار کوچک است، بنابراین، ممکن است برای ساده‌سازی تحلیل از آن‌ها صرف‌نظر شود. با استفاده از فرمول‌هایی که در ادامه نشان داده شده‌اند، شبیه‌سازی سلول خورشیدی در محیط سیمولینک انجام می‌شود. تمامی معادلات این بخش از مقاله نگوین^۱ و همکارش استخراج شده است [۱۳].



شکل ۳. مدار معادل سلول خورشیدی.

I_{ph} جریان فوتو سلول از معادله زیر قابل محاسبه است:

$$I_{ph} = [I_{sc} + K_i(T - 298)] \times I_r / 1000 \quad (1)$$

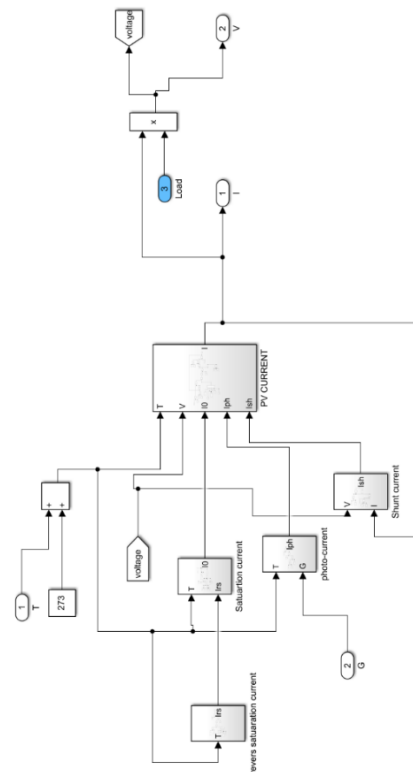
I_{sc} جریان اتصال کوتاه برحسب آمپر، K_i جریان اتصال کوتاه سلول در دمای ۲۵ درجه سانتی‌گراد و ۱۰۰۰ وات بر مترمربع، T دمای عملیاتی برحسب کلوین و I_r تابش خورشیدی بر حسب وات بر مترمربع هستند. جریان اشباع معکوس سلول طبق معادله زیر قابل محاسبه است:

² Boltzmann constant

¹ X. H. Nguyen

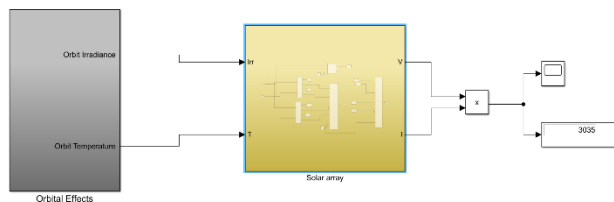
۴- شبیه‌سازی سناریو برخورد

تجزیه و تحلیل آماری ابزاری قدرتمند برای تجزیه و تحلیل داده‌ها و نتیجه‌گیری است که می‌تواند برای اطلاع‌رسانی تصمیمات و اقدامات مورد استفاده قرار گیرد. اهمیت تجزیه و تحلیل آماری در توانایی آن برای آشکار کردن الگوها و روابط در داده‌ها نهفته است که ممکن است بلافاصله با نگاه کردن به نقاط یا موارد داده‌های فردی آشکار نباشد. با استفاده از روش‌های آماری، می‌توان روندها، همبستگی‌ها و روابط علمی را شناسایی کرد که می‌تواند برای تصمیم‌گیری آگاهانه و پیش‌بینی در مورد طیف وسیعی از پدیده‌ها استفاده شوند. در این مقاله، به منظور بررسی تأثیر برخورد این ذرات بر عملکرد پنل خورشیدی یک ماهواره و شبیه‌سازی این فرایند از روش آنالیز آماری استفاده شد. برای این منظور، یک مدل ریاضی برای برخوردها با استفاده از نرم‌افزار متلب توسعه داده شده است. این مدل بر مبنای بمباران پنل‌های خورشیدی توسط ذرات با ابعاد تصادفی تا رسیدن به تعداد تعیین شده ادامه پیدا می‌کند. به صورت کلی، بازه ابعادی و فرکانس برخورد این ذرات بر اساس محیط عملکردی و داده‌های موجود برای انواع مختلف ذرات و فرکانس برخورد آنها تعیین می‌شود. همچنین تأثیر سرعت و زاویه و نحوه برخورد با استفاده از یک ضریب بزرگ نمای اعمال شده است. این ضریب بر اساس پردازش تصاویر موجود از برخورد ذرات با پنل‌ها و داده‌های موجود در این زمینه به صورت بازه‌ای انتخاب شده که در هر برخورد به صورت تصادفی تعیین می‌شود. در مدل‌سازی برخوردها فرض شده که هر ذره تنها می‌تواند با یک پنل برخورد داشته باشد و شانس برخورد برای تمامی پنل‌ها در یک راستا یکسان است. همچنین فرض شده که تمامی برخوردها به گونه‌ای اتفاق می‌افتد که سبب می‌شود سلول آسیب‌دیده کارایی خود را از دست بدهد. این بدین معنی است که از برخوردهای کوچک که سبب آسیب‌های جزئی به سلول شده ولی در کارایی آن تأثیر کمی دارند صرف‌نظر می‌شود. به منظور ساده‌سازی، شکل ذرات برخورد کننده به صورت دایره در نظر گرفته شده است. در شکل ۶، نمونه خروجی از تشکیل هندسه و برخوردها برای یک پنل نشان داده شده که در آن نقاط قرمز رنگ محل برخورد ذرات هستند.



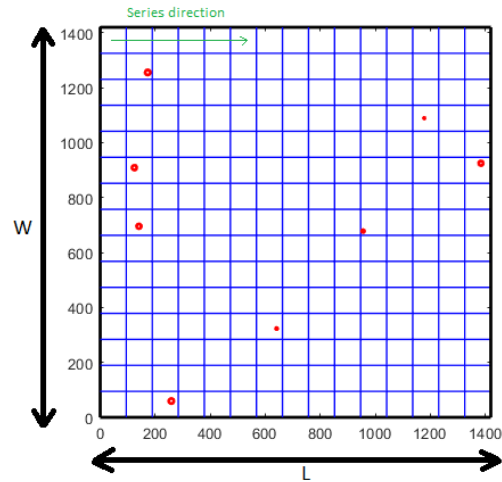
شکل ۴. شبیه‌سازی سلول خورشیدی در سیمولینک

در این معادلات، N_p تعداد سلول‌های موازی، R_s مقاومت سری بر حسب اهم، R_{sh} مقاومت شانت بر حسب اهم و V_t ولتاژ حرارتی دیود بر حسب ولت است. تشعشع خورشید و دما دو المان تأثیرگذار بر عملکرد پنل خورشیدی هستند. این المان‌ها از دوره تناوب مدار، ارتفاع مدار، مدت زمان قرارگیری ماهواره در سایه، حداکثر تابش خورشید، حداکثر و حداقل دمای مدار تأثیر می‌پذیرند [۱۴]. شکل ۵، شبیه‌سازی آرایه خورشیدی و تأثیرات مداری را در سیمولینک نشان می‌دهد.

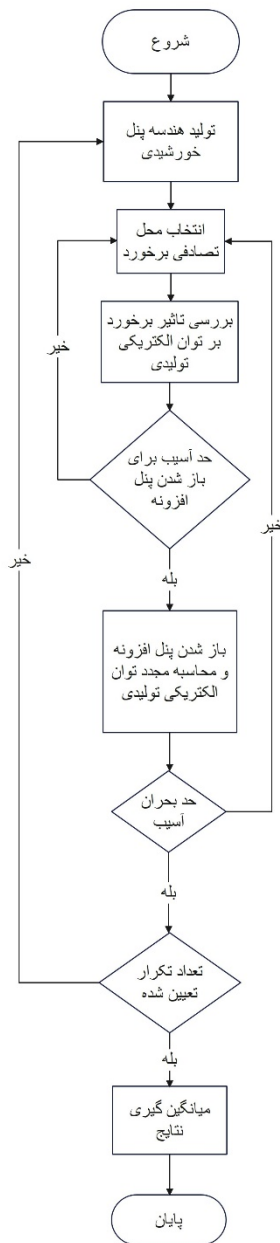


شکل ۵. شبیه‌سازی آرایه خورشیدی و تأثیرات مداری در سیمولینک

این تحلیل دو نمودار آسیب میانگین برای هر پنل بر اساس تعداد برخورد و میانگین معادل برای کل سیستم است.



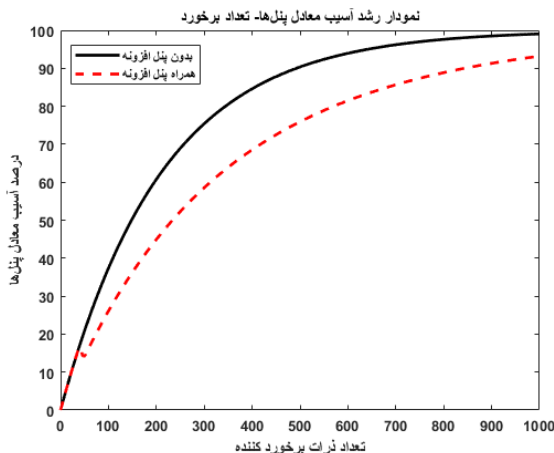
شکل ۶. نمونه خروجی از تشکیل هندسه و برخوردها برای یک نمونه پنل در این پژوهش، نحوه تأثیر خرابی در اثر برخورد حفره با تعریف یک ماتریس معادل بررسی شده است. به این صورت که هر پنل سالم که از تعدادی سلول موازی و سری تشکیل شده است به مانند یک ماتریس با درلیه‌های یک در نظر گرفته می‌شود. پس از مشخص شدن ابعاد و ضریب تأثیر برای یک ذره، یکی از پنل‌ها به صورت تصادفی انتخاب شده و برخورد اتفاق می‌افتد. به منظور بررسی میزان تأثیر این ضربه فرض شده که اگر این ذره در هر یک از سلول‌ها قرار گرفت، تمام سلول‌های سری متصل به این سلول دچار خرابی شوند. این فرایند در ماتریس معادل با صفر شدن درایه‌های سطری رخ می‌دهد. در نهایت، مجموع درایه‌های ماتریس آسیب نسبت به ماتریس اولیه درصد آسیب را مشخص می‌کند که این درصد آسیب در هر مرحله ذخیره می‌شود. از دیگر نوآوری‌های این پژوهش، تحلیل تأثیر پنل افزونه بر افزایش عمر کاری با رویکرد بررسی خرابی در اثر برخورد این ذرات است. در شبیه‌سازی نیز فرض بر آن است که زمانی که آسیب معادل به مقدار آسیب بحرانی برسد، این پنل با ابعاد دلخواه به مجموعه اضافه می‌شود و در مراحل بعدی جزء پنل‌های قابل برخورد قرار می‌گیرد. فلوجارت الگوریتم برخورد و محاسبه آسیب در شکل ۷ نشان داده شده است.



شکل ۷. فلوجارت الگوریتم برخورد و محاسبه آسیب

ابعاد ذرات در این سناریوی فرضی در بازه ۱ تا ۱۰ میلی‌متر انتخاب شده و همچنین فرض شده که ابعاد پنل افزونه به اندازه سایر پنل‌ها باشد. در ادامه و به منظور افزایش دقت محاسباتی فرایند برخورد و محاسبه آسیب برای یک میلیون مرتبه تکرار شده و نتایج حاصله، در نهایت میانگین‌گیری می‌شود. خروجی

۵- تأثیر برخورد



شکل ۹. رشد آسیب معادل بر حسب تعداد ذرات برخورد کننده

در شکل ۹، رشد آسیب معادل بر حسب تعداد ذرات برخورد کننده نشان داده شده است. این خروجی نمایانگر تأثیرات برخورد ذرات بر عملکرد توان کلی ماهواره است. مانند نمودار رشد آسیب، نمودار آسیب معادل نیز رشد سریع‌تری در تعداد برخوردهای اولیه داشته و با مرور زمان نرخ رشد آسیب کاهش می‌یابد. هم‌چنین، در نمودار مربوط به ماهواره دارای پنل افزونه، دو نقطه ماکسیمم و مینیمم محلی دیده می‌شود که مرتبط با اعمال تأثیر پنل افزونه است. مطابق با انتظار، افزودن پنل افزونه سبب افت شدت آسیب نیز می‌شود.

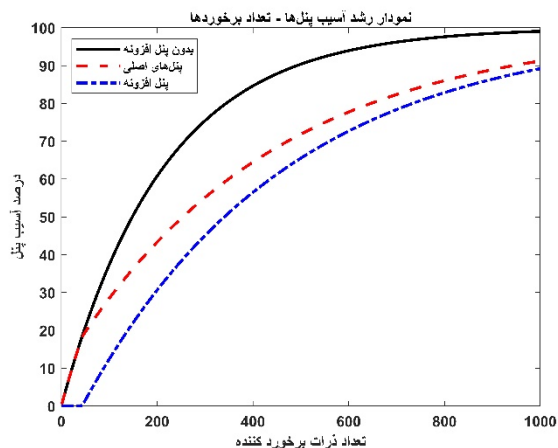
۶- نتیجه‌گیری

ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی یکی از تهدیدهایی هستند که همواره می‌توانند مأموریت‌های فضایی را با خطر مواجه کنند. راهکارهای متفاوتی برای کم کردن این برخوردها در نظر گرفته شده است. در این مقاله، روشی برای امکان‌سنجی استفاده از پنل افزونه مورد مطالعه قرار گرفته است. برای این منظور، در گام اول شبیه‌سازی و ساینزینگ پنل خورشیدی در بستر سیمپولینک نرم‌افزار متلب به منظور ارزیابی و تحلیل تأثیر برخورد ریزشهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی انجام شده است.

در گام بعد، سناریو برخورد تصادفی از این ریز ذرات با پنل توسط نرم‌افزار متلب توسعه داده شد. خروجی آسیب معادل پنل‌ها بر حسب تعداد ذرات برخورد کننده در کنار خروجی‌های شبیه‌سازی، تقریب حدودی از میزان افزایش طول عمر توسط پنل افزونه پس برخورد را می‌دهد. با این روش می‌توان ساینزینگ اولیه برای باز شدن پنل افزونه و توان آن را به دست آورد.

ساینزینگ پنل افزونه در شرایطی انجام شده که قادر به جبران توان از دست رفته ماهواره باشد. در این شرایط، تعداد برخورد احتمالی با پنل‌های خورشیدی ماهواره برای رسیدن به نقطه توان بحرانی افزونه حرکت می‌کنند.

ترکیب شبیه‌سازی انجام شده در بستر سیمپولینک و خروجی شبیه‌سازی آماری امکان محاسبه عمر ماهواره برای دو حالت عدم استفاده و استفاده از پنل افزونه را فراهم می‌آورد. به این صورت که با توجه به میزان توان مصرفی مورد نیاز ماهواره، دو محدوده آسیب به عنوان نقاط بحرانی تعیین می‌شوند. یکی از این نقاط بحرانی نقطه‌ای است که در آن نیاز به استفاده از پنل افزونه تأیید شده و نقطه دیگر تعیین کننده حداکثر آسیب مجاز برای ماهواره است که رسیدن به آن معادل شکست مأموریت محسوب می‌شود. شبیه‌سازی انجام شده در بستر سیمپولینک امکان محاسبه این دو نقطه بحرانی را فراهم می‌آورد. با به دست آمدن نقطه بحرانی برای باز شدن پنل افزونه و استفاده از شبیه‌سازی، درصد رشد آسیب برای هر یک از پنل‌ها و برای پنل معادل از خروجی‌های شبیه‌سازی توسط الگوریتم توسعه داده، محاسبه می‌شود. شکل ۸، نشان دهنده رشد آسیب برای هر یک از پنل‌ها در دو حالت بدون استفاده و با استفاده از پنل افزونه را نشان می‌دهد.



شکل ۸. رشد آسیب برای هر یک از پنل‌ها بدون استفاده و با استفاده از پنل افزونه

یکی از نکات قابل توجه در شکل ۸، یکسان بودن رشد آسیب با توجه به متفاوت بودن برخوردها پس از میانگین‌گیری برای تمامی پنل‌ها است. هم‌چنین مطابق شکل ۸، بدون در نظر گرفتن استفاده یا عدم استفاده از پنل افزونه، نرخ رشد آسیب در ابتدا بسیار سریع بوده ولی به مرور زمان از شدت آن کاسته می‌شود.

در حالت استفاده از پنل افزونه، در ابتدا درصد آسیب سیر کندتری نسبت به حالت قبل پیدا می‌کند. نکته دیگر آن است که با توجه به نرخ متفاوت رشد آسیب برای حالت استفاده از پنل افزونه در پنل‌های اصلی و پنل افزونه، در نهایت این دو نمودار با هم به سمت هم‌گرا شدن حرکت می‌کنند.

- [۸] H. Krag *et al.*, "A 1 cm space debris impact onto the sentinel-1a solar array," *Acta Astronautica*, vol. 137, pp. 434-443, 201۷.
- [۹] H. Toyota, T. Nakamura, S. Kanaya, T. Sumita, T. Hirai, and M. Kobayashi, "Evaluation of hypervelocity impact of micrometeoroids and orbital debris on next-generation space solar cells," *Japanese Journal of Applied Physics*, 2023.
- [۱۰] E. Grossman, I. Gouzman, and R. Verker, "Debris/micrometeoroid impacts and synergistic effects on spacecraft materials," *MRS bulletin*, vol. 35, no. 1, pp. 41-47, 2010.
- [۱۱] S. K. Miller and B. Banks, "Degradation of spacecraft materials in the space environment," *MRS bulletin*, vol. 35, no. 1, pp. 20-24, 2010.
- [۱۲] M. I. Allende, J. E. Miller, B. A. Davis, E. L. Christiansen, M. D. Lepech, and D. J. Loftus, "Prediction of micrometeoroid damage to lunar construction materials using numerical modeling of hypervelocity impact events," *International Journal of Impact Engineering*, vol. 138, p. 103499, 2020.
- [۱۳] X. H. Nguyen and M. P. Nguyen, "Mathematical modeling of photovoltaic cell/module/arrays with tags in Matlab/Simulink," *Environmental Systems Research*, vol. 4, pp. ۲۰۱۵, ۱۳-۱.
- [۱۴] O. Shekoofa and M. Taherbaneh, "Modelling of silicon solar panel by MATLAB/Simulink and evaluating the importance of its parameters in a space application," in *2007 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, 20۰۷: IEEE, pp. 719-724.

۲۱ مرتبه افزایش پیدا کرده و به صورت کلی ۶۷ برخورد برای رسیدن به آسیب نهایی نسبت به حالت عدم استفاده از پنل افزونه رشد داشته که این میزان معادل ۴۵٪ رشد است و این در صورتی است که از یک پنل هم مساحت با پنل‌های اصلی استفاده شود. این نتایج می‌تواند برای یک سناریو و محیط شناخته شده‌تر به انتخاب ابعاد و تعداد پنل افزونه و حتی به صرفه نبودن استفاده کردن از این رویکرد برای جبران افت توان مؤثر باشد. همچنین این روش می‌تواند به عنوان روشی برای رسیدن به یک پیکره‌بندی بهینه برای چیدمان سلول‌های خورشیدی نیز مورد استفاده قرارگیرد که این موضوع مناسبی برای پژوهش‌های آینده در این زمینه است.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [۱] N. R. Council, *Orbital debris: A technical assessment*. National Academies Press, 1995.
- [۲] C. A. Belk, *Meteoroids and orbital debris: effects on spacecraft*. National Aeronautics and Space Administration, Marshall Space Flight Center, 1997.
- [۳] S. T. Lai, E. Murad, and W. J. McNeil, "Hazards of hypervelocity impacts on spacecraft," *Journal of spacecraft and rockets*, vol. 39, no. 1, pp. 106-114, 2002.
- [۴] D. Jiang, P. Zhang, and Y. Zhang, "The Study of Space Debris and Meteoroid Impact Effects on Spacecraft Solar Array," in *Protection of Materials and Structures from the Space Environment: ICPMSE-11, 2017*: Springer, pp. 337-345.
- [۵] G. A. Graham, A. T. Kearsley, M. M. Grady, I. P. Wright, M. Herbert, and J. McDonnell, "Natural and simulated hypervelocity impacts into solar cells," *International journal of impact engineering*, vol. 23, no. 1, pp. 319-330, 1999.
- [۶] G. Drolshagen, "Hypervelocity impact effects on spacecraft," in *Meteoroids 2001 Conference, 2001*, vol. 495, pp. 533-541.
- [۷] G. Drolshagen, "Impact effects from small size meteoroids and space debris," *Advances in space Research*, vol. 41, no. 7, pp. 1123-1131, 2008.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. 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/>)