



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 22-36
2022

DOI:

10.22034/jssta.2022.324198.1086

Article Info

Received: 2022-4-13
Accepted: 2022-10-10

Keywords

Static electricity, Surface
charging, Electrostatic
discharge, Multi-layer
insulation, Grounding

How to Cite this article

Mehrnoush Farahani, Vafa
Sedghi, Seyed Mostafa Safavi,
Hamid Mesforoush.

"Analysis and Simulation of
Space Environment Static
Charge Effects on Satellite
Surfaces and Multi-Layer
Insulation", *Journal of Space
Science, Technology and
Applications*, vol 2 (2), p.: 22-
36, 2023.

Analysis and Simulation of Space Environment Static Charge Effects on Satellite Surfaces and Multi-Layer Insulation

Mehrnoush Farahani^{1*}, Vafa Sedghi², Seyed Mostafa Safavi³,
Hamid Mesforoush⁴

- 1 *. Communication Group, Electrical Engineering Department, AmirKabir University of Technology, Tehran, Iran, m.farahani7@aut.ac.ir
2. Aerospace Research and Technology Institute, AmirKabir University of Technology, Tehran, Iran, Sedghi@aut.ac.ir
3. Communication Group, Electrical Engineering Department, AmirKabir University of Technology, Tehran, Iran, msafavi@aut.ac.ir
4. Materials and Energy Research Institute, Isfahan, Iran, h.mesforoush@isrc.ac.ir

Abstract

The ions in the space environment cause the surface and internal charging phenomenon in satellites. The accumulated potential during the charging phenomenon can cause electrostatic discharge and expose the satellite telecommunication components such as antennas and electronic circuits to serious risk. The purpose of this paper is to investigate the possibility of electrostatic discharge on satellite surfaces in low earth orbit (LEO) environment and to reduce this possibility in order to reduce the risk of damage to satellite surfaces and telecommunication components. Therefore, First, the surface charging phenomenon was simulated in an aluminum satellite in low earth orbit and then in polar aurora by SPIS software and the possibility of damage to the antennas was investigated. Then, multi-layer thermal insulation was applied to the system and its effects on the charging phenomenon were investigated. Research has shown that adding MLI layers will increase the risk of electrostatic discharge. Therefore, in the next steps, the effect of the grounding system in reducing the risk was investigated. By connecting the layers to the ground in a proper way, the possibility of discharge between the layers and the body and between the layers with each other is minimized, which led to the achievement of an optimal system in terms of electrostatic aspects.



شبیه‌سازی بار ساکن محیط فضا و تحلیل اثر آن بر سطوح ماهواره و عایق‌های حرارتی چند لایه

مهرنوش فراهانی^{۱*}، وفا صدقی^۲، سید مصطفی صفوی^۳، حمید مسفروش^۴

۱. گروه مخابرات، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

m.farahani7@aut.ac.ir (نویسنده مسئول)

۲. موسسه تحقیقات و فناوری فضایی، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران Sedghi@aut.ac.ir

۳. گروه مخابرات، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران msafavi@aut.ac.ir

۴. پژوهشکده مواد و انرژی، اصفهان، ایران h.mesforoush@isrc.ac.ir

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

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۳۶-۲۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:

10.22034/jssta.2022.324198.1086

چکیده

یون‌های موجود در محیط فضا سبب ایجاد پدیده شارژ سطحی و داخلی در ماهواره‌ها می‌شود. پتانسیل تجمع یافته طی پدیده شارژ می‌تواند موجب بروز تخلیه الکترواستاتیک شده و اجزای مخابراتی ماهواره مانند آنتن‌ها و مدارهای الکترونیکی را در معرض خطر جدی قرار دهد. هدف از این مقاله، بررسی احتمال وقوع تخلیه الکترواستاتیک در سطوح ماهواره در محیط مدار با ارتفاع کم (LEO) و اقدام برای کاهش این احتمال و در نتیجه کاهش خطر آسیب به سطوح و اجزای مخابراتی ماهواره است. برای این منظور، ابتدا پدیده شارژ سطحی در ماهواره آلومینیومی در محیط مدار با ارتفاع کم و سپس در حالت شفق قطبی توسط نرم‌افزار SPIS شبیه‌سازی و احتمال آسیب به آنتن‌ها بررسی شد. سپس، با اضافه نمودن عایق‌های حرارتی چند لایه به سیستم، اثر آن در وقوع شارژ بررسی شد. تحقیقات نشان داده است که اضافه کردن لایه‌های عایق خطر وقوع تخلیه الکترواستاتیک را افزایش خواهد داد. بنابراین، در مراحل بعد، اثر سیستم اتصال به زمین در کاهش خطر بررسی شد. با اتصال لایه‌ها به زمین به روش مناسب، احتمال وقوع تخلیه بین لایه‌ها و بدنه و میان لایه‌ها با یکدیگر به حداقل رسیده و موجب دست یافتن به سیستم بهینه‌ای از جنبه‌های الکترواستاتیکی شد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۱/۲۴

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۷/۱۸

واژه‌های کلیدی

بار ساکن، شارژ سطحی، تخلیه الکترواستاتیک، عایق حرارتی چند لایه، اتصال به زمین

نحوه استناد به این مقاله

مهرنوش فراهانی، وفا صدقی، سید مصطفی صفوی، حمید مس فروش. "شبیه‌سازی بار ساکن محیط فضا و تحلیل اثر آن بر سطوح ماهواره و عایق‌های حرارتی چند لایه". دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۳۶-۲۲، ۱۴۰۱.

۱-مقدمه

هر ماهواره پس از پرتاب، در محیط پلاسما قرار می‌گیرد. پلاسما محیطی است که از الکترون‌ها و یون‌های متحرک با سطوح انرژی متفاوت تشکیل شده است، اما در حالت کلی محیطی خنثی است. حرکت ماهواره در این محیط و برخورد یون‌ها با سطوح مختلف آن، منجر به تجمع بار الکتریکی بر سطح می‌شود. به این پدیده شارژ سطحی^۱ گفته می‌شود. علاوه بر یون‌های پلاسما، عوامل دیگری مانند فوتوالکترون‌ها^۲ و الکترون‌های ثانویه^۳ نیز در میزان بار تجمع یافته بر سطح موثرند [۱]. شارژ سطحی بستگی به جنس سطوح و هندسه ماهواره نیز دارد. در بخش‌های نوک تیز و باریک بار بیش‌تری تجمع می‌یابد [۲]. اگر جنس سطوح رسانا باشد، بارهای الکتریکی تنها روی سطح خارجی قرار می‌گیرند. اما در سطوح عایق، علاوه بر ایجاد بار سطحی، برخی از یون‌ها می‌توانند به اعماق عایق‌ها نفوذ کنند و سبب ایجاد شارژ درونی^۴ شوند [۲].

تجمع بار بر سطوح، علاوه بر این، به ناحیه مداری که در آن قرار می‌گیرد نیز بستگی دارد [۳]. چگالی یون‌های پلاسما و انرژی آن‌ها دو عاملی است که در نواحی مختلف، مقادیر متفاوتی دارند و این تفاوت بر میزان شارژ سطحی و درونی تأثیرگذار است [۲]. هر ماهواره با توجه به کاربردهای مشخصی که دارد ممکن است در یکی از مدارهای زمین‌آهنگ^۵، با ارتفاع کم^۶، قطبی^۷، بیضوی، کمربندهای تابشی و غیره قرار بگیرد. احتمال وقوع پدیده شارژ در برخی نواحی بیش‌تر و در برخی نواحی کم‌تر است. به عنوان مثال، مدار زمین‌آهنگ به دلیل وجود یون‌های پرانرژی بیش‌تر از سایر نواحی در خطر تجمع بار سطحی قرار دارد.

بار ساکن تجمع یافته بر سطوح ماهواره در بعضی نواحی مداری تا چند ده هزار ولت می‌رسد. پتانسیل سطحی ایجاد شده می‌تواند در اندازه‌گیری برخی پارامترها تداخل ایجاد کند [۱]. برای مثال، به دلیل دفع و جذب بارهای همنام و ناهمنام توسط سطح شارژ شده ماهواره، چگالی یون‌ها اطراف آن دچار تغییرات می‌شود. اما

مهم‌ترین خطری که بار ساکن ایجاد شده بر سطوح برای ماهواره ایجاد می‌کند، خطر تخلیه الکترواستاتیک^۸ است. همان‌طور که گفته شد، برخی سطوح ماهواره در نواحی مداری به خصوصی ممکن است در حدود چند ده هزار ولت شارژ شوند. جریان ایجاد شده توسط این پتانسیل ناچیز است. بنابراین، مادامی که سطوح ماهواره همه از یک جنس بوده و هم پتانسیل باشند، خطر تخلیه وجود نخواهد داشت. اما این مسئله به لحاظ عملی ممکن نیست، زیرا ماهواره از قطعات متفاوتی تشکیل شده که مواد به کار رفته در آن‌ها با یکدیگر تفاوت دارند. تفاوت در جنس مواد به کار گرفته شده در سطوح، سبب ایجاد اختلاف پتانسیل می‌شود و این اختلاف پتانسیل زمینه‌ساز وقوع تخلیه الکترواستاتیک خواهد شد.

یکی از اجزای اصلی ماهواره، عایق‌های حرارتی چند لایه^۹ هستند. با توجه به اینکه یک ماهواره به شدت در معرض نوسانات دمایی قرار دارد، حضور این عایق‌ها برای ایجاد تعادل دمایی در ماهواره ضروری است. بر سطوح این عایق‌ها، به دلیل ساختار چند لایه و نارسا بودن آن، بار بیش‌تری نسبت به بدنه اصلی تجمع می‌یابد. وجود این اختلاف پتانسیل بین بدنه و لایه خارجی عایق‌های حرارتی، باعث وقوع تخلیه الکترواستاتیکی به منظور هم پتانسیل شدن دو سطح می‌شود. تخلیه الکترواستاتیک می‌تواند باعث آسیب به بخش‌های مختلف ماهواره به‌ویژه قطعات الکترونیکی، سنسورها، آنتن‌ها و غیره شود [۱]. ایجاد جریان‌هایی با شدت بالا به مدت خیلی کم، سبب برقراری میدان‌های الکتریکی بسیار قوی و کوتاه مدت می‌شود و باعث ایجاد اختلال در عملکرد مدارات الکترونیکی شده و حتی در برخی موارد ممکن است تمام سیستم فضایی را به خطر بیندازد.

در شکل (۱)، علل خرابی‌های ماهواره در مدت سی سال (۱۹۷۰-۱۹۹۹) دسته‌بندی شده است. با توجه به شکل، مشاهده می‌شود که سه عامل اصلی تخلیه الکترواستاتیک، آشفستگی تک موردی^{۱۰} و دوز یونیزه کل^{۱۱}، بیش‌ترین اثرگذاری را بر خرابی ماهواره‌ها و اجزای الکترونیکی آن‌ها داشته‌اند. در این میان، تعداد خرابی‌های ناشی از تخلیه الکترواستاتیک، بیش از مجموع تمامی عوامل دیگر

7 Polar Orbit

8 Electrostatic Discharge (ESD)

9 Multi-Layer Insulation (MLI)

10 Single-Event Upset (SEU)

11 Total Ionizing Dose (TID)

1 Surface charging

2 Photoelectrons

3 Secondary electrons

4 Internal charging

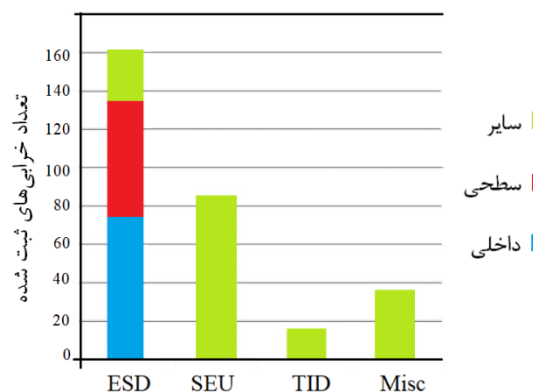
5 Geostationary Orbit (GEO)

6 Low Earth Orbit (LEO)

[۸] اثر پدیده شارژ بر سطوح با پوشش‌های مختلف را بررسی نموده و با تغییر پوشش سطوح تا حد امکان سعی بر اصلاح سیستم به لحاظ الکترواستاتیکی داشته‌اند. در زمینه پدیده شارژ در مدار با ارتفاع کم نیز پژوهش‌های زیادی وجود دارد. در پژوهشی دیویس^۱ و همکاران [۹]، مدار با ارتفاع کم را با یون‌های کم انرژی در نظر گرفته و پتانسیل، چگالی جریان و چگالی یون‌های موجود را توسط سه نرم افزار مختلف SPIS، NASCAP و MUSCAT شبیه‌سازی و مقایسه کرده‌اند. اما به دلیل اینکه بیش‌ترین خطر شارژ در مدار با ارتفاع کم در هنگام ورود به شفق قطبی است، بیش‌تر تحقیقات در این مدار مربوط به زمان ورود ماهواره به ناحیه شفق قطبی هستند. و گلگنی^۲ [۱۰] و ایمهوف^۳ [۱۱] و همکارانشان، به صورت مجزا شبیه‌سازی دو ماهواره مختلف را در مدار با ارتفاع کم و در هنگام ورود به شفق قطبی توسط نرم‌افزار SPIS انجام داده و اثر کسوف بر پدیده شارژ را بررسی کرده‌اند. ایمهوف همچنین در پژوهشی دیگر [۱۲] نیز توسط همین نرم‌افزار شبیه‌سازی انجام داده و اثر پارامترهای محیطی بر میزان پتانسیل تجمعی و احتمال وقوع تخلیه الکترواستاتیک را بررسی نموده است. با توجه به نتایج حاصل از پژوهش‌های پیشین، برای دستیابی به نتایج دقیق‌تر، نرم‌افزار SPIS برای شبیه‌سازی انتخاب می‌شود. همچنین، ویژگی‌های محیطی و حالت کسوف، به عنوان عواملی با اهمیت ویژه در نظر گرفته خواهند شد.

هدف از این مقاله، بررسی پدیده شارژ در مدار با ارتفاع کم و در حضور لایه‌های عایق حرارتی است. در ادامه، ابتدا مکانیزم پدیده شارژ به اختصار بررسی خواهد شد. پس از آن، مدل ماهواره مورد استفاده تشریح می‌شود. سپس، نتایج شبیه‌سازی ماهواره در مدار با ارتفاع کم در حالت عادی و در حالت ورود به شفق قطبی بیان می‌شود. در ادامه، عایق‌های حرارتی چند لایه به سیستم اضافه شده و با طراحی سیستم اتصال به زمین^۴ مناسب به منظور کاهش خطر تخلیه الکترواستاتیک، اقداماتی صورت گرفته است.

است. بنابراین، می‌توان گفت اصلی‌ترین عامل وقوع این خرابی‌ها، تخلیه الکترواستاتیک است. بنابراین، خطر تخلیه الکترواستاتیک مسئله‌ای بسیار جدی برای ماهواره‌ها به حساب می‌آید که ممکن است عملکرد آن‌ها را به طور کامل تحت تاثیر قرار دهد. به همین دلیل، دستیابی به راه‌هایی به منظور کنترل و کاهش این خطر، امری ضروری است.



شکل ۱. دسته‌بندی علل وقوع خرابی ماهواره [۴]

با توجه به اهمیت بالای مسئله شارژ و ضرورت کاهش خطرات ناشی از آن، تا به امروز پژوهش‌های متعددی در این زمینه انجام شده است. این پژوهش‌ها را می‌توان به دو دسته عمده شارژ در مدار زمین‌آهنگ و شارژ در مدار با ارتفاع کم طبقه‌بندی کرد. با توجه به اینکه خطر شارژ در مدار زمین‌آهنگ بالاتر بوده و بیش‌تر ماهواره‌های مخابراتی در این مدار قرار می‌گیرند، تعداد زیادی از تحقیقات انجام شده مربوط به مدار زمین‌آهنگ هستند. در [۵] ولز و همکارانش شبیه‌سازی را در بدترین حالت ممکن توسط نرم‌افزار SPIS انجام داده‌اند که در آن تفاوت حالت‌های تابش و کسوف بررسی شده است. همین گروه، در [۶] از دو نرم‌افزار قدرتمند SPIS و NASCAP برای شبیه‌سازی ماهواره در شرایط تابش، کسوف و خروج از کسوف استفاده کرده و نتایج آن‌ها را با یکدیگر مقایسه نموده‌اند. نوویکوف در [۷] شرایط الکترواستاتیکی سیستم در شرایط تابش و ورود به سایه را توسط دستگاه اندازه‌گیری میدان الکتریکی و دستگاه ثبت وقوع تخلیه الکترواستاتیک به صورت واقعی اندازه‌گیری کرده و توسط شبیه‌سازی مورد سنجش قرار داده است. صمدی و دیگران در

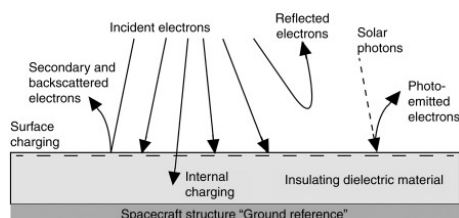
3 Imhof
4 Grounding

1 Davis
2 Gargani

۲- مکانیزم پدیده شارژ سطحی

$$I_N(V) = I_E(V) - [I_I(V) + I_{SE}(V) + I_{SI}(V) + I_{BS}(V) + I_{PH}(V)] \quad (1)$$

در رابطه فوق، $I_E(V)$ جریان الکترون‌های اولیه، $I_I(V)$ جریان یون‌های اولیه، $I_{SE}(V)$ جریان الکترون‌های ثانویه ناشی از الکترون‌های اولیه، $I_{SI}(V)$ جریان الکترون‌های ثانویه ناشی از یون‌های اولیه، $I_{BS}(V)$ جریان الکترون‌های بازگشتی^۱ و $I_{PH}(V)$ جریان فوتوالکترون‌ها هستند. مقصود از V در این روابط، پتانسیل سطح نسبت به پلاسما است و تمام جریان‌های نام برده تابعی از این پتانسیل هستند. هر یک از این جریان‌ها، با توجه به شرایط محیطی و ناحیه مداری ممکن است صفر یا کم اثر باشند. در حالت کلی، زمانی که سیستم در حالت تعادل قرار دارد، روند شارژ متوقف و جریان خالص (I_N) برابر با صفر است؛ اما با تغییر شرایط محیطی و در نتیجه تغییر هر یک از جریان‌ها، ممکن است این تعادل بر هم ریخته و در سیستم کل تا برقراری تعادل دوباره جریان ناچیزی ایجاد شود [۱].



شکل ۲. جریان‌های موثر بر شارژ سطحی ماهواره [۱۳]

مدار زمین‌آهنگ به دلیل انرژی بسیار بالای یون‌های موجود در آن، بیش‌تر از سایر نواحی در معرض شارژ سطحی قرار دارد؛ تا حدی که برخی از سطوح در این ناحیه تا چند ده هزار ولت شارژ می‌شوند. در مدار با ارتفاع کم اگر زاویه میل^۳ مدار پایین باشد، پتانسیل بالایی بر سطوح ایجاد نخواهد شد و خطر چندانی وجود ندارد. اما در صورتی که مدار زاویه میل بالای ۵۰ درجه داشته باشد، در صورت ورود به ناحیه شفق قطبی امکان قرار گرفتن ماهواره در معرض یون‌های پرنرژی وجود خواهد داشت و در نتیجه پدیده شارژ سطحی در این ناحیه می‌تواند خطرناک باشد

می‌دانیم که حضور الکترون‌هایی با انرژی کافی در پلاسما سبب ایجاد شارژ سطحی می‌شود و اگر انرژی الکترون‌ها از حد مشخصی بیش‌تر باشد، با نفوذ به درون دی‌الکتریک‌ها شارژ داخلی ایجاد خواهند کرد. از آنجایی که در این مقاله به بررسی شارژ سطحی پرداخته شده است، در ادامه، مکانیزم وقوع این پدیده به اختصار بیان خواهد شد.

محیط پلاسما به لحاظ الکتریکی محیطی خنثی است. یعنی تعداد یون‌های مثبت و منفی در آن با هم برابر است. هنگامی که ماهواره وارد محیط پلاسما می‌شود، آن را دچار آشفتگی می‌کند. ماهواره با حرکت در میان پلاسما و جذب بار سطحی به حالت تعادل می‌رسد. یون‌های مثبت و منفی موجود در پلاسما چگالی و انرژی تقریباً برابر دارند. اگر رابطه انرژی جنبشی الکترون و یون مثبت هیدروژن را برابر با یکدیگر قرار دهیم، با توجه به اینکه جرم پروتون حدوداً ۱۸۳۷ برابر جرم الکترون است، می‌توان دریافت که سرعت الکترون تقریباً ۴۳ برابر سرعت پروتون است. در نتیجه شار الکترون ($n_e e v_e$) بسیار بیش‌تر از شار پروتون است. بنابراین، سطح ماهواره به دلیل تعامل بیش‌تر با الکترون‌ها، برای رسیدن به حالت تعادل، بار منفی جذب می‌کند. پس از مدتی سیستم به حالت تعادل می‌رسد و فرایند شارژ متوقف می‌شود. این مدت بسته به ناحیه مداری مورد نظر، متفاوت است. پس از رسیدن به تعادل، ماهواره به همراه بار سطحی دریافتی خود، موسوم به پتانسیل شناوری، در میان پلاسما به صورت یک گره الکتریکی درمی‌آید و از قانون جریان کیرشهف^۱ پیروی می‌کند. یعنی جمع جبری جریان‌هایی که به سطح وارد یا از آن خارج می‌شوند، برابر با صفر خواهد شد [۱]. شکل (۲)، حالت خاصی از جریان‌های ورودی و خروجی را نشان می‌دهد.

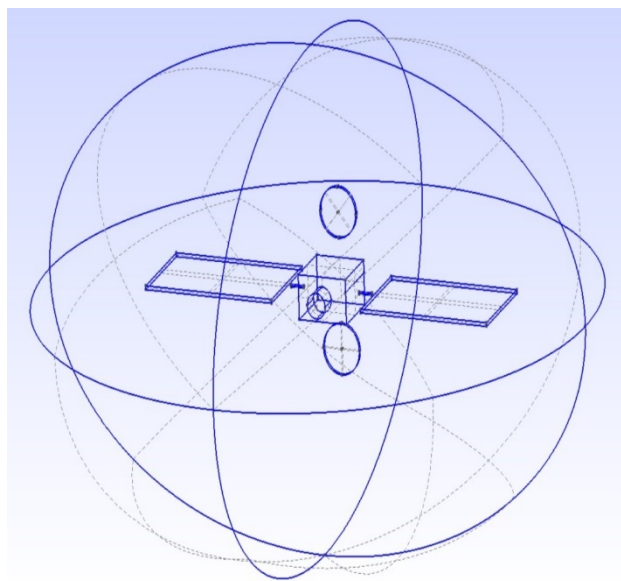
جریان الکترون‌های اولیه به عنوان جریان اصلی با علامت مثبت در نظر گرفته می‌شود. یون‌های مثبت، الکترون‌های بازگشتی و فوتوالکترون‌ها به عنوان جریان‌های کاهش شارژ علامت منفی خواهند داشت. جریان خالص سیستم به کمک رابطه (۱) محاسبه می‌شود:

3 Inclination

1 Kirchhoff's circuit law

2 Backscattered electrons

سلول خورشیدی به دست آمده توسط شبیه‌سازی با نمودار مشابه موجود در مرجع [۵] مقایسه شده است. همان‌طور که در شکل دیده می‌شود، خطایی جزئی میان دو نمودار وجود دارد که به دلیل اختلافات اندک موجود در اندازه‌مندی و طراحی هندسه قابل قبول است. به کمک بازتولید مرجع [۵] می‌توان از صحت نتایج شبیه‌سازی‌های مراحل بعد اطمینان یافت.



شکل ۳. مدل مورد استفاده به منظور اعتبارسنجی نرم‌افزار با مرجع [۵]

جدول ۱. ویژگی ذرات در بدترین حالت مطابق با استاندارد ECSS [۵]

انرژی (eV)	چگالی (m^{-3})	
4.00E02	2.00E05	الکترون ۱
2.75E04	1.20E06	الکترون ۲
2.00E02	6.00E05	یون ۱
2.80E04	1.30E06	یون ۲

[۱]. بنابراین، برای بررسی شارژ سطحی در مدار با ارتفاع کم، لازم است شرایط ورود به شفق قطبی را شبیه‌سازی نماییم.

۳- اعتبارسنجی نرم‌افزار در مدار زمین-آهنگ

برای تایید نتایج شبیه‌سازی مرجع ولز و دیگران [۵] را به کار گرفتیم. با توجه به اینکه ماهواره در این پژوهش در مدار زمین آهنگ قرار گرفته است، علاوه بر اعتبارسنجی، می‌توان شرایط و ویژگی‌های مدار زمین آهنگ را نیز مورد بررسی قرار داد. هندسه ماهواره مورد استفاده در شکل (۳) نشان داده شده است. بدنه فضاپیما با ابعاد $۱/۷۶ \times ۲/۶۴ \times ۲/۶۴$ متر در نظر گرفته شده است. دو آنتن دایره‌ای با قطر ۲ متر و ضخامت ۰/۱۵ متر و یک آنتن استوانه‌ای متصل به بدنه با قطر ۱ متر و طول ۰/۸۸ متر طراحی شده‌اند. همچنین دو آرایه خورشیدی به ابعاد $۷/۰۴ \times ۴/۴۰ \times ۰/۱۵$ در دو طرف بدنه قرار گرفته‌اند. بیضی‌گون نشان داده شده در شکل بیانگر مرز بیرونی محیط پلاسما است و ناحیه بین بدنه و بیضی‌گون، نشان دهنده پلاسما محیطی است که محاسبات درون این حجم انجام می‌شوند [۱۴].

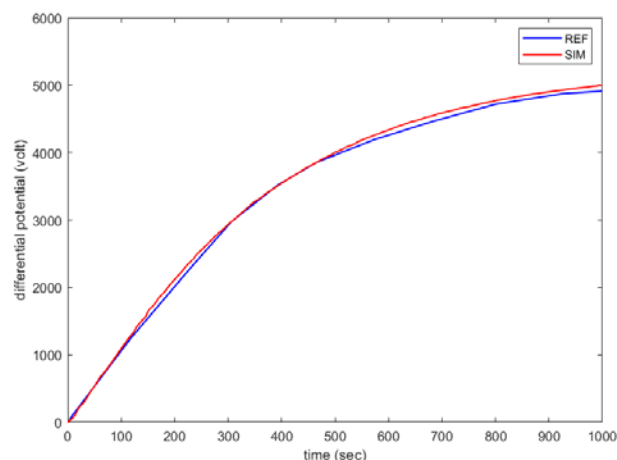
بدنه فضاپیما دارای چندین سطح مجزا است که جنس این سطوح با هم متفاوت است. وجوه بدنه ماهواره از کاپتون سیاه^۱ و تفلون^۲ تشکیل شده است. آنتن متصل به بدنه از رنگ نارسانا^۳، آنتن‌های دایره‌ای از گرافیت^۴ و آرایه‌های خورشیدی از فیبر کربن^۵ و پوشش شیشه‌ای سلول خورشیدی^۶ تشکیل شده است [۵]. پس از زمین شدن تمامی بخش‌ها، ماهواره وارد محیط پلاسما شده و امکان و میزان تجمع بار توسط نرم‌افزار بررسی می‌شود. شرایط محیطی طبق مرجع [۵] بر اساس بدترین حالت استاندارد فضایی اتحادیه اروپا^۷ در نظر گرفته شده است. ویژگی‌های محیط پلاسما در این حالت در جدول (۱) نشان داده شده است.

پتانسیل تفاضلی بخش‌های مختلف ماهواره توسط نرم‌افزار اندازه‌گیری شده است. در شکل (۴)، نمودار پتانسیل تفاضلی

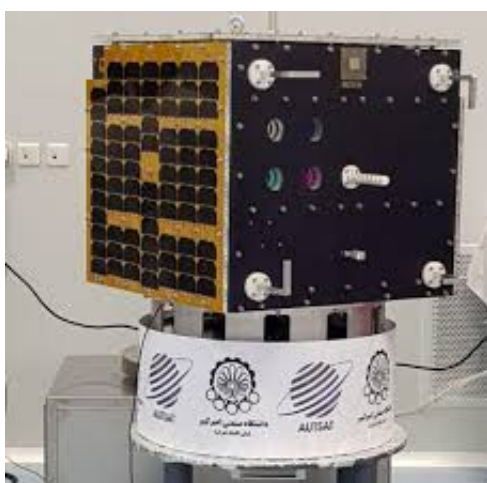
5 Carbon fiber
6 Solar cell cover glass
7 ECSS

1 Black kapton
2 Teflon
3 Non conducting paint
4 Graphite

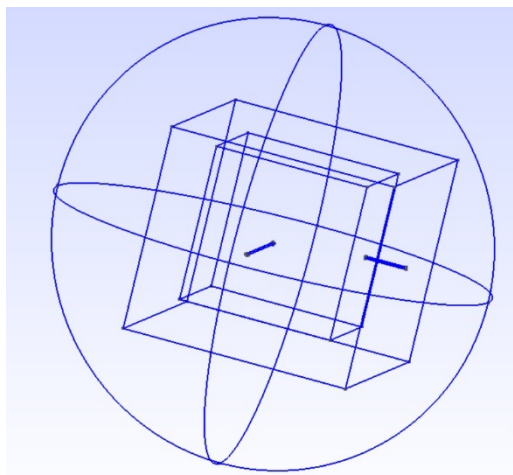
[۱۵]. لایه‌های MLI بر روی وجه پایینی بدنه قرار می‌گیرند و ابعاد آنها برابر با ابعاد وجه پایینی ماهواره (63×63 سانتی‌متر) است. MLI را در فاصله یک میلی‌متری از وجه زیرین ماهواره قرار داده‌ایم و فاصله بین لایه‌های اصلی با فاصله دهنده‌ها $0.1/0.16$ میلی‌متر انتخاب شده است. ضخامت لایه‌های فاصله دهنده $0.16/0.08$ میلی‌متر و ضخامت لایه‌های اصلی $0.08/0.08$ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. بیرونی‌ترین و درونی‌ترین لایه از سایر لایه‌ها ضخیم‌تر هستند و ضخامت آن‌ها 0.2 میلی‌متر است [۱۵]. شکل (۷)، ساختار لایه‌های MLI را نمایش می‌دهد.



شکل ۴. مقایسه نمودار پتانسیل تفاضلی آرایه خورشیدی در مرجع [۵] با نتیجه شبیه‌سازی



شکل ۵. تصویر ماهواره پیام



شکل ۶. هندسه ابتدایی ماهواره در محیط CAD

۴- مکانیزم پدیده شارژ سطحی

۴-۱- هندسه ماهواره و محیط پلاسما

مدل ماهواره مورد شبیه‌سازی، برگرفته از ماهواره پیام است که تصویر آن در شکل (۵) نشان داده شده است. با توجه به اینکه در شبیه‌سازی با نرم‌افزار SPIS به منظور کاهش حجم محاسبات و افزایش سرعت، لازم است هندسه ورودی تا حد امکان ساده‌سازی شده باشد، مدل به کار رفته به شکل یک مکعب با ابعاد $63 \times 57/6 \times 63$ سانتی‌متر طراحی شده است. همچنین، دو آنتن به طول‌های ۱۷ و ۴۷ سانتی‌متر و قطر ۱ سانتی‌متر در دو وجه بدنه قرار گرفته‌اند.

حجمی که برای شبیه‌سازی محیط پلاسما به عنوان ورودی نرم‌افزار در نظر گرفته شده است، یک بیضی‌گون است که دو قطر بزرگ آن ۳ متر و قطر کوچک آن $1/2$ متر است. همچنین، در داخل بیضی‌گون، یک مکعب مستطیل به ابعاد $3 \times 2/4 \times 3$ به منظور اصلاح مش‌بندی قرار گرفته است. شکل (۶)، هندسه ابتدایی به کار رفته را در محیط CAD نمایش می‌دهد.

در مرحله‌ای از شبیه‌سازی عایق‌های چند لایه حرارتی به سیستم اضافه خواهد شد. این عایق‌ها از ۱۰ لایه تشکیل شده و هر لایه شامل دو بخش لایه اصلی و لایه فاصله دهنده است.

۴-۳- تعیین گروه ها و پوشش سطوح مجزا

بدنه اصلی ماهواره از دو گروه اصلی تشکیل شده است. سطوح- Y و Z- از جنس آلومینیوم انتخاب شده و گره صفر (زمین ماهواره) در نظر گرفته شده اند. وجوه جانبی نیز از جنس سلول خورشیدی هستند. بدنه آنتن ها آلومینیومی هستند و سطح زیرین آن ها از جنس تفلون انتخاب شده است. آنتنی که در جهت Z+ قرار گرفته را آنتن ۱ و آنتن X+ را آنتن ۲ نام گذاری می کنیم.

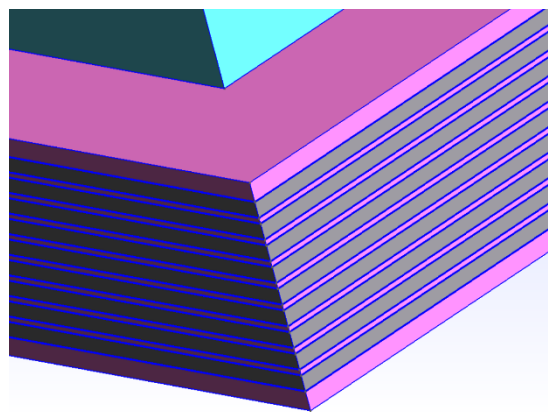
لایه های اصلی MLI از جنس کاپتون پوشیده شده با آلومینیوم انتخاب شده اند؛ اما سطح درونی لایه داخلی کاپتون به دلیل جلوگیری از اتصال کوتاه با بدنه ماهواره از جنس کاپتون بدون آلومینیوم است. لایه های فاصله دهنده نیز از جنس اپوکسی^۱ انتخاب شده اند. در جداول (۲) و (۳) جنس سطوح مختلف دسته بندی شده است.

جدول ۲. ساختار سطوح ماهواره

شماره گره	جنس لایه	سطح
۰	Al	وجه زیرین و عقبی بدنه (زمین ماهواره)
۱	Solar cell	سایر وجوه بدنه
۲	Al	بدنه آنتن ۱
۳	Teflon	سطح زیرین آنتن ۱
۴	Al	بدنه آنتن ۲
۵	Teflon	سطح زیرین آنتن ۲

جدول ۳. ساختار سطوح MLI [۱۶]

شماره گره	جنس لایه	سطح
۲	Kapton	بخش داخلی لایه درون
۳	Kapton Sheldahl aluminized+ITO	بخش خارجی لایه درونی
۱۱-۴	Kapton Sheldahl aluminized+ITO	لایه های اصلی میانی
۱۲	Kapton Sheldahl aluminized+ITO	لایه خارجی
۱۳	Epoxy	لایه های فاصله دهنده



شکل ۷. ساختار لایه های MLI

لایه های صورتی رنگ، لایه های اصلی و لایه های طوسی فاصله دهنده ها هستند. البته بدیهی است که نمونه واقعی ساختاری پیچیده تر از ساختار مدل شده دارد؛ اما با توجه به اینکه در این نرم افزار ساده سازی مدل ها از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است؛ و هم چنین به دلیل تعداد زیاد لایه ها که منجر به افزایش حجم محاسبات می شود، لایه های تا حد امکان ساده سازی شده و به صورت مکعب هایی با ضخامت کم مدل شده است. البته با تکرار آزمایش در ابعاد کوچک، این اطمینان حاصل شد که این ساده سازی بر خروجی مورد نظر ما تاثیر چندانی ندارد.

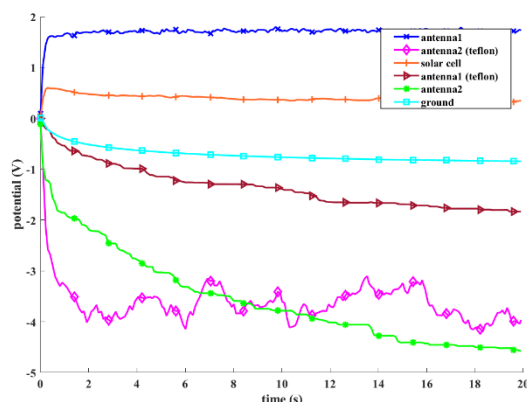
۴-۲- مش بندی ماهواره

برای بدنه اصلی ماهواره و آنتن ها، مش بندی با مثلث هایی به اضلاع ۰/۰۵ صورت گرفته است. مش بندی مرز خارجی پلاسما (محیط بیضی گون) توسط مثلث هایی با اضلاع ۱ صورت گرفته است، ولی مکعب داخلی که برای کنترل پلاسما تعبیه شده، با مثلث هایی به ابعاد ۰/۲ مش بندی شده است. مش داخلی به منظور شبیه سازی دقیق تر محیط پلاسما و به منظور جلوگیری از بالا رفتن غیر ضروری محاسبات انجام شده است. برای مش بندی لایه های MLI به دلیل تعداد زیاد لایه ها و به منظور کاستن حجم محاسبات، اندازه مش به کار رفته در سطوح لایه ها بیش تر از بدنه اصلی انتخاب شده و با مثلث هایی به ضلع ۰/۱ صورت گرفته است.

۵- شبیه سازی

جدول ۴. ویژگی ذرات در مدار LEO و زاویه میل پایین [۱۷]

انرژی (eV)	چگالی (m^{-3})	
۰/۲	۱۰^8	الکترون
۰/۲	۱۰^8	یون



شکل ۸. توزیع پتانسیل بر سطوح در حضور ذرات کم انرژی

جدول ۵. ویژگی ذرات در ناحیه شفق قطبی [۱۲]

انرژی (eV)	چگالی (m^{-3})	
۰/۲	۱۲۵	الکترون ۱
۱۱۰۰۰	۱۰/۷۸	الکترون ۲
۰/۲	۱۲۵	یون

در این ناحیه، دو دسته الکترون در نظر گرفته می شود که دسته اول همان الکترون های کم انرژی بخش قبل و دسته دوم الکترون های پراثری موجود در ناحیه شفق هستند. مدت زمان شبیه سازی ۶۰ ثانیه در نظر گرفته شده که زمان تقریبی قرار گرفتن ماهواره در حالت شفق قطبی است [۱۲].

شکل (۹)، نمودار پتانسیل روی سطح بر حسب زمان را نشان می دهد. مشاهده می شود که در محیط شفق، پتانسیل سطح در

مدت ۶۰ ثانیه برای پوشش های آلومینیومی به بیش از ۱۰۰۰ ولت رسیده است. اگرچه این مقدار هنوز نمی تواند به تخلیه الکترواستاتیک منجر شود، اما این نمودار نشان می دهد که در

در این بخش، مدل طراحی شده در بخش قبل در مدار با ارتفاع کم (LEO) قرار گرفته و به کمک نرم افزار SPIS تعاملات سطوح ماهواره با محیط پلاسما شبیه سازی می شود. در مرحله اول، امکان تجمع بار روی ماهواره در نواحی متفاوت مدار LEO را بررسی می کنیم. پس از آن، لایه های MLI به بدنه اضافه و میزان پتانسیل سطوح عایق های حرارتی اندازه گیری شده است. در بخش بعد اثر اعمال سیستم اتصال به زمین بر لایه ها تحلیل شده است. با ایجاد تغییر در تعداد و محل ایجاد نقاط اتصال به زمین، میزان اثرگذاری این تغییرات بر پتانسیل تجمع یافته بر سطوح را تحلیل نموده ایم تا به الگویی بهینه برای نحوه ایجاد نقاط اتصال به زمین دست یابیم.

۵-۱- مدار با ارتفاع کم با زاویه میل پایین

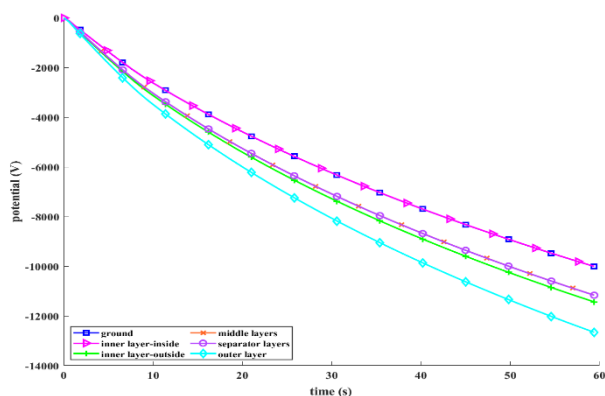
در مرحله اول مدل ابتدایی ماهواره را در این ناحیه قرار می دهیم. چگالی الکترون ها و پروتون ها در واحد سطح و انرژی آن ها طبق جدول (۴) در نظر گرفته شده اند.

ماهواره با سرعت ۷۰۰۰ متر بر ثانیه در جهت محور X در حرکت است. پتانسیل ایجاد شده بر سطوح ماهواره در این حالت در شکل (۸) نشان داده شده است. با توجه به شکل، مشاهده می شود که پتانسیل ایجاد شده بر سطوح در حالتی که الکترون ها و پروتون ها انرژی پایینی دارند، برای سطوح بدنه و آنتن ها بسیار پایین و در حدود چند ولت است. بنابراین در این ناحیه نگرانی چندانی درباره وقوع تخلیه الکترواستاتیک وجود نداشته و نیازی به بررسی پتانسیل تجمع یافته بر سطوح نداریم.

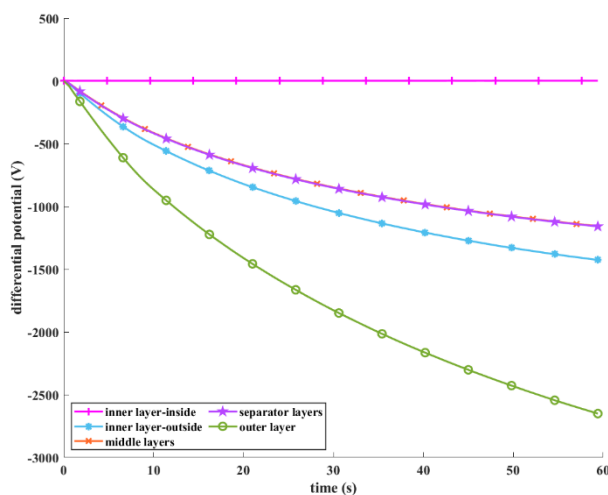
۵-۲- مدار با ارتفاع کم هنگام ورود به شفق قطبی

زمانی که زاویه میل بالاتر از ۵۰ درجه باشد، ماهواره در بخشی از مدار در شفق قطبی قرار می گیرد و الکترون هایی با انرژی بیش از ۱۰ keV با سطوح برخورد می کنند [۱]. جدول (۵) چگالی و انرژی یون ها و الکترون های این محیط را نشان می دهد.

الکترواستاتیک وجود دارد. برای کاهش خطر وقوع تخلیه لازم است از طریقی میان لایه‌ها و زمین اتصال الکتریکی برقرار کرده و سطوح را هم پتانسیل نماییم. این رویه با طراحی سیستم اتصال به زمین انجام می‌شود. سیستم اتصال به زمین توسط پیچ و چسب هادی در نقاط به خصوصی لایه‌ها را به یکدیگر متصل می‌نماید. تعداد این نقطه‌ها و نحوه قرارگیری آن‌ها مسئله‌ای است که در طراحی سیستم اتصال به زمین لازم است مورد توجه قرار گیرد. در ادامه، به کمک مراحل بعدی شبیه‌سازی به این مسئله خواهیم پرداخت.

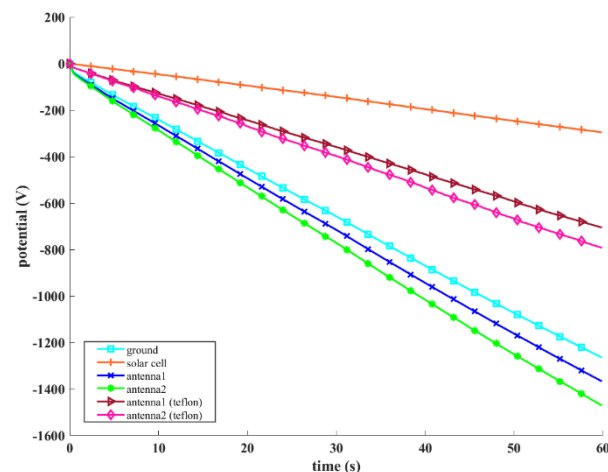


شکل ۱۰: توزیع پتانسیل بر لایه‌های MLI



شکل ۱۱: پتانسیل تفاضلی روی لایه‌های MLI

صورت افزودن عایق‌های حرارتی چند لایه، خطر شارژ سطحی می‌تواند وجود داشته باشد.



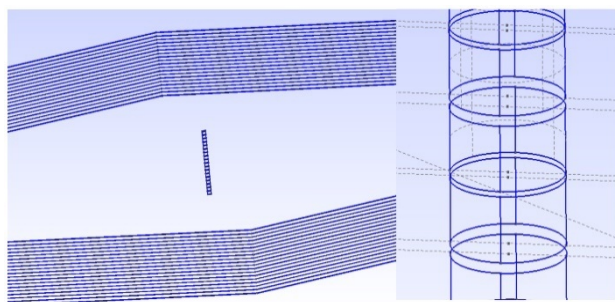
شکل ۹: توزیع پتانسیل بر بدنه و آنتن‌ها در شفق قطبی

۳-۵- افزودن عایق‌های حرارتی چند لایه

در این مرحله، عایق حرارتی ده لایه به صورتی که در بخش قبل گفته شد، طراحی شده و در فاصله یک میلی‌متری از وجه زیرین ماهواره قرار می‌گیرد. ماهواره را به همراه لایه‌های MLI در مدار با ارتفاع کم با زاویه میل بالا و در شرایط محیطی شفق قطبی قرار داده و میزان تجمع بار روی لایه‌های MLI را بررسی نمودیم. شکل (۱۰)، توزیع پتانسیل بر لایه‌های MLI را نشان می‌دهد.

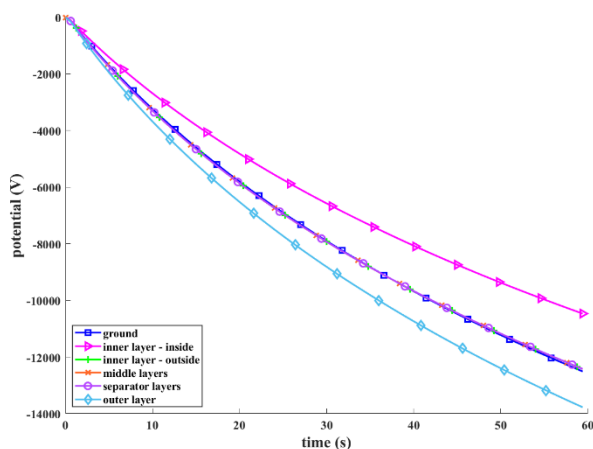
همان‌طور که در شکل دیده می‌شود، با افزودن لایه‌های MLI پتانسیل تجمع یافته بسیار افزایش می‌یابد و در لایه بیرونی به حدود ۱۳۰۰۰ ولت می‌رسد. این موضوع به منزله این است که احتمال تخلیه الکترواستاتیک در این لایه‌ها وجود دارد. برای بررسی دقیق‌تر این احتمال لازم است اختلاف پتانسیل هر یک از لایه‌ها با زمین ماهواره (پتانسیل تفاضلی لایه‌ها) را بررسی نماییم. در شکل (۱۱)، نمودار پتانسیل تفاضلی لایه‌ها نشان داده شده است.

طبق استاندارد فضایی اروپا (E-ST-20-06) اگر پتانسیل تفاضلی هر یک از لایه‌ها بیش از ۲۰۰۰ ولت باشد، احتمال وقوع تخلیه الکترواستاتیک وجود خواهد داشت [۱۸]. بنابراین، با توجه به شکل (۱۱)، در بیرونی‌ترین لایه MLI، احتمال وقوع تخلیه



شکل ۱۲. نحوه طراحی سیستم اتصال به زمین و محل قرارگیری آن

در شکل (۱۴)، نمودار پتانسیل تفاضلی این دو لایه نشان داده شده است. با توجه به شکل، پس از اعمال سیستم اتصال به زمین پتانسیل تفاضلی لایه کاپتونی افزایش یافته و به ۲۰۰۰ ولت رسیده است. اما پتانسیل تفاضلی لایه بیرونی پس از اتصال به زمین کاهش چشمگیری داشته و به کمتر از ۲۰۰۰ ولت رسیده است. به دلیل نزدیک بودن لایه‌ها به یکدیگر امکان وقوع تخلیه بین لایه‌ها نیز وجود دارد.



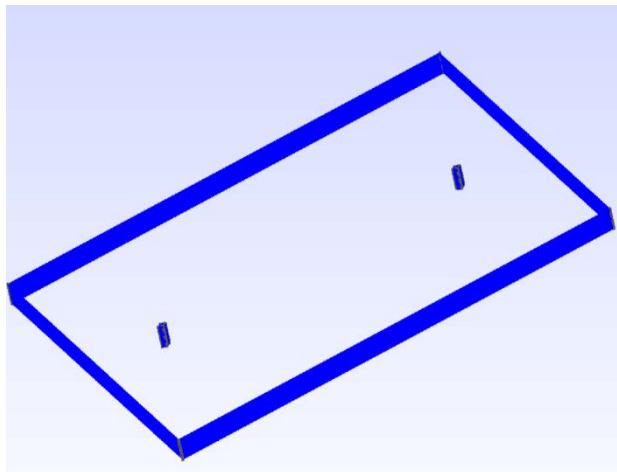
شکل ۱۳. توزیع پتانسیل بر لایه‌های MLI پس از اتصال به زمین

۴-۵- پیاده‌سازی سیستم اتصال به زمین

در این بخش، سیستم اتصال به زمین به صورت ساده‌سازی شده روی لایه‌های MLI قرار گرفته است. در مرحله اول، یک نقطه اتصال به زمین در نظر گرفته شده است. یک پیچ دایره‌ای به قطر دو میلی‌متر و از جنس آلومینیوم طراحی شده و تمام لایه‌ها را به یکدیگر متصل نموده است. سپس به کمک امکانات نرم‌افزار میان این پیچ و زمین ماهواره اتصال الکتریکی برقرار شده است. در مرحله اول، این پیچ را دقیقاً در مرکز لایه‌ها قرار داده‌ایم. شکل (۱۲)، نحوه طراحی اتصال بین لایه‌ها توسط این پیچ را نشان می‌دهد.

اختلاف پتانسیل میان نقطه اتصال به زمین و بدنه ماهواره توسط امکانات نرم‌افزار صفر قرار داده شده است. شکل (۱۳)، پتانسیل مطلق زمین، لایه‌های درونی، میانی، فاصله دهنده و بیرونی را بر حسب زمان نشان می‌دهد. با اعمال نقطه اتصال به زمین، تمامی لایه‌ها به جز لایه بیرونی و بخش داخلی لایه درونی، با زمین ماهواره تقریباً هم پتانسیل شده‌اند. با وجود این، میزان پتانسیل مطلق در تمام گره‌ها افزایش یافته است که این افزایش در لایه‌های پوشیده شده از آلومینیوم بسیار بیشتر از لایه کاپتونی است. دلیل این افزایش، پتانسیل وجود پیچ اتصال به زمین است. شکل هندسی این پیچ و باریک و بلند بودن آن، منجر به تجمع بار زیادی می‌شود. به دلیل وجود اتصال بین پیچ و لایه‌ها، این بار میان لایه‌های رسانا توزیع شده و در همه آن‌ها بار اضافه ایجاد می‌کند. اما در لایه کاپتونی که رسانا نیست، بار نمی‌تواند به آسانی جابه‌جا شود، هم‌چنین القای الکتریکی در آن رخ نمی‌دهد. بنابراین، میزان افزایش بار در این لایه نسبت به سایر لایه‌ها کمتر است. همین افزایش اندک نیز به دلیل نقطه تماس پیچ‌ها با بدنه کاپتونی است. زیرا در مواد نارسانا بار الکتریکی تنها با تماس منتقل می‌شود. مشاهده می‌شود که با اعمال سیستم اتصال به زمین، تنها لایه بیرونی و بخش کاپتونی لایه درونی دارای اختلاف پتانسیل با زمین ماهواره هستند.

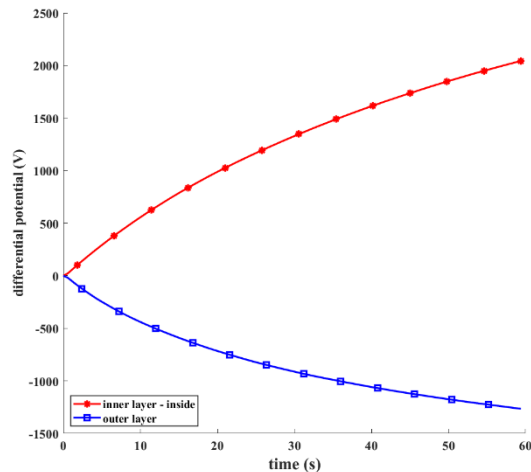
نمودار پتانسیل مطلق زمین ماهواره و لایه‌های درونی، میانی، فاصله دهنده و بیرونی MLI در شکل (۱۶) نشان داده شده است.



شکل ۱۵. سیستم اتصال به زمین اصلاح شده

هم‌چنین، با مقایسه پتانسیل مطلق لایه‌ها با حالت یک نقطه‌ای مشاهده می‌شود که میزان پتانسیل مطلق زمین و تمامی لایه‌ها به جز پوشش کاپتونی در این مرحله کاهش مختصری داشته است. دلیل این موضوع، استفاده از پیچ پهن‌تر است. می‌دانیم در قسمت باریک سطوح رسانا پتانسیل بیش‌تری تجمع می‌یابد. با انتخاب پیچ پهن‌تر، میزان تجمع بار بر پیچ و در نتیجه زمین و لایه‌های هم پتانسیل با آن اندکی کاهش داشته است. اما استفاده از دو نقطه اتصال با پیچ پهن‌تر سبب شده است که سطح تماس پوشش کاپتونی با پیچ اتصال افزایش یابد. همان‌طور که گفته شد، در مواد نارسانا تنها راه انتقال بار برقراری تماس است. بنابراین، با افزایش سطح تماس بین پیچ‌ها و پوشش کاپتونی، انتقال بار بیش‌تری انجام شده و در نتیجه بر پوشش کاپتونی پتانسیل بیش‌تری تجمع یافته و اختلاف پتانسیل آن با بدنه و لایه خارجی کم‌تر شده است. به عبارت دیگر، افزایش تعداد نقاط اتصال به زمین و استفاده از پیچ پهن‌تر به صورت هم‌زمان، منجر به کاهش اختلاف پتانسیل بین تمام لایه‌ها شده است.

شکل (۱۷)، نمودار پتانسیل تفاضلی بخش کاپتونی لایه درونی و لایه بیرونی را نشان می‌دهد. با توجه به نمودار مشاهده می‌شود



شکل ۱۴. پتانسیل تفاضلی بخش کاپتونی لایه درونی و لایه بیرونی پس از اتصال به زمین

بنابراین علاوه بر پتانسیل تفاضلی لازم است به اختلاف پتانسیل بین لایه‌ها با یکدیگر نیز توجه شود. وجود اختلاف پتانسیلی نزدیک به ۳۵۰۰ ولت میان لایه خارجی و پوشش کاپتونی لایه درونی نشان می‌دهد که اگرچه خطر وقوع بین لایه بیرونی و زمین پس از برقراری سیستم اتصال به زمین کاهش یافته، در میان لایه‌های درونی و بیرونی با افزایش خطر وقوع تخلیه روبه‌رو هستیم. بنابراین، لازم است با انجام اصلاحاتی در سیستم اتصال به زمین، این خطر را کاهش دهیم.

۵-۵- سیستم اتصال به زمین اصلاح شده

در این مرحله، نقاط اتصال به زمین به منظور کاهش بیش‌تر پتانسیل تفاضلی به دو نقطه افزایش داده شده‌اند. محل نقاط در شکل (۱۵) نشان داده شده است. برای کاستن تجمع بار بر پیچ‌های اتصال به زمین، در این مرحله، قطر پیچ‌ها بزرگ‌تر از قبل و یک سانتی‌متر در نظر گرفته شده است. نقاط اتصال به زمین در تمامی لایه‌ها ایجاد شده‌اند. تمام لایه‌ها توسط پیچ‌های آلومینیومی به یکدیگر متصل شده و انتهای پیچ به لایه عایق کاپتونی نیز اتصال یافته است. در این بخش نیز مانند قسمت قبل، اختلاف پتانسیل هر دو پیچ اتصال نسبت به بدنه (زمین ماهواره) صفر قرار داده شده است.

سانتی‌متر به سیستم بهینه‌ای از لحاظ الکترواستاتیکی دست یافته‌ایم که احتمال وقوع تخلیه در آن بسیار پایین است.

در جدول (۶)، پتانسیل تفاضلی این دو لایه در سه حالت بدون اتصال به زمین، با اتصال به زمین یک نقطه‌ای و با اتصال به زمین اصلاح شده به صورت عددی ارائه شده تا روند تأثیر اعمال سیستم اتصال به زمین به صورت دقیق قابل بررسی باشد. بخش‌های سایه-دار جدول قسمت‌هایی هستند که با توجه به استاندارد فضایی اروپا احتمال وقوع تخلیه الکترواستاتیک در آن‌ها وجود دارد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، پتانسیل تفاضلی در حالت ابتدایی فراتر از آستانه بوده است. پس از اعمال اتصال به زمین در یک نقطه، پتانسیل تفاضلی از حد آستانه کم‌تر شده، اما اختلاف پتانسیل بین لایه‌ها همچنان بالاست. در نهایت، پس از اعمال اتصال به زمین در دو نقطه اختلاف پتانسیل بین تمامی لایه‌ها اصلاح شده است.

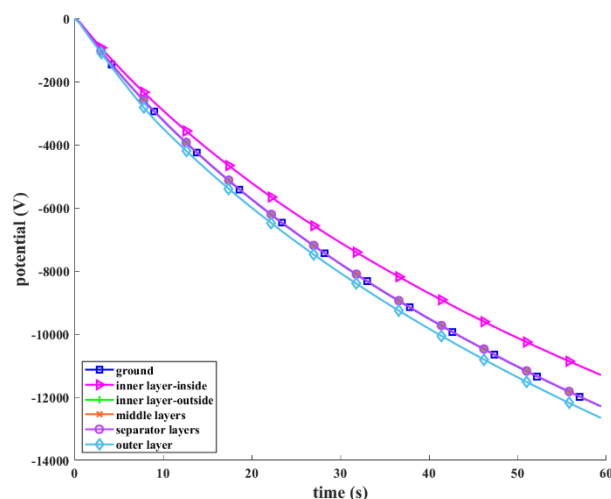
جدول ۶. مقایسه پتانسیل تفاضلی لایه‌های MLI در حالت عادی و در حضور سیستم‌های اتصال به زمین یک و دو نقطه‌ای

نوع سیستم	لایه‌های MLI	بخش کاپتونی لایه درونی	بخش خارجی لایه درونی	لایه‌های میانی	فاصله دهنده‌ها	لایه بیرونی
بدون اتصال		۰	-۱۴۰۰	-۱۱۵۰	-۱۱۵۰	-۲۶۵۰
اتصال یک نقطه		۲۰۰۰	۰	۰	۰	-۱۴۸۰
اتصال دو نقطه		۹۹۵	۰	۰	۰	-۳۴۰

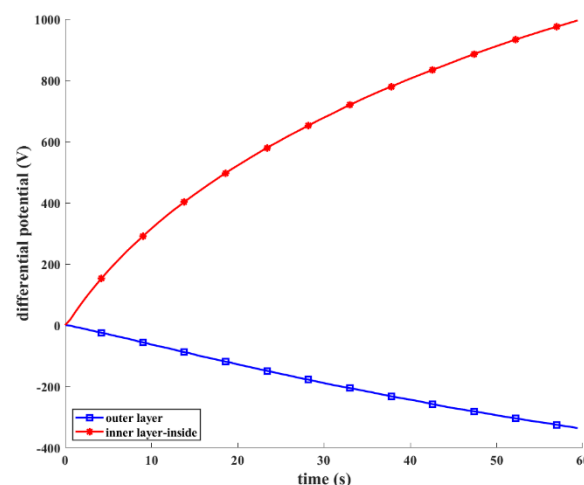
۶- نتیجه‌گیری

این مقاله با هدف شبیه‌سازی بار ساکن تجمع یافته بر سطوح ماهواره و ارائه راهکاری به منظور کاهش خطرات ناشی از آن انجام شده است. ابتدا، هندسه ساده‌سازی شده ماهواره‌ای متشکل از بدنه آلومینیومی، سلول‌های خورشیدی و دو آنتن طراحی شده و با کمک نرم‌افزار شبیه‌ساز SPIS، پتانسیل ایجاد شده بر سطوح ماهواره در بدترین حالت مدار با ارتفاع کم که

که در مدت زمان ۶۰ ثانیه در هیچ یک از لایه‌ها پتانسیلی بالاتر از ۲۰۰۰ ولت ایجاد نشده است. همان‌طور که در قسمت قبل گفته شد، در این سیستم، علاوه بر پتانسیل تفاضلی، لازم است اختلاف پتانسیل میان لایه‌ها نیز کم‌تر از ۲۰۰۰ ولت باشد. با توجه به نمودار اختلاف پتانسیل میان لایه‌های درونی و بیرونی در این حالت حدوداً به ۱۴۰۰ ولت رسیده است که کم‌تر



شکل ۱۶. توزیع پتانسیل بر لایه‌های MLI با اتصال به زمین اصلاح شده



شکل ۱۷: پتانسیل تفاضلی بخش کاپتونی لایه درونی و لایه بیرونی پس از اعمال سیستم اتصال به زمین اصلاح شده

از حد مورد نیاز است. بنابراین، می‌توان گفت با اعمال سیستم اتصال به زمین دو نقطه‌ای و استفاده از پیچ اتصال با قطر یک

مراجع

- [1] S. T. Lai, "Introduction to Spacecraft Charging," in *Fundamentals of Spacecraft Charging: Spacecraft Interactions with Space Plasmas*, Princeton: Princeton University Press, 2011.
- [2] T. Mikaelian, "Spacecraft Charging and Hazards to Electronics in Space": *Space Physics*, 2009.
- [3] ECSS, Space Environment, ECSS-E-ST-10-04C, 2020.
- [4] J.C. Green, J. Likar, Y. Shprits, "Impact of Space Weather on the Satellite Industry," *Space Weather*, vol. 15, no. 6, pp. 804–818, 2017.
- [5] J.C. Matéo-Vélez et al. "GEO Spacecraft Worst-Case Charging Estimation by Numerical Simulation," in *Spacecraft Charging Technology Conference 2014 (13th SCTC)*, PASADENA, United States, Jun 2014.
- [6] J. C. Matéo-Vélez et al., "Simulation and Analysis of Spacecraft Charging Using SPIS and NASCAP/GEO," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 43, no. 9, pp. 2808-2816, Sept. 2015.
- [7] L. S. Novikov et al., "Charging of Geostationary Satellite Electro-L2 in the Earth Shadow," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 47, no. 8, pp.3931-3936, Aug. 2019.
- [8] آصمدی، م. ابراهیمی کچویی، ح. جهانبخش، "بهبود توزیع پتانسیل الکتریکی روی سطوح ماهواره زمین آهنگ با استفاده از پوشش"، فصلنامه علمی-پژوهشی علوم و فناوری فضایی، جلد ۱۰، شماره ۳، صفحات ۳۵-۲۹، ۱۳۹۶.
- [9] V.A. Davis et al., "Comparison of Low Earth Orbit Wake Current Collection Simulation Using Nascap-2k, SPIS, and MUSCAT Computer Codes," *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol.41, No.12, pp. 3303-3309, Dec. 2013.
- [10] G. Galgani, M. Antonelli, M. Bandinelli, E. Scione and E.Scorzafava, "Charging Analysis Approach on COSMO Skymed Second Generation Spacecraft," in *2016 ESA Workshop on Aerospace EMC (Aerospace EMC)*, Valencia, 2016, pp. 1-3.
- [11] C. Imhof, "Simulation of the Electrostatic Charging of the MetOp-SG Satellites in the Polar Auroral

مدار مورد استفاده توسط ماهواره پیام است، شبیه‌سازی شد. در مرحله اول، مشاهده شد که پتانسیل ایجاد شده روی سطوح در این مدار در حدود چند ولت است. سپس ماهواره در محیط شفق قطبی قرار گرفته و شبیه‌سازی تکرار شد که منجر به افزایش پتانسیل سطح تا بیش از ۱۰۰۰ ولت شد. در مرحله بعد، عایق‌های حرارتی چند لایه از جنس کاپتون به سیستم اضافه شدند و اثر آن‌ها به عنوان لایه‌های عایقی که در خطر وقوع تخلیه الکترواستاتیک هستند، بررسی شد. تمام لایه‌ها به جز لایه درونی توسط آلومینیوم پوشانده شدند تا قابلیت اتصال به زمین برای آن‌ها وجود داشته باشد. با افزودن این لایه‌ها مشاهده شد که پتانسیل تفاضلی لایه بیرونی با قرار گرفتن در محیط شفق قطبی به بیش از ۲۵۰۰ ولت رسیده و از آستانه وقوع تخلیه الکترواستاتیک عبور نمود. بنابراین، از سیستم اتصال به زمین برای کاهش پتانسیل تفاضلی استفاده شد. پس از تکرار شبیه‌سازی در حضور سیستم اتصال به زمین، پتانسیل تفاضلی لایه بیرونی به ۱۵۰۰ ولت کاهش یافت؛ اما به دلیل استفاده از پیچ‌های باریک و بلند اتصال به زمین، بار نسبتاً زیادی بر روی این پیچ‌ها تجمع یافت که به دلیل اتصال آن‌ها به لایه‌های رسانا و زمین و توزیع بار تجمعی، پتانسیل مطلق این سطوح نیز اندکی افزایش یافت که منجر به افزایش اختلاف پتانسیل میان لایه بیرونی و لایه عایق کاپتونی شد. در نتیجه، در ادامه برای کاهش اختلاف پتانسیل میان لایه‌ها نقاط اتصال به زمین به دو نقطه تغییر و قطر پیچ‌های اتصال به یک سانتی‌متر افزایش داده شد. با استفاده از اتصال به زمین دو نقطه‌ای، پتانسیل تفاضلی لایه بیرونی بیش از ۷۰ درصد کاهش یافته و به کمتر از ۴۰۰ ولت رسید. استفاده از دو پیچ اتصال به زمین با قطر یک سانتی‌متر سبب کاهش پتانسیل مطلق بدنه و لایه‌های رسانا شد. همچنین، مقداری از بار تجمع یافته روی پیچ‌ها از طریق تماس به لایه عایق کاپتونی منتقل شد و در نتیجه اختلاف پتانسیل لایه کاپتونی با پیچ‌ها، بدنه ماهواره و سایر لایه‌های MLI کاهش یافته و کمتر از حد آستانه شد. بنابراین، پس از اعمال سیستم اتصال به زمین دو نقطه‌ای با پیچ‌هایی به قطر یک سانتی‌متر، به سیستم مطلوبی از جنبه الکترواستاتیکی دست یافتیم.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

- Zone," CEAS Space Journal, vol.12, pp. 137-147, 2019.
- [12] C. Imhof, H. Mank, J. Lange, "Charging Simulations for a Low Earth Orbit Satellite with SPIS Using Different Environmental Input," in 14th Spacecraft Charging Technology Conference, ESA/ESTEC, Noordwijk, NL, 2016, pp. 4-8.
- [13] V. K. Jordanova, R. Ilie, M. W. Chen, "Space weather effects and prediction," in Ring Current Investigations The Quest for Space Weather Prediction, 1st edition, Amsterdam, Netherlands, Elsevier, 2020.
- [14] B. Thiébault, J. M. Velez, J. Forest, P. Sarrailh, "SPIS 6, User Manual," Version: 3, 2019.
- [15] M. M. Finckenor, "Multilayer Insulation Material Guidelines," NASA, 1999.
- [16] D. G. Gilmore, "Spacecraft Thermal Control Handbook Volume I: Fundamental Technologies," 2002.
- [17] A. Waets, F. Cipriani, S. Ranvier, "LEO Charging of the PICASSO Cubesat and Simulation of the Langmuir Probes Operation," IEEE Transactions on Plasma Science, vol. 47, no. 8, pp. 3689-3698, Aug. 2019.
- [18] ECSS, Spacecraft Charging, ECSS-E-ST-20-06C, 2019.



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/>)