

Improvement of the Electrical Potential Distribution on the Surface Geostationary Satellites using Material Change

A. Samadi¹, M. EbrahimiKachouie^{2*} and H. Jahanbakhsh³

1 and 2. Department of Mechanical Engineering, TarbiatModares University

3. Faculty of Applied Sciences, MalekeAshtar University of Technology

*Postal Code: 14115-111, Tehran, IRAN

ebrahimikm@modares.ac.ir

The main objective of this research is to improve the distribution of electrical potential on spacecraft surfaces by changing the surface coatings to reduce the risk of electrostatic discharge in the spacecraft. For this purpose, SPIS software, the EU standard software for modeling and simulating the interaction of space plasma with the spacecraft is used. The spacecraft has 8 nodes, and each node is related to a particular substance. The simulations were compared with the variation in the materials of these nodes in terms of differential electric and floating potential. Investigating materials that differed in the differential electric potential of zero showed that they are conductive materials. In order to choose among several conductive materials, these materials were compared in terms of electric floating potential. Simulations on satellite surfaces showed an average of 11% improvement in the electrical potential on surfaces.

Keyword:Spacecraft charging, Electrostatic discharge, Differential electrical potential, Floating electrical potential, SPIS

1. Assistant Professor (Corresponding Author)
2. PhD Student
3. M. Sc.

بهبود توزیع پتانسیل الکتریکی روی سطوح ماهواره زمین آهنگ با استفاده از پوشش

آرمان صمدی^۱، مسعود ابراهیمی کجویی^{۲*} و حسین جهانبخش^۳

۱ و ۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس

۳- دانشکده علوم کاربردی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*تهران، کد پستی: ۱۱۱-۱۴۱۱۵

ebrahimikm@modares.ac.ir

هدف از این پژوهش بهبود توزیع پتانسیل الکتریکی بر روی سطوح فضاپیما با تغییر پوشش آن‌ها به منظور کاهش خطر تخلیه الکترواستاتیک در فضاپیما می‌باشد. بدین منظور از نرم‌افزار SPIS که نرم‌افزار استاندارد اتحادیه اروپا برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی برهم کنش پلاسمای فضا با فضاپیما می‌باشد، استفاده شده است. در این راستا، بهترین پوشش‌های استفاده شده در فضاپیماهای اخیر، جهت کاهش آرک انتخاب شده است. بر روی فضاپیما هشت سطح مجزا تعریف و برای هر سطح پوشش مختص به آن انتخاب می‌شود. شبیه‌سازی‌ها با تغییر پوشش این سطوح مجزا از لحاظ اختلاف پتانسیل الکتریکی ديفرانسیلی و شناوری با هم مقایسه و پوشش مناسب انتخاب می‌شود. نتایج به طور متوسط حدود ۱۱ درصد بهبود پتانسیل الکتریکی بر روی سطوح را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: شارژینگ فضاپیما، تخلیه الکترواستاتیک، پتانسیل الکتریکی ديفرانسیلی، پتانسیل الکتریکی شناوری، SPIS

علائم و اختصارات	
n	چگالی پلاسما
q	بار الکتریکی ذره
ϵ	ضریب گذردهی خلأ
E	میدان الکتریکی
Electrostatic Discharge (ESD)	تخلیه الکترواستاتیک
Displacement Damage (DD)	آسیب جابه‌جایی
Single Event Effects (SEE)	اثرات تک اتفاق
Total Ionizing Dose (TID)	دوز کل یونیزاسیون
Geosynchronous Orbit (GEO)	مدار زمین آهنگ
NASA Charging Analyzer Program (NASCAP)	برنامه آنالیز شارژینگ ناسا (محمول ناسا)
Spacecraft Charging Interaction Software (SPIS)	نرم‌افزار برهم کنش شارژینگ فضاپیما (محمول اتحادیه اروپا)
J	جریان اولیه ذرات
V	پتانسیل الکتریکی
$V_{average}$	سرعت متوسط ذره
I_E	جریان الکترونی حادث شده
I_I	جریان یونی حادث شده
I_{SE}	جریان الکترونی ثانویه با توجه به I_E
I_{SI}	جریان یونی ثانویه با توجه به I_I
I_{BSE}	الکترون‌های پس پراکندگی با توجه به I_E
I_{PH}	جریان فوتو الکترون
I_B	منابع جریان فعال
I_T	جریان کل

۱. کارشناس ارشد

۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

۳. پژوهشگر

فضاپیما و پلاسمای محیط است. عدم توازن پلاسمای محیط سبب می‌شود تا از طریق ایجاد قوس الکتریکی و دشارژ^۴ ماهواره تعادل برقرار شود. در صورت بروز اختلاف شارژینگ^۵ در سطح ماهواره مشکلات جدی بروز خواهد کرد [۱]. با توجه به شکل (۱)، تخلیه الکترواستاتیکی ناشی از شارژینگ، مهم‌ترین عامل شکست مأموریت فضایی توسط محیط تشعشعی می‌باشد. بنابراین، مقاوم نمودن فضاپیما در برابر این اثر اهمیت پیدا می‌کند.

Cause of Failure



Ref: Koons, et al., SMC-TR-00-10 (2000)

شکل ۱- علل شکست مأموریت فضایی با توجه به محیط تشعشعی فضا [۲]
پرتاب اسپوتنیک^۶ در سال ۱۹۵۷ میلادی برای نخستین بار مسئله شارژینگ ماهواره را مورد توجه قرار داد. در سال ۱۹۶۱ میلادی، اولین مقاله بررسی شارژینگ ماهواره توسط چوپرا^۷ ارائه شد و اولین کتاب درباره شارژینگ ماهواره نخستین بار در سال ۱۹۶۵ میلادی توسط سینگر^۸ منتشر شد [۳]. اهمیت موضوع شارژینگ ماهواره باعث ارائه نرم‌افزارهای تخصصی در این حوزه شده است. از جمله نرم‌افزارهای تخصصی در این حوزه، NASCAP [۴]، SPIS [۵]، MUSCAT [۶] و Coulomb-2 [۷] اشاره کرد.

در حوزه شارژینگ فضاپیما پژوهش‌های مختلفی صورت گرفته است. در مراجع [۷-۱۰] به مقایسه نرم‌افزارهای تخصصی در حوزه شارژینگ فضاپیما با یکدیگر و بررسی شباهت‌ها و تفاوت‌های آن‌ها پرداخته شده است. در مراجع [۱۱-۱۸] به معرفی محیط فضا، اثرات این محیط در شکست مأموریت فضایی و مقایسه تأثیر مدارهای

4. Discharge
5. Charging
6. Sputnik
7. Chopra
8. Singer

Low Earth Orbit (LEO)	مدار نزدیک زمین
Teflon (TE2K)	تفلون
Black Kapton (BK2K)	کپتون سیاه
OSR (OSR2K)	بازتابنده خورشیدی نوری
Kapton (KA2K)	کپتون
Non Conductive Paint (NP2K)	رنگ نارسانا
Graphite (GR2K)	گرافیت
Bulk Conductivity (BUC)	هدایت بالک
Solar Cells	سلول های خورشیدی
Thickness (DMT)	ضخامت
Surface resistivity (SRE)	مقاومت سطح
Carbon fiber, Conducting, no resin layer (CFRP)	فیبر کربن، هدایت، بدون لایه رزین
Oxydized Aluminium (ALOX)	اکسید آلومینیوم
Solar cell material. Cerium doped silicon with MgF2 Coated (CERS)	ماده سلول خورشیدی، سریم آلاینده سیلیکون با پوشش منیزیم فلورید
Generic Dielectric after 5 years in GEO Environment (CONT)	دی الکتریک عمومی بعد از ۵ سال در محیط مدار زمین آهنگ
Computer Aided Design (CAD)	طراحی به کمک رایانه
Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)	ابزار تحلیل شارژینگ چند منظوره فضاپیما (محصول آژانس فضایی ژاپن)

مقدمه

تابش‌های فضایی تأثیرات زیانباری بر روی مواد و قطعات الکترونیکی استفاده شده در ماهواره‌ها ایجاد می‌کند. تابش‌های الکترومغناطیسی کم انرژی (فروسرخ، مرئی، فرابنفش) بر روی طراحی بخش‌هایی از ماهواره‌ها شامل طراحی سیستم‌های کنترل حرارتی فعال و غیرفعال، اندازه‌خنک‌کننده، انتخاب مواد، تعیین سیستم توان و آرایه‌های سلول خورشیدی تأثیر می‌گذارند. قطعات الکترونیکی و مواد استفاده شده در ماهواره‌ها باید به گونه‌ای طراحی شوند تا توان مقاومت در برابر تابش‌های کیهانی را در مدت عمر خود در ماهواره داشته باشند. اثرات رایجی که ماهواره‌ها باید در برابر آن‌ها مقاوم باشد شامل TID، DD، SEE و ESD هستند. ESD در یک ماهواره که از فضای نزدیک زمین عبور می‌کند، اتفاق می‌افتد و به صورت برآیند جریان‌های بین

جریان خالص در سطح خارجی بدنه‌های ماهواره به وجود می‌آیند.

به‌طور کلی، می‌توان شارژینگ سطحی را براساس به‌دست آوردن پتانسیل نسبی در مقایسه با پتانسیل محیط اطراف خود به دو نوع تقسیم کرد. این دو نوع شارژینگ سطحی، شناوری و دیفرانسیلی هستند [۳۴]. شارژینگ شناوری زمانی که ماهواره به عنوان یک مجموعه، یک پتانسیل خالص نسبت به پلاسمای محیط به‌دست می‌آورد، رخ می‌دهد. شارژینگ شناوری تقریباً آبی، با مشخصه دوره‌هایی در حدود میکروثانیه صورت می‌گیرد. از سوی دیگر، شارژینگ دیفرانسیلی هنگامی اتفاق می‌افتد که بخش‌های مختلف ماهواره تا پتانسیل‌های مختلف شارژ شده باشند و به تدریج (با دوره چند ثانیه تا چند دقیقه) رخ می‌دهد. شارژینگ دیفرانسیلی ممکن است میدان‌های الکتریکی قوی محلی تولید کند و می‌تواند میزان شارژینگ شناوری ماهواره را تحت تأثیر قرار دهد. از نقطه نظر اثر اختلال، شارژینگ دیفرانسیلی بین سطوح ماهواره منجر به پتانسیل‌های الکتریکی متفاوت روی سطوح می‌شود. این شارژینگ می‌تواند به‌طور مستقیم به اجزای فضاپیما آسیب وارد کند و همچنین به تولید پالس‌های مزاحم برای پردازنده‌های الکترونیکی منجر شود. در شکل (۲) الگوی میزان خطر شارژینگ سطحی نسبت به ارتفاع و عرض جغرافیایی نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل (۲) مشخص است، میزان خطر تخلیه الکتروستاتیکی ناشی از شارژینگ سطحی در مدار GEO و عرض جغرافیایی ۲۰- تا ۲۰ درجه نسبت به سایر نقاط بیشتر است.

مختلف بر اثر شارژینگ که در قالب اسناد ناسا، آژانس فضایی اروپا و ژاپن تهیه شده است، می‌پردازد. در مراجع [۱۹-۲۷] به مقایسه نمونه‌های آزمایشگاهی و نرم‌افزاری مختلف و بررسی مواردی مانند دمای الکترون و یون، چگالی الکترون و یون، تأثیر ولتاژ، سرعت پلاسما، ابعاد نمونه مورد بررسی و مواد به کار رفته که هر کدام تأثیرات متفاوتی می‌گذارند، پرداخته شده است.

در مراجع [۲۸-۳۳] به معرفی ضوابط طراحی معماری برای آرایه خورشیدی پرداخته شده است. در طراحی بایستی به مشخصات مأموریت، انتخاب وضعیت، پیکربندی کلی فضاپیما، جرم و اندازه توجه نمود. همچنین، تکنیک‌های کاهش اثر شارژینگ بر روی سلول‌های خورشیدی نیز در این پژوهش‌ها مورد بررسی قرار گرفته است.

با توجه به پژوهش‌های صورت گرفته در این زمینه، در این مقاله به دنبال کاهش خطر تخلیه الکتروستاتیک بر روی سطوح فضاپیما جهت افزایش طول عمر فضاپیما با استفاده از تغییر پوشش خواهیم بود.

مکانیزم پدیده شارژینگ

شارژینگ فضاپیما فرآیندی است که از طریق آن یک فضاپیما پتانسیل الکتریکی نسبت به محیط اطراف به‌دست می‌آورد. این تجمع بار الکتریکی روی فضاپیما ناشی از فعل و انفعالات بین فضاپیما و پلاسمای محیط یا محیط تابشی است. شارژینگ فضاپیما را می‌توان به دو دسته تقسیم کرد:

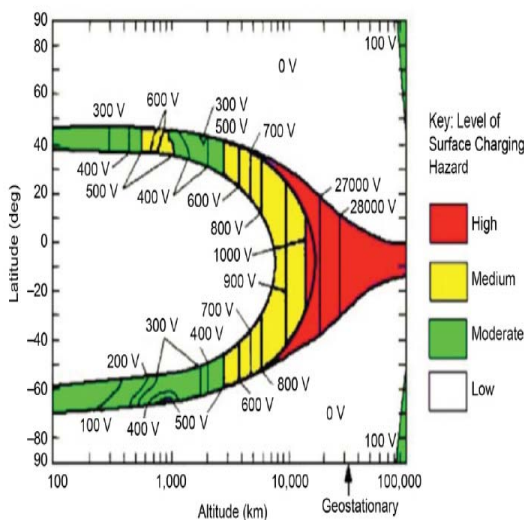
الف: شارژینگ سطحی^۹ (یا خارجی)

ب: شارژینگ درونی^{۱۰} (یا داخلی)

شارژینگ سطحی

این نوع شارژینگ بر روی سطوح و به علت برخورد ذرات باردار با بدنه ماهواره و انباشته شدن بار الکتریکی روی سطوح ماهواره به‌وجود می‌آید و باعث ایجاد پتانسیل الکتریکی روی بدنه ماهواره می‌شود. اکثر ذرات مؤثر بر وضعیت شارژینگ، الکترون‌ها و یون‌ها دارای انرژی در محدوده ۱ الکترون‌ولت تا ۵۰ هزار الکترون‌ولت در محیط پلاسما هستند.

به دلیل تفاوت هندسه و خواص مواد سطوح فضاپیما، مناطق مختلف در سطح می‌توانند تا سطوح مختلف شارژ شوند. در شارژینگ سطحی، جریان‌ها از حرکت الکترون‌های محیط، یون‌ها، الکترون‌های ثانویه و فوتوالکترون‌های حاصل از یک



شکل ۲- میزان خطر شارژینگ سطحی نسبت به ارتفاع و عرض جغرافیایی [۱۱]

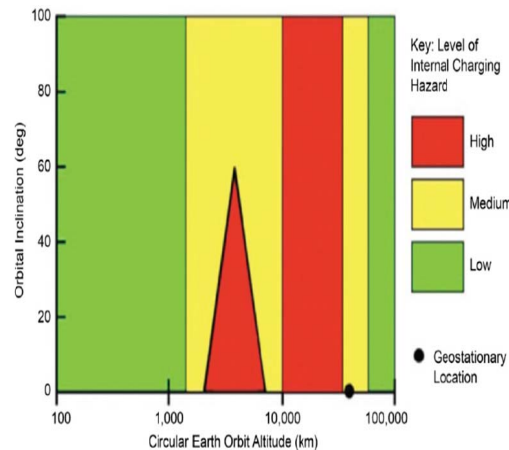
9.Surface Charging
10.Internal Charging

شارژینگ درونی

الکترون‌های پر انرژی به داخل بدنه ماهواره نفوذ و در داخل ماده ایجاد بار منفی می‌کنند. شارژینگ درونی، شارژ جمع شده درون مواد عایق یا هادی‌های شناور داخل ماهواره است. الکترون‌های پر انرژی با محدوده انرژی ۳۰۰ کیلو الکترون ولت تا ۵ مگاالکترون ولت می‌توانند به سطح فضاپیما نفوذ کنند. شارژینگ درونی به چهار عامل وابسته است که عبارتند از: محیط، ضخامت حفاظ فضاپیما، مشخصه و شکل (قالب) مواد شارژ شده.

وقتی میزان الکترون‌های پر انرژی ته‌نشین شده بر روی سطح یا محاط شده در داخل دی الکتریک بیشتر از سرعت شارژینگ نشسته به بیرون باشد، پتانسیل شروع به افزایش می‌کند. هنگامی که پتانسیل میدان الکتریکی تولید شده به مقدار شکست دی الکتریک می‌رسد، دشارژ داخلی رخ خواهد داد. این دشارژ داخلی می‌تواند به اجزای حساس الکترونیکی نفوذ کند و باعث نویز، نقص و حتی باعث سوزاندن صفحات مدار شود [۳۵].

شارژینگ داخلی، تقریباً هیچ نشانه‌ای از تنش‌های داخلی را نمایش نمی‌دهد. نفوذ الکترون‌های با انرژی مگاالکترون ولت عمیق‌تر از یون‌های با انرژی مگاالکترون ولت است. از آنجا که دی الکتریک عایق است، الکترون‌ها می‌توانند برای هفته‌ها و ماه‌ها در داخل باقی بمانند. علاوه بر این، این تجمع مستمر میدان الکتریکی داخلی ایجاد می‌کند و این تجمع معمولاً آهسته است [۳۶]. در شکل (۳) الگوی میزان خطر شارژینگ درونی نسبت به ارتفاع و زاویه شیب مداری نمایش داده شده است. همان‌طور که در شکل مشخص است میزان خطر شارژینگ درونی در مدار GEO بالاست. از طرفی، همان‌طور که در شکل‌های (۲) و (۳) نشان داده شد، میزان خطر تخلیه الکترواستاتیک ناشی از پدیده شارژینگ فضاپیما در مدار GEO بسیار بیشتر از سایر مدارهای دیگر است. بنابراین، لزوم مقاوم کردن فضاپیما در برابر محیط تابشی مدار GEO اهمیت پیدا می‌کند.



شکل ۳- الگوی میزان خطر شارژینگ درونی [۱۱]

تعادل جریان فضاپیما

از آنجا که ذرات باردار در حال حرکت هستند، می‌توان آن‌ها را به عنوان جریان توضیح داد. پتانسیل تعادل فضاپیما را می‌توان با تعادل جریان‌ها تعیین کرد. جریان‌های ایجاد شده در سطوح باید در حالت تعادل باشد. در غیر این صورت، شارژینگ تا زمانی که تعادل جریان به دست آید، ادامه خواهد شد. شارژینگ اصلی جریان به دلیل الکترون‌های محیط و فوتوالکترون‌های منتشر شده است. محیط فضا عامل اصلی در تعیین جریاندی سطوح فضاپیماست. در یک محیط پلاسما، چگالی تعیین‌کننده نوع جریان جاری شده به سطح است. چگالی جریان نیز هدایت ناشی از تابش که به نوبه خود بر جریان ناشی در سراسر مواد اثر می‌گذارد، را تحت تأثیر قرار می‌دهد. اثر دوم مهم برای شارژینگ دی الکتریک، هنگامی که داشتن در حالت تعادل است. اگر سطح رسانا باشد، مجموع تمام جریان‌های ایجاد شده در سطوح رسانا صفر است. اگر سطح عایق باشد، جریان خالص به هر نقطه روی سطح صفر است. جریان اولیه به‌طور مستقیم با چگالی پلاسما متناسب است و می‌توان آن را به‌صورت زیر بیان کرد:

$$J = nqv_{average} \quad (1)$$

که در آن J جریان اولیه ذرات باردار، n چگالی پلاسما اطراف، q بار الکتریکی یک ذره و $v_{average}$ سرعت متوسط ذره است. برای محاسبه پتانسیل الکتریکی فضاپیما، معادله تعادل جریان را می‌توان به‌صورت زیر نوشت:

$$I_T = I_E(V) - [I_I(V) + I_{SE}(V) + I_{SI}(V) + I_{BSE}(V) + I_{PH}(V) + I_B(V)] \quad (2)$$

که V پتانسیل الکتریکی فضاپیما، I_E جریان الکترونی حادث شده به سطح فضاپیما، I_I جریان یونی حادث شده به سطح فضاپیما، I_{SE} جریان الکترونی ثانویه با توجه به I_E ، I_{SI} جریان یونی ثانویه با توجه به I_I ، I_{BSE} الکترون‌های پس پراکنده با توجه به I_E ، I_{PH} جریان فوتوالکترون، I_B منابع جریان فعال مانند پرتوهای ذرات باردار یا تراسترهای یونی و I_T جریان کل به فضاپیما (در حالت تعادل $I_T = 0$) است [۳۶].

معرفی نرم افزار SPIS

نرم افزار SPIS برای اولین بار در سال ۲۰۰۴ برای مدل سازی و شبیه سازی برهم کنش پلاسما فضایی با فضاپیما ارائه شد. این نرم افزار توانایی پیش بینی مقدار بار الکترواستاتیکی و پتانسیل الکتریکی سطحی (به‌صورت مطلق و نسبی) را در فضاپیما دارد. این نرم افزار دارای دو بخش اصلی است که عبارتند از:

شبکه‌بندی هندسه فضاپیما

در این مرحله هندسه ۳ بعدی فضاپیما و فضای اطراف آن شبکه‌بندی می‌شود. نحوه شبکه‌بندی را می‌توان به دلخواه تغییر داد.

تعیین خواص گروه‌های مختلف

این مرحله مهم‌ترین بخش کار شبیه‌سازی است و داشتن دانش و آگاهی لازم نسبت به فیزیک مسئله در این مرحله تضمین‌کننده شبیه‌سازی درست است. در این مرحله خصوصیات زیر تنظیم و ایجاد می‌شود:

خصوصیات مواد به کار رفته: منظور مواد به کار رفته در ساختار ماهواره و خصوصیات فیزیکی، شیمیایی و الکتریکی آن‌هاست.

خصوصیات فیزیکی: شرایط مرزی در حل معادلات الکترواستاتیک مخصوصاً پلاسما و محیط تعریف می‌شود. خصوصیات فوق را می‌توان به‌طور همزمان برای گروهی از صفحات یا گروه حجم‌ها تعریف کرد.

تنظیم مدار الکتریکی داخلی

در نرم‌افزار SPIS می‌توان ساختار فضاپیما را توسط ماکرونودهای^{۱۱} الکتریکی تعریف کرد. به‌صورت پیش فرض این ماکرونودها در محیط پلاسما شناور هستند و هیچ ارتباط الکتریکی با هم ندارند. اما می‌توان با تعریف یک مدار داخلی این ماکرونودها را براساس درک درستی از ارتباط الکتریکی بین اجزا فضاپیما توسط المان‌هایی مانند مقاومت، خازن یا مولد ولتاژ به هم مرتبط ساخت.

تنظیم پارامترهای کلی

پارامترهای کلی شامل برخی پارامترهای فیزیکی محیط پلاسما و برخی پارامترهای مربوط به شبیه‌سازی عددی مانند زمان شبیه‌سازی هستند که به‌طور کلی در برنامه استفاده می‌شوند. ولی برخلاف پارامترهای وارد شده در بخش گروه‌ها، این پارامترها در هر سطح مجزا محاسباتی به کار گرفته نمی‌شوند.

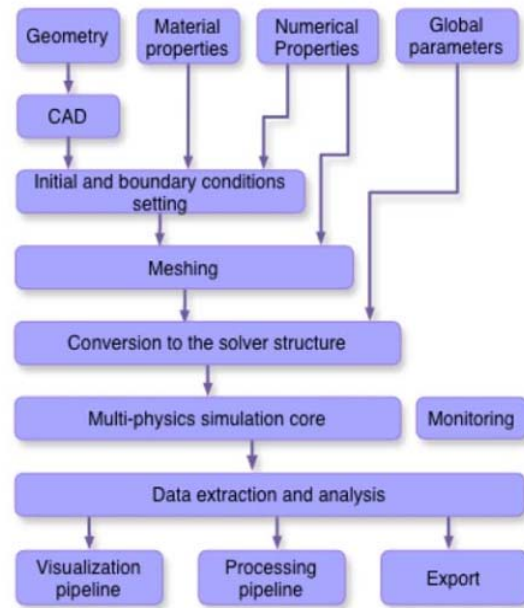
شبیه‌سازی پدیده شارژینگ

با اجرای یک شبیه‌سازی، تقریباً ۲۰۰ پارامتر (پارامترهای کلی یا جزئی) باید توسط کاربر تنظیم شود. به‌طور کلی این پارامترها در چهار حوزه تعریف می‌شوند که عبارتند از:

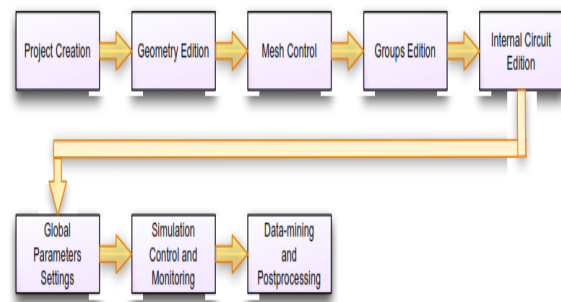
SPIS-UI: این بخش وظیفه ارتباط بخش اصلی با نرم‌افزارهای جانبی CAD، نمایش هندسه، تنظیم ورودی‌ها و بررسی خروجی‌های برنامه را به عهده دارد.

SPIS-NUM: این بخش، بخش اصلی نرم‌افزار و حاوی قسمت‌های ریاضی مختلف برای شبیه‌سازی است.

ساختار و الگوریتم نرم‌افزار در شکل (۴) و مراحل و اجرای شبیه‌سازی در شکل (۵) نشان داده شده است. در ادامه مراحل کار با نرم‌افزار SPIS شرح داده خواهد شد.



شکل ۴- ساختار و الگوریتم نرم‌افزار SPIS [۳۷]

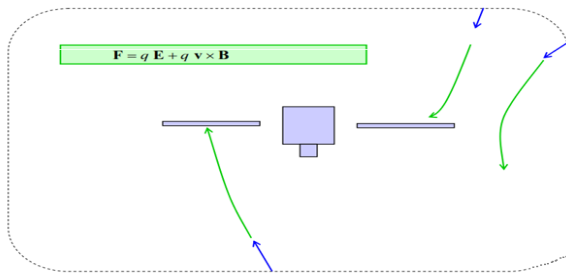


شکل ۵- مراحل اجرای شبیه‌سازی در نرم‌افزار SPIS [۳۷]

شکل و هندسه فضاپیما

در این بخش می‌توان از نرم‌افزارهای CAD برای ترسیم شکل فضاپیما استفاده کرد. همچنین، می‌توان از ابزارهای رسم شکل خود SPIS نیز استفاده کرد.

پلازما ایجاد می‌کند، محاسبه می‌شوند. این اثرات عبارتند از: فشرده شدن پلازما در پیشانی فضاپیما و ایجاد یک خلا پلاسمایی پشت سر فضاپیما که این موضوع به شدت بر نحوه شارژینگ اثر گذار است. شکل (۶) برهم‌کنش فضاپیما با پلازما را نشان می‌دهد. در مرحله بعد با استفاده از توابع بار محاسبه شده در حجم محاسباتی براساس شرایط مرزی دریکله یا نیومن در مرزهای حجم محاسباتی پلازما و روی فضاپیما معادله $\nabla \cdot E = \rho / \epsilon_0$ که به معادله پواسن معروف است، حل می‌شود. با توجه به شکل نامنظم فضاپیما این معادله به روش عددی حل می‌شود. بعد از حل این معادله، مقدار E و پتانسیل مربوط به آن φ مشخص خواهد شد. همچنین، یک میدان مغناطیسی ثابت نیز در این محیط پلاسمایی (میدان مغناطیسی زمین) در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۶- برهم‌کنش فضاپیما با پلازما [۳۷]

برهم‌کنش ذرات پلازما با سطوح فضاپیما

با توجه به میدان الکتریکی و مغناطیسی محاسبه شده در نزدیکی سطوح فضاپیما، با توجه به اینکه این میدان‌ها می‌توانند به ذرات باردار پلاسمای حجم محاسباتی شتاب‌های مختلفی در جهات مختلف بدهند، برهم‌کنش این ذرات باردار با سطوح فضاپیما محاسبه می‌شود. برهم‌کنش این ذرات با سطح باعث ایجاد الکترون ثانویه حاصل از برخورد الکترون و پروتون خواهد بود. همچنین، دو اثر جانبی دیگر نیز در این بخش در نظر گرفته می‌شود. اثر اول مربوط به الکترون‌های ثانویه تولید شده بر اثر برخورد نور خورشید با فضاپیماست که این موضوع کاملاً وابسته به نحوه تابش نور خورشید و جهت آن است که در نرم‌افزار تنظیم می‌شود. اثر دوم مربوط به منبع یون‌های مصنوعی است که به هر دلیل ممکن است در فضاپیما وجود داشته باشند. به عنوان مثال، موتورهای یونی استفاده شده در فضاپیما که به عنوان کنترل‌کننده وضعیت حرکتی فضاپیما استفاده می‌شود. در شکل (۷) منابع تأثیرگذار بر فضاپیما نشان داده شده است.

- پارامترهای مربوط به مواد و ذرات (ذراتی مانند الکترون، یون و منابع پلاسمایی مصنوعی)
 - پارامترهای مربوط به میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی
 - پارامترهای مربوط به نحوه برهم‌کنش سطح ماهواره (القای فوتونی و تولید ذرات باردار ثانویه)
 - پارامترهای مربوط به پتانسیل سطوح (رسانایی سطوح، پتانسیل ناشی از جریان اعمال شده به سطح و ...)
- از لحاظ فیزیکی هر شبیه‌سازی در چهار مرحله انجام می‌شود:
۱. محاسبه میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی
 ۲. ترابرد ذرات تحت تأثیر میدان‌های موجود
 ۳. برهم‌کنش ذرات با ماهواره و تولید ذرات ثانویه
 ۴. محاسبه پتانسیل روی سطوح ماهواره

محاسبه میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی

فضاپیماها در حین حرکت در فضا در محیط پلازما غوطه‌ور هستند. این محیط پلازما حاوی ذرات باردار مثبت یا منفی است که طبق معادلات ماکسول می‌تواند در اطراف خود میدان‌های الکتریکی تولید کند. همچنین، میدان‌های مغناطیسی تولید شده در زمین باعث می‌شود در محل فضاپیما و فضای پلاسمای اطراف آن بتوان یک میدان مغناطیسی ثابت در نظر گرفت.

به‌منظور شروع بحث فرآیند شارژینگ ابتدا بخشی از پلاسمای اطراف فضاپیما در نظر گرفته می‌شود. این حجم را می‌توان به قدری بزرگ گرفت که بتواند تمامی اثرات محیط پلازما بر روی فضاپیما را در بر بگیرد. این حجم در نرم‌افزار SPIS به حجم محاسباتی معروف است.

ابعاد حجم این پلازما که باید در شبیه‌سازی مد نظر باشد وابسته به ابعاد فضاپیما و طول دبای پلازما محیط است.

به‌طور مثال، در محیط GEO با توجه به اینکه طول دبای پلازما از مرتبه متر است، پلاسمای موجود تا چند متر دورتر از فضاپیما می‌تواند بر شارژینگ سطحی اثر بگذارد. این در حالی است که طول دبای در محیط LEO از مرتبه سانتی‌متر بوده و بررسی اثرات محیط پلاسمای نزدیک به سطح ماهواره کافی است. در هر صورت با در نظر گرفتن بخشی از محیط پلازما که فضاپیما در آن غوطه‌ور است، در ابتدا توسط روش مونت کارلو توابع توزیع چگالی بار و دینامیک پلاسمای اطراف فضاپیما تعیین می‌شود. در این بخش چگالی بار اطراف فضاپیما و تغییرات زمانی آن مشخص می‌شوند. همچنین، در این بخش با توجه به جهت حرکت فضاپیما اثراتی که حرکت خود فضاپیما نسبت به محیط

زمانی تغییر پتانسیل الکتریکی و دیگر کمیت‌های مورد نظر بررسی می‌شود [۳۷].

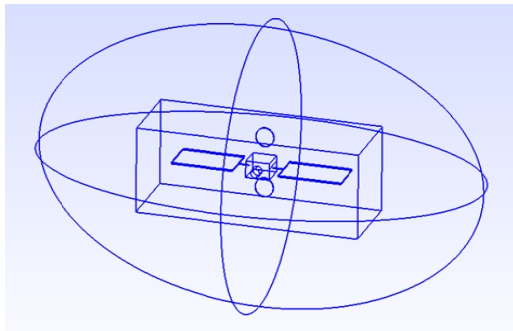
مدل‌سازی فضایپایما

یوتلست کوانتومی^{۱۲} یک فضایپایمای مخابراتی است که به طور مشترک توسط آژانس فضایی اروپا، یوتلست و گروه دفاع و فضای ایرباس توسعه داده شد. برای اولین بار، یوتلست کوانتومی کاربران را قادر خواهد ساخت تا عملکردی که آن‌ها از نظر پوشش، پهنای باند، قدرت و فرکانس نیاز دارند، تأمین شود. فضایپایمای کوانتومی نسبت به روش‌های ساخت فعلی سریع‌تر، ارزان‌تر و کارآمدتر است [۳۸]. در شکل (۸) نمایی از فضایپایمای کوانتومی یوتلست نشان داده شده است. این فضایپایما در مدار GEO دارای طول عمر ۱۵ سال و جرم ۳۵۰۰ کیلوگرم است. فضایپایما در سال ۲۰۱۸ میلادی توسط ماهواره‌بر فالکون ۹ پرتاب خواهد شد.

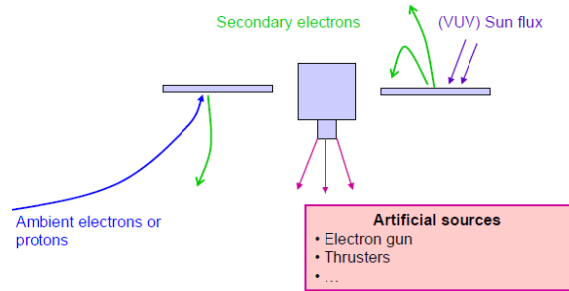
فضایپایمای مخابراتی دارای ابعاد $۲/۶۴ \times ۲/۶۴ \times ۱/۷۶$ متر، دارای دو آنتن دایره‌ای با قطر ۲ متر و ضخامت ۰/۱۵ متر، یک آنتن استوانه‌ای با قطر ۱ متر و طول ۰/۸ متر و دو آرایه خورشیدی با ابعاد $۷/۰۴ \times ۴/۴ \times ۰/۱۵$ متر است. این فضایپایما دارای ۸ سطح مجزا است. در شکل (۹)، CAD فضایپایما نشان داده شده است.



شکل ۸- نمایی از فضایپایمای یوتلست کوانتومی [۳۸]



شکل ۹- هندسه فضایپایما در محیط CAD



شکل ۷- منابع تأثیرگذار بر فضایپایما [۳۷]

زمان در شبیه‌سازی پدیده شارژینگ

از لحظه‌ای که یک شی خارجی مانند فضایپایما درون یک محیط پلاسما قرار می‌گیرد، وجود این شیء پلاسمای موجود در آن ناحیه و میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی وابسته به آن را از حالت تعادل خارج و دچار آشفتگی می‌کند. نرم‌افزار SPIS واقع ابزاری برای بررسی این آشفتگی‌هاست.

اولین مرحله شبیه‌سازی، بررسی آشفتگی ایجاد شده در جمعیت یون‌ها و الکترون‌های محیط پلاسما می‌باشد. البته، جمعیت الکترون‌ها و یون‌های پلاسما تا آخرین مراحل شبیه‌سازی در حال تغییر خواهند بود. زیرا، پیوسته ممکن است ذرات باردار جدیدی از پلاسما وارد حجم محاسباتی شوند. همچنین، به‌خاطر برهم‌کنش همین ذرات ثانویه جدیدی تولید و وارد حجم محاسباتی شوند. بنابراین، تا پایان شبیه‌سازی که زمان آن توسط کاربر تعیین می‌شود، تغییرات لحظه‌ای جمعیت ذرات باردار ادامه دارد. بازه‌های زمانی برای بررسی جمعیت ذرات باردار با کیفیت ذرات تعیین می‌شود. این زمان به‌طور پیش‌فرض در نرم‌افزار از مرتبه میکروثانیه است.

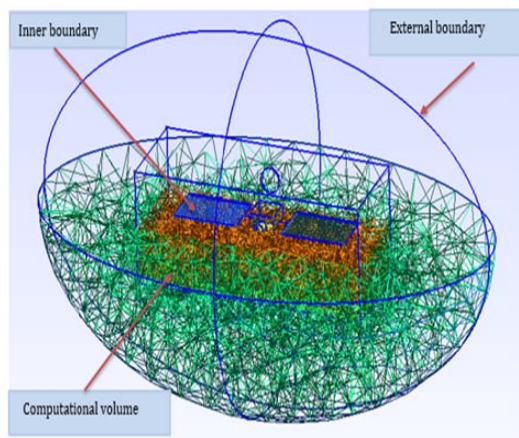
محاسبه پتانسیل و اختلاف پتانسیل الکتریکی سطوح فضایپایما

در مرحله دوم شبیه‌سازی، نرم‌افزار در انتهای هر کدام از بازه‌های زمانی پلاسما کمیت‌های ماکروسکوپی پلاسما را با حل کردن معادله $\nabla \cdot E = \rho / \epsilon_0$ محاسبه می‌کند. در مرحله نهایی براساس میدان‌های الکتریکی و پتانسیل پلاسما مقدار پتانسیل سطوح ماهواره را با توجه به مدار الکتریکی معادل فضایپایما در هر کدام از سطوح مجزای از قبل مشخص شده برای فضایپایما محاسبه می‌کند. این کار در انتهای بازه زمانی انجام می‌شود. مقدار نوعی گام شبیه‌سازی در برخی حالت‌ها کمتر از ۱ ثانیه و در حالت دیگر ممکن است تا ۱۰۰ ثانیه باشد. نتایج به‌دست آمده توسط نرم‌افزار در انتهای هر گام شبیه‌سازی برای نمایش در بخش خروجی نگه داشته می‌شود. براساس نتایج به‌دست آمده در این مرحله، رفتار

جدول ۱- پوشش به کار رفته در فضاییمای مرجع [۳۹]

Node	Material	BUC (ohm ² -Lm-1)	DMT (m)	SRE (ohm)
0	TE2K	1.0E-16	1.0E-4	1.0E16
1	BK2K	-1.0	1.0E-4	-1.0
2	OSR2K	1.0E-17	1.0E-4	1.0E19
3	NP2K	5.9E-14	1.0E-4	1.0E13
4	GR2K	-1.0	1.0E-4	-1.0
5	SC2K	1.0E-17	1.0E-4	1.0E19
6	CFRP	-1.0	1.0E-4	-1.0
7	CFRP	-1.0	1.0E-4	-1.0

سطوح مجزا موجود در هندسه فضاییما در محیط CAD توسط مرز داخلی و خارجی مشخص می‌شود. مرز داخلی مربوط به سطح فضاییما و اندازه شبکه آن ۰/۴ و سطح خارجی مربوط به پلاسمای غیرآشفته و اندازه شبکه آن ۳ در نظر گرفته شده است. همچنین، بین مرز داخلی و خارجی مربوط به محاسبات پلاسمای اطراف فضاییماست که اندازه شبکه آن ۱/۲ است. در شکل (۱۲) مدل ۳ بعدی شبکه فضاییما نشان داده شده است.



شکل ۱۲- مدل ۳ بعدی شبکه فضاییما

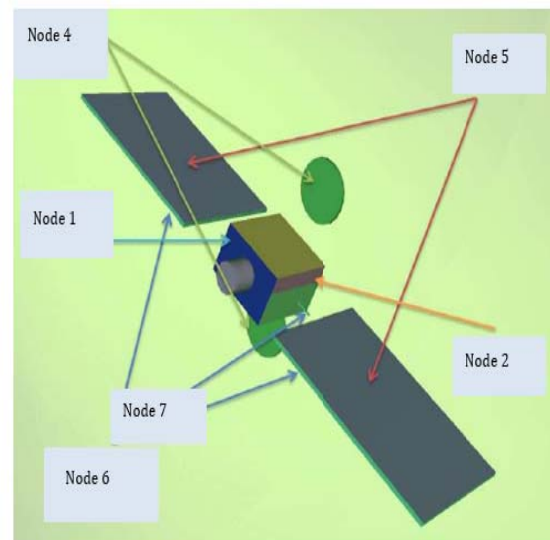
شبیه‌سازی فضاییما

در این بخش شبیه‌سازی فضاییما در مدار GEO صورت گرفته است.

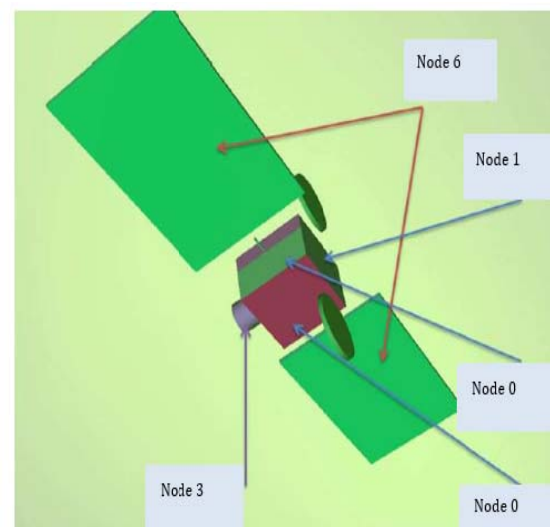
اعتبارسنجی شبیه‌سازی

در مرجع [۳۹] فضاییما با پوشش‌های جدول (۱) در محیط‌های بدترین حالت^{۱۳} در مدار GEO با یکدیگر مقایسه شده‌اند. جهت صحت‌گذاری شبیه‌سازی انجام شده در تحقیق حاضر، ابتدا فضاییما با همان فرضیات به کار رفته در مرجع [۳۹] (محل

در شکل‌های (۱۰) و (۱۱) سطوح مجزا تعریف شده در فضاییما نشان داده شده است. سطح مجزای صفر مربوط به سطوح اطراف بدنه، سطح مجزای یک مربوط به سطوح جلو و عقب بدنه، سطح مجزای دو مربوط به یک قسمت کوچک از اطراف بدنه، سطح مجزای سه مربوط به آنتن استوانه‌ای، سطح مجزای چهار مربوط به آنتن‌های دایره‌ای، سطح مجزای پنج مربوط به سطوح بالای آرایه خورشیدی، سطح مجزای شش مربوط به سطوح پشت و کناره‌های آرایه خورشیدی و سطح مجزای هفت مربوط به بوم ارتباط دهنده آرایه خورشیدی به بدنه فضاییما است. در جدول (۱) پوشش به کار رفته در سطوح مجزای این فضاییما نشان داده شده است.



شکل ۱۰- سطوح مجزا موجود در هندسه فضاییما [۳۹]



شکل ۱۱- سطوح مجزا موجود در هندسه فضاییما [۳۹]

در ادامه به دنبال بهبود پتانسیل الکتریکی بر روی سطوح فضاپیما با تغییر پوشش در مدار GEO و بدترین محیط استاندارد آژانس فضایی اروپا خواهیم بود.

شبیه‌سازی برای هشت سطح مجزا انجام و پوشش انتخاب شده بر روی سطوح فضاپیما از مراجع [۷، ۲۵-۲۷، ۳۹-۴۱] که رایج‌ترین پوشش‌های به کار رفته توسط ناسا، آژانس فضایی اروپا، سازمان فضایی فدرال روسیه و آژانس فضایی ژاپن در فضاپیماهای اخیر خود جهت مأموریت‌های فضایی هستند، انتخاب شدند. در این پوشش‌ها مواردی مانند outgassing، رسانایی حرارتی و مقاومت حرارتی، طبق استانداردهایشان در این پوشش‌ها مد نظر قرار گرفته است.

شبیه‌سازی‌ها برای هشت سطح مجزا در نظر گرفته شده است. پوشش انتخاب شده برای سطح مجزای صفر، پوشش سطح مجزای صفر متغیر و پوشش‌های سایر سطوح مجزای فضاپیما با توجه به مرجع [۳۹] است. برای سایر پوشش‌ها، روند به صورت پوشش انتخاب شده برای سطح مجزای صفر است که در ادامه به تشریح این انتخاب‌ها پرداخته خواهد شد.

پوشش انتخاب شده برای سطح مجزای صفر

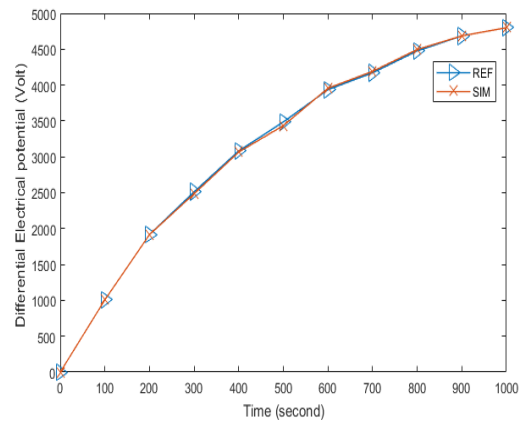
پوشش به کار رفته برای سطح مجزای صفر و ویژگی‌های آن در جدول (۲) نشان داده است. محیط فضاپیما در مدار GEO و بدترین محیط آژانس فضایی اروپا در این مدار در نظر گرفته شده است. سایر قسمت‌های مربوط به سطوح مجزا فضاپیما با توجه به مرجع [۳۹] فرض شده است. نتایج شبیه‌سازی برای سطح مجزای صفر در ۲ حالت بررسی شد که عبارتند از: مقایسه پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی (نسبی) برای سطح مجزای صفر و مقایسه پتانسیل الکتریکی شناوری در ۳ زمان ۱۰۰، ۵۰۰ و ۱۰۰۰ ثانیه برای سطح مجزای صفر.

جدول ۲- پوشش به کار رفته برای سطح مجزای صفر

Material	BUC (ohm ² -Lm-1)	DMT (m)	SRE (ohm)
ALOX	-1.0	1.0E-4	-1.0
TE2K	1.0E-16	1.0E-4	1.0E16
BK2K	-1.0	1.0E-4	-1.0
OSR2K	1.0E-17	1.0E-4	1.0E19
CONT	1.0E-11	1.0E-4	1.0E15

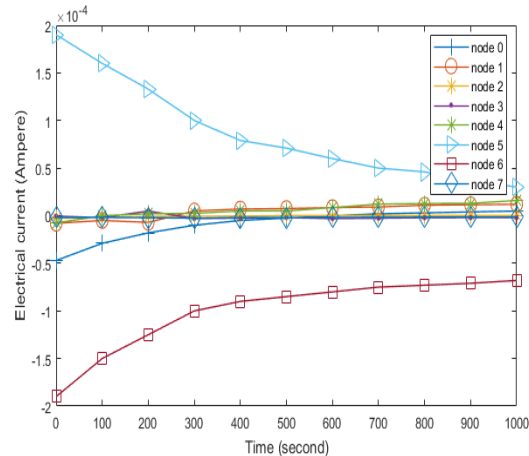
همان‌طور که در نمودار شکل (۱۵) مشخص است پوشش‌ها نسبت به هم دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی هستند. هر چه اختلاف پتانسیل الکتریکی بین سطوح کمتر باشد، خطر ESD در بین سطوح کمتر می‌شود. از نمودار شکل (۱۵) مشخص است که

گره‌ها و نوع پوشش) مدل، شبکه‌بندی و شبیه‌سازی انجام شده است. با توجه به اختلاف اندک نتایج به دست آمده (شکل ۱۳) که ناشی از تفاوت اندک در مدل‌سازی و شبکه‌بندی است، می‌توان نتیجه گرفت که مدل‌سازی، شبکه‌بندی و به‌طور کلی فرآیند انجام شبیه‌سازی صحیح و نتایج برای سایر پوشش‌ها قابل اعتماد است. از این مرحله به بعد می‌توان با تغییر جنس پوشش‌ها به نتایج بهتری از نقطه نظر شارژینگ رسید که موضوع اصلی این پژوهش است. در ادامه، شبیه‌سازی جریان الکتریکی کل فضاپیما در زمان ۱۰۰۰ ثانیه انجام شد. مشاهده می‌شود بعد از زمان ۱۰۰۰ ثانیه جریان الکتریکی کل فضاپیما به حالت تعادل می‌رسد و برآیند کل جریان الکتریکی وارد بر فضاپیما صفر است.

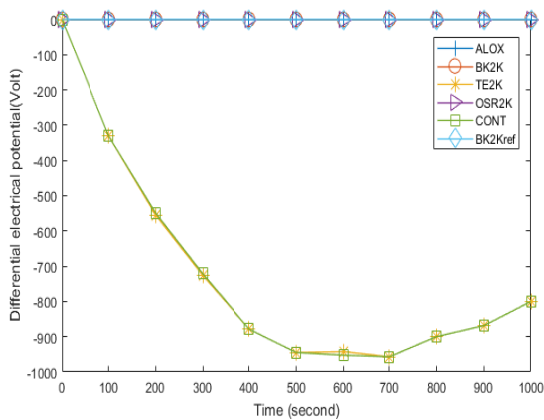


شکل ۱۳- مقایسه اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی بین آرایه خورشیدی و بدنه بر حسب زمان برای مرجع [۳۹] و نتیجه شبیه‌سازی

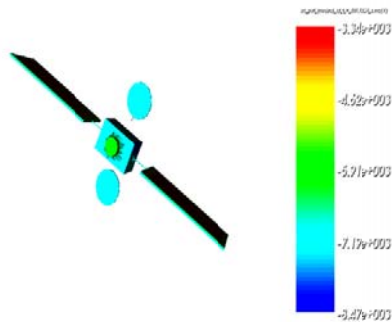
در حالت کلی اختلاف پتانسیل الکتریکی نسبی نسبت به اختلاف پتانسیل الکتریکی شناوری خطرناک‌تر است. بنابراین، در طراحی فضاپیما ابتدا باید اختلاف پتانسیل الکتریکی بین سطوح فضاپیما (پتانسیل الکتریکی نسبی) را مد نظر قرار داد. در شکل (۱۴) جریان الکتریکی کل فضاپیما با پوشش مرجع [۳۹] نشان داده است.



شکل ۱۴- جریان الکتریکی کل فضاپیما در زمان ۱۰۰۰ ثانیه



شکل ۱۶- اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی پوشش‌های جدول ۲ برای سطح مجزای صفر نسبت به سطح مجزای یک



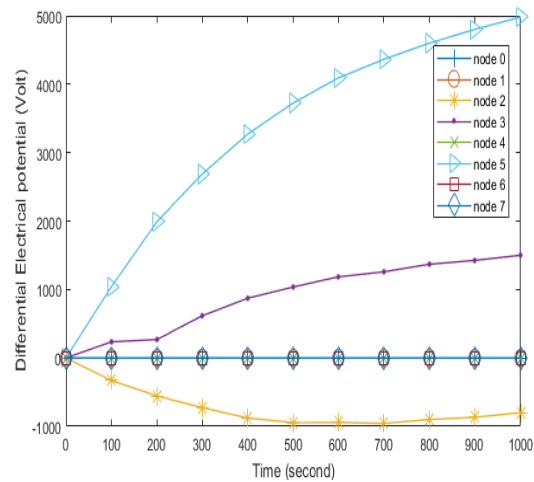
شکل ۱۷- تصویر 3D پتانسیل الکتریکی شناوری فضاییما برای سطح مجزای صفر با پوشش ALOX در زمان ۵۰۰ ثانیه

جدول ۳- مقایسه پتانسیل الکتریکی شناوری در ۳ زمان مختلف برای سطح مجزای صفر

Node	Material	100 S (V)	500 S (V)	1000 S (V)
0	ALOX	2.75E+003	-7.20E+003	-9E+003
0	BK2K	-4.7E+003	-8.20E+003	-1.10E+004

همان‌طور که از جدول (۳) پیداست، پتانسیل الکتریکی شناوری ALOX نسبت به BK2K کمتر است. بنابراین، بهترین پوشش برای این سطح مجزا، ALOX است. با بررسی خواص این پوشش مشخص شد که این پوشش رساناست. بنابراین، در این سطح مجزا تعریف شده باید از پوشش رسانا استفاده کرد. شبیه‌سازی‌های صورت گرفته برای سطح مجزای صفر، برای سطوح مجزای دیگر نیز تکرار می‌شود که در ادامه تنها نتایج بیان می‌شود.

پوشش مربوط به سطوح مجزای صفر، چهار، شش و هفت نسبت به سطح مجزای یک، دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی نسبی صفر هستند. سطح مجزای یک، سطح رسانایی است. که نرم‌افزار به صورت خودکار انتخاب و پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی پوشش را نسبت به آن سطح اندازه می‌گیرد. بنابراین پوشش مربوط به این سطوح مجزا جهت جلوگیری از ESD مناسب هستند. در شبیه‌سازی‌هایی که با پوشش جدول (۲) بر روی سطح مجزای صفر انجام پذیرفت، مشاهده شد که پوشش ALOX و BK2K نسبت به سطوح مجزای یک، چهار، شش و هفت دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی نسبی صفر هستند، ولی پوشش OSR2K، TE2K و CONT نسبت به سطوح مجزای یک، چهار، شش و هفت دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی نسبی صفر نیستند.



شکل ۱۵- اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی فضاییما برای سطح مجزای صفر با پوشش BK2K

در شکل (۱۶) اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی پوشش‌های جدول (۲) برای سطح مجزای صفر نسبت به سطح مجزای یک نشان داده است.

در حالتی که اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی چند پوشش نسبت به سطح مجزای یک، صفر باشند، به مقایسه پتانسیل الکتریکی شناوری این پوشش‌ها نسبت به هم پرداخته شد. در شکل (۱۷)، تصویر 3D پتانسیل الکتریکی شناوری فضاییما برای سطح مجزای صفر با پوشش ALOX در زمان ۵۰۰ ثانیه نشان داده شده است. همچنین، در جدول (۳) پتانسیل الکتریکی شناوری در ۳ زمان ۱۰۰، ۵۰۰ و ۱۰۰۰ ثانیه بین ALOX و BK2K با یکدیگر مقایسه شده است.

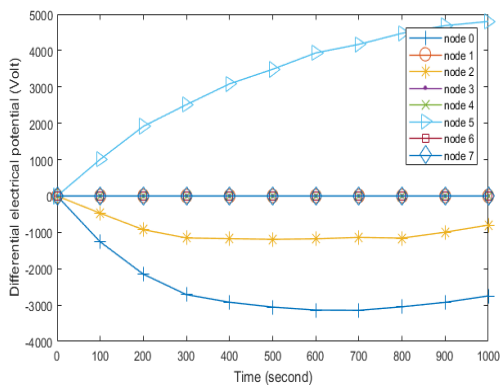
پوشش انتخاب شده برای سطح مجزای سه

پوشش به کار رفته برای سطح مجزای سه و ویژگی‌های آن در جدول (۴) بیان شده است.

همان‌طور که در شکل (۲۰) مشخص است پوشش مربوط به سطوح مجزای سه، چهار، شش و هفت نسبت به سطح مجزای یک دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی نسبی صفر هستند، ولی سطوح مجزای صفر، دو و پنج دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی صفر نیستند. نتایج به دست آمده از اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی و شناوری پوشش‌ها و مقایسه آن‌ها با یکدیگر نشان داد که بهترین پوشش برای سطح مجزای سه پوشش ALOX است.

جدول ۴- پوشش به کار رفته برای سطح مجزای سه

Material	BUC (ohm ⁻¹ m-1)	DMT (m)	SRE (ohm)
ALOX	-1.0	1.0E-4	-1.0
NP2K	5.9E-14	1.0E-4	1.0E13
GR2K	-1.0	1.0E-4	-1.0
CFRP	-1.0	1.0E-4	-1.0
CONT	1.0E-11	1.0E-4	1.0E15



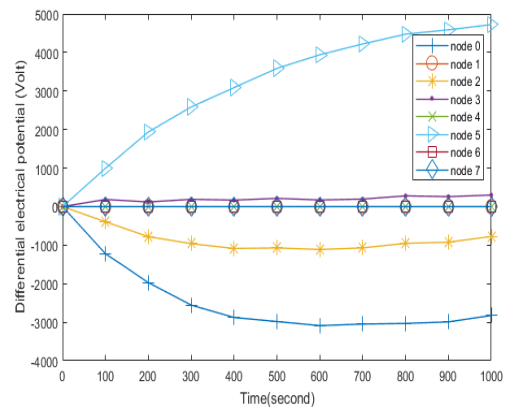
شکل ۲۰- اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی فضاییما برای سطح مجزای سه با پوشش GR2K

پوشش انتخاب شده برای سطح مجزای چهار

پوشش به کار رفته برای سطح مجزای چهار مشابه پوشش جدول (۴) است. همان‌طور که در شکل (۲۱) مشخص است، پوشش مربوط به سطوح مجزای چهار، شش و هفت نسبت به سطح مجزای یک دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی نسبی صفر هستند، ولی سطوح مجزای صفر، دو، سه و پنج دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی صفر نیستند. نتایج به دست آمده از اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی و شناوری پوشش‌ها و مقایسه آن‌ها با یکدیگر نشان داد که بهترین پوشش برای سطح مجزای چهار پوشش ALOX است.

پوشش انتخاب شده برای سطح مجزای یک

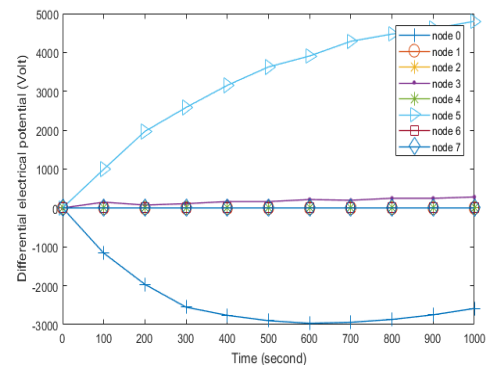
پوشش به کار رفته برای سطح مجزای یک مشابه پوشش جدول (۲) است. همان‌طور که در شکل (۱۸) مشخص است، پوشش‌های مربوط به سطوح مجزای چهار، شش و هفت نسبت به سطح مجزای یک دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی نسبی صفر هستند، ولی سطوح مجزای صفر، دو، سه و پنج دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی صفر نیستند. نتایج به دست آمده از اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی و شناوری سطوح مجزای و مقایسه آن‌ها با یکدیگر نشان داد که بهترین سطح مجزای برای سطح مجزای یک پوشش ALOX است.



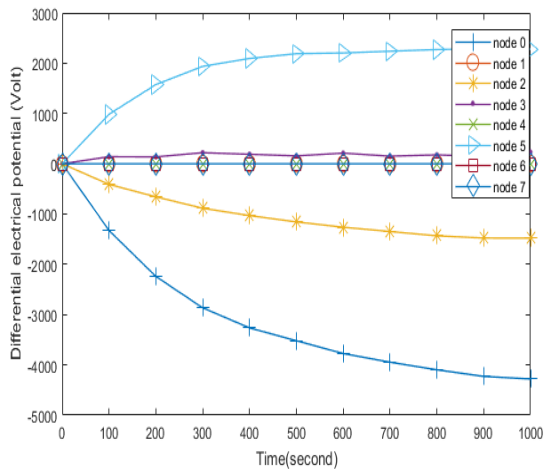
شکل ۱۸- اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی فضاییما برای سطح مجزای یک با پوشش BK2K

پوشش انتخاب شده برای سطح مجزای دو

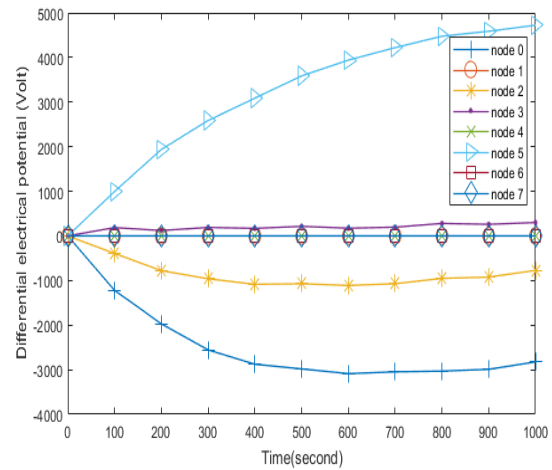
پوشش به کار رفته برای سطح مجزای دو مشابه پوشش جدول (۲) است. همان‌طور که در شکل (۱۹) مشخص است پوشش‌های مربوط به سطوح مجزای دو، چهار، شش و هفت نسبت به سطح مجزای یک، دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی نسبی صفر هستند ولی سطوح مجزای صفر، سه و پنج دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی صفر نیستند. نتایج به دست آمده از اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی و شناوری پوشش‌ها و مقایسه آن‌ها با یکدیگر نشان داد که بهترین پوشش برای سطح مجزای دو پوشش ALOX است.



شکل ۱۹- اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی فضاییما برای سطح مجزای دو با پوشش BK2K



شکل ۲۲- اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی فضاپیما برای سطح مجزای پنج با پوشش CERS



شکل ۲۱- اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی فضاپیما برای سطح مجزای چهار با پوشش GR2K

پوشش انتخاب شده برای سطح مجزای شش

پوشش به کار رفته برای سطح مجزای شش و ویژگی‌های آن در جدول (۶) نشان داده شده است. از نمودار شکل (۲۳) مشخص است که پوشش مربوط به سطوح مجزای چهار، شش و هفت نسبت به سطح مجزای یک دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی نسبی صفر هستند، ولی سطوح مجزای صفر، دو، سه و پنج دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی صفر نیستند. نتایج به دست آمده از اختلاف نشان داد که بهترین پوشش برای سطح مجزای شش پوشش CFRP است.

جدول ۶- پوشش به کار رفته برای سطح مجزای شش

Material	BUC (ohm ⁻¹ m-1)	DMT (m)	SRE (ohm)
SC2K	1.0E-17	1.0E-4	1.0E19
CERS	1.0E-13	1.0E-4	1.0E15
KA2K	1.0E-16	1.0E-4	1.0E16
CFRP	-1.0	1.0E-4	-1.0
CONT	1.0E-11	1.0E-4	1.0E15

پوشش انتخاب شده برای سطح مجزای هفت

پوشش به کار رفته و نتایج به دست آمده برای سطح مجزای هفت مشابه سطح مجزای شش است. بنابراین، بهترین پوشش برای این سطح مجزا CFRP است.

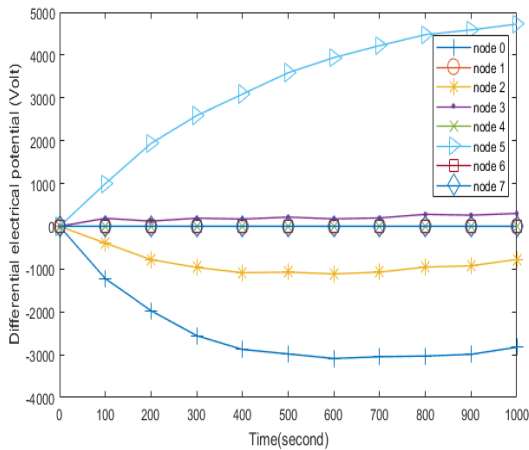
پوشش انتخاب شده برای سطح مجزای پنج

پوشش به کار رفته برای سطح مجزای پنج و ویژگی‌های آن در جدول (۵) نشان داده شده است. نکته‌ای که درباره روی آرایه خورشیدی بایستی مد نظر قرار داد این است که به دلیل کاهش راندمان روی آرایه خورشیدی نمی‌توان از پوشش رسانا برای این قسمت استفاده کرد. بنابراین برای روی آرایه خورشیدی از پوشش کاورگلاس^{۱۴} استفاده می‌کنیم.

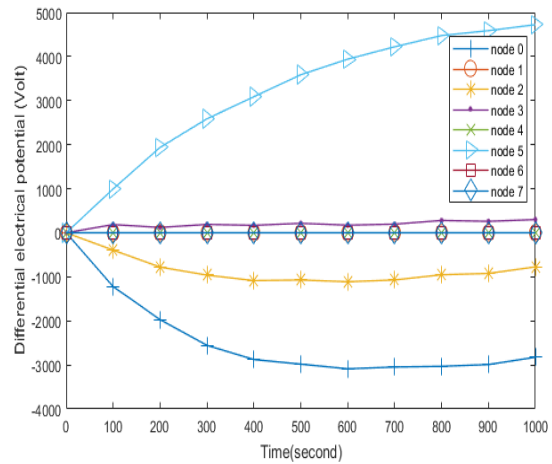
جدول ۵- پوشش به کار رفته برای سطح مجزای پنج

Material	BUC (ohm ⁻¹ m-1)	DMT (m)	SRE (ohm)
SC2K	1.0E-17	1.0E-4	1.0E19
CERS	1.0E-13	1.0E-4	1.0E15
CONT	1.0E-11	1.0E-4	1.0E15

همان‌طور که در شکل (۲۲) مشخص است پوشش مربوط به سطوح مجزای چهار، شش و هفت نسبت به سطح مجزای یک دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی نسبی صفر هستند، ولی سطوح مجزای صفر، دو، سه و پنج دارای اختلاف پتانسیل الکتریکی صفر نیستند. نتایج به دست آمده از اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی و شناوری پوشش‌ها و مقایسه آن‌ها با یکدیگر نشان داد که بهترین پوشش برای سطح مجزای پنج پوشش CERS است.



شکل ۲۵- اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی مربوط به مرجع [۳۹]



شکل ۲۳- اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی فضایی برای سطح مجزای شش با پوشش CFRP

جدول ۷- مقایسه اختلاف پتانسیل الکتریکی شناوری برای مرجع [۳۹] و سطوح بهبودیافته

نمونه	پوشش مرجع	پتانسیل شناوری (V)	پوشش بهبودیافته	پتانسیل شناوری (V)	درصد بهبود
0	TE2K	1.26E+04	ALOX	-9E+03	28.57
1	BK2K	9.98E+03	ALOX	-9.1E+03	8.81
2	OSR2K	1.05E+04	ALOX	-9.98E+03	4.95
3	NP2K	-9.4E+03	ALOX	-9.2E+03	2.12
4	GR2K	9.98E+03	ALOX	-6.7E+03	32.86
5	SC2K	-5.2E+03	CERS	-4.75E+03	8.65
6	CFRP	9.98E+03	CFRP	-9.98E+03	0
7	CFRP	9.98E+03	CFRP	-9.98E+03	0

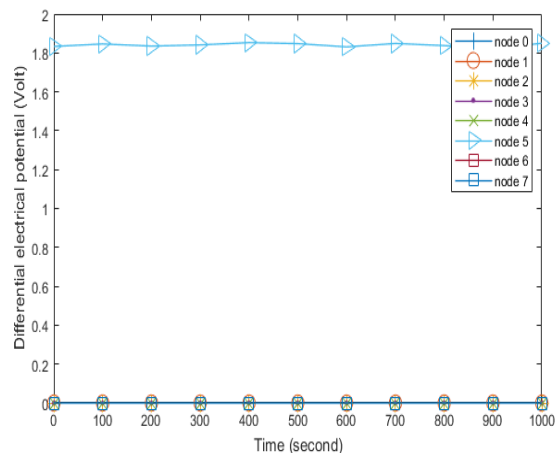
بررسی نتایج بهبود پتانسیل الکتریکی

در این بخش به مقایسه پتانسیل الکتریکی پوشش سطوح مرجع [۳۹] و پتانسیل الکتریکی سطوح بهبودیافته فضایی می‌پردازیم. در شکل‌های (۲۴) و (۲۵) اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی پوشش بهبودیافته و پوشش مرجع نشان داده شده است. مقایسه شکل‌های (۲۴) و (۲۵) نشان می‌دهد که اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی بین سطوح مجزا سطوح بهبود یافته نسبت به مرجع کمتر است که نشان می‌دهد خطر ESD در فضاپیما با سطوح بهبودیافته کمتر است.

درصد بهبود اختلاف پتانسیل الکتریکی شناوری سطوح بهبودیافته نسبت به مرجع [۳۹] در جدول (۷) نشان داده شده است.

نتیجه گیری

جریان‌های الکتریکی به‌وجود آمده توسط پلاسما بر فضاپیما علت ایجاد اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی و شناوری هستند. این اختلاف پتانسیل‌ها باعث ایجاد ESD می‌شود که باعث ایجاد اختلال یا شکست مأموریت فضاپیما می‌شود. در حالت کلی اختلاف پتانسیل الکتریکی نسبی نسبت به اختلاف پتانسیل شناوری خطرناک‌تر است. بنابراین، در طراحی فضاپیما ابتدا بایستی اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی را مد نظر قرار داد. در این پژوهش، از نرم‌افزار برهم‌کنش پلاسما با فضاپیما (SPIS) برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی برهم‌کنش پلاسما با فضاپیما استفاده شد. برای مدل‌سازی ابتدا فضاپیما در محیط CAD ترسیم و سپس به نرم‌افزار SPIS جهت شبیه‌سازی منتقل



شکل ۲۴- اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی مربوط به سطوح بهبودیافته فضاپیما

- [7] Novikov, L.S., Makletsov, A.A., Sinolits., V.V., "Comparsion of Coulomb-2, NASCAP-2K, MUSCAT and SPIS Codes for Geosynchronous Spacecraft Charging," *Advances in Space Research*, Vol. 57, No. 2, 2016, pp. 671-680.
- [8] Jean-Charles Mateo-velez, Jean Francois Roassel, Virigine Inguibert, Meng U Cho, K. Saito and Denis Payan., "SPIS and MUSCAT Software Comparsion on LEO-LIKE Enviroment," *IEEE Transactionson Plasma Science*, Vol. 40, No. 12, October 2012.
- [9] Matéo-Vélez, J.Ch. and et.al., "Simulation and Analysis of Spacecraft Charging Using SPIS and NASCAP/GEO," *IEEE Ttransactionson Plasma Science*, Vol. 43, No. 9, 2015.
- [10] Davis, V.A., Mandell, M.J., Cooke, D.C. Wheelock, Mateo, Payan, A. J.C.D. and Koga, K., "Comparsion of Low Earth Orbit Wake Current Collection Simulation Using Nascap-2k,SPIS,and MUSCAT Computer Codes," *IEEE Transactionson Plasma Science*, Vol. 41, No.12, 2013.
- [11] Garrett, H.B. and Whittlesey, A.C., *Guide to Mitigating Spacecraft Charging Effects*, JPL Space Science and Technology Series, Hard Copies are Published by John Wiley & Sons, 2011.
- [12] Purvis, C.K., "Overview from a System Perspective, The Behaviour of Systems in the Space Environment," *Proceeding NATO Advanced Study Institute 245*, Kluwer Academic Publishers, R.N. Dewitt et al. (eds), pp.23-24, 1993.
- [13] Leach, R.D. and Alexander, M.B., *Failures and Anomalies Attributed to Spacecraft Charging*, Technical Report, Spacecraft Design, Testing and Performance, August 1995.
- [14] Chen, F.F., *Introduction to Plasma*, Plenum New York, John Wiley & Sons 1974.
- [15] Katz, I., "Current Collection by High-Voltage Spacecraft, in The Behaviour of Systems in the Space Enviroment," *Proceeding NATO Advanced Study Institute 245*, Kluwer Academic Publishers, R. N. DeWitt et al. (eds), pp.713-730, 1993.
- [16] Purvis, C.K., Garrett, H.B., Whittlesey, A.C., Stevens, N.J., *Design Guidelines for Assessing and Controlling Spacecraft Charging Effects*, NASA Technical Paper, 1984.
- [17] Design Standard Spacecraft Charging and Discharging, Revision A, Japan Aerospace Exploration Agency, May 2012.
- [18] Tsukuba-shi, S., Ibaraki, Japan., *Design Standard Spacecraft Charging and Discharging*, Technical Report, Japan Aerospace Exploration Agency, Rvision 1, May 2012.
- [19] Katz, I., "Current Collection by High-Voltage Spacecraft, The Behaviour of Systems in the Space Enviroment," *Proceeding NATO Advanced Study Institute 245*, Kluwer Academic Publishers, R.N.De Witt et al. (eds), 1993, pp.713-730.
- [20] Lucas, A.A., "Fundamental Processes in Particle and Photon Interactions with Surfaces, Photon and Particle Interactions with Surfaces in Space," ed. by R.J.L., *Grard, D.Reidel, Hingham, MA*, 1973, pp. 3-21

شد. فضاییهای مدل دارای هشت سطح مجزا و هر سطح مجزا مربوط به یک پوشش است.

برای شبیه سازی فضایی، محیط فضایی در مدار GEO و بدترین محیط استاندارد آژانس فضایی اروپا در این مدار در نظر گرفته شد. شبیه سازی در هشت مرحله انجام و پوشش انتخاب شده بر روی سطوح فضایی با تغییر پوشش این سطوح مجزا از لحاظ اختلاف پتانسیل الکتریکی دیفرانسیلی و شناوری با هم مقایسه شدند.

جهت انتخاب بین چند پوشش رسانا، به مقایسه این پوشش ها از لحاظ پتانسیل الکتریکی شناوری پرداخته شد. هر پوشش رسانایی که نسبت به پلاسما پتانسیل کمتری داشته باشد، خطر ESD برای آن پوشش کمتر است. نکته ای که برای انتخاب پوشش روی آرایه خورشیدی باید مد نظر قرار داد این است که به منظور کاهش راندمان آرایه خورشیدی به جای رسانا باید از کاور گلاس جهت کاهش پتانسیل الکتریکی بر روی آن استفاده شود.

در مجموع، شبیه سازی های صورت گرفته بر روی سطوح فضایی نشان می دهد، به غیر از روی آرایه خورشیدی که بایستی از کاور گلاس استفاده شود، سایر قسمت های سطوح فضایی باید از پوشش رسانا پوشانده شوند. بیشترین درصد بهبود پتانسیل الکتریکی مربوط به آنتن های دایره ای با بهبود ۳۲/۸۶ درصد و کمترین بهبود مربوط به پشت و کناره های آرایه خورشیدی (بدون بهبود) است.

مراجع

- [1] Ferguson, D.C., Boris, V., Vayner, Joel T. Galofaro, G., Barry Hillard, Vaughn, J. and Todd Schneider, "NASA GRC and MSFC Space-Plasma Arc Testing Procedures," *IEEE Transactionson Plasma Science*, Vol. 34, No. 12, 2006.
- [2] Shu, T. Lai., "An Overview of Deep Dielectric Charging," *1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, San Antonio, Texas June 2009.
- [3] Tsoline, M., *Spacecraft Charging and Hazard to Electronics in Space*, NASA Technical Report, May 2001.
- [4] Sanders, N.L. and Inouye, G.T., "NASCAP Charging Calculations for a Synchronous Orbit Satellite," Conference Paper NASA. Lewis Research Center Spacecraft Charging Technology, 1980, p 684-708.
- [5] Available: [On Line], <http://dev.spis.org/projects/spine/home/spis> (accessed August 2015).
- [6] Sengen, Tsukuba., *Design Standard Spacecraft Charging and Discharging*, Technical Report, Japan Aerospace Exploration Agency, Revision 1, 2012, pp. 1-85.

- Coupons With Different String-to-String Gaps Without RTV Adhesive Grout,” *IEEE Transactionson Plasma Science*, Vol. 40, No. 2, 2012, pp. 351 – 358.
- [32] De Luca, A., *Solar Cells- Thin Film Technologies*, ‘Architectural Design Criteria for Spacecraft Solar Array,’ Published Online 02, 2011.
- [33] Hosoda, S., Tepei Okumura, Jeong ho Kim, Kazuhiro Toyoda, and Mengu Cho., “Development of 400 V Solar Array Technology for Low Earth Orbit Plasma Environment,” *IEEE Transactionson Plasma science*, Vol. 34, No. 5, 2012, pp. 1986 –1996.
- [34] Koons, H.C. and Gorney, D.J., “Spacecraft Environmental Anomalies Except System,” *A Status Report*, Aerospace Report No. ATR-88 (9562)-1, 1988, p. 54.
- [35] Shaw, R.R., Navevicz, J.E. and Adamo, R.C. “Observations of Electrical Discharges Caused by Differential Satellite-Charging, Spacecraft Charging by Magnetospheric Plasmas,” *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 47, 61-76, MIT Press, Cambridge, MA, 1976.
- [36] Estiennej, P., “Space Enviroment and EMC/ESD Phenomena, in The Behavior of Systems in The Space Environment,” *Proc. NATO Advanced Study Institude 245*, Kluwer Academic Publishers, R. N. DeWitt et al.(eds), 1993, pp. 513-564.
- [37] Thiebault, B., Charles Mateo Velez, J., Forest, J. and Sarrailh P., ESA-SPIS-GEO-D7- SUM-2013-03-001.
- [38] Available: [on line], http://www.space-skyrocket.de/doc_sdat/eutelsat-quantum.htm.
- [39] MateoVelez, J.C., Pignal, C., Balcon, N., Payan, D., Sarraih, P. and HESS, S.L.G., “GEO Spacecraft Worst-Case Charging Estimation by Numerical Simulation,” *Spacecraft Charging Technology Conference*, 2014.
- [40] Mandell, M.J., Gardner, M. and Mikellides., I.G., “Validation of NASCAP-2K Spacecraft-Environment Calculations,” *Science Applications International Corporation 10260 Campus Point Dr., M. S. A1. 5-11*, 2001.
- [41] Spacecraft Charging Potential Estimation in the Worst Case Enviroment, *Workshop in January 26th and 27th* 2015.
- [21] Garrett, H. B., “The Charging of Spacecraft Surfaces,” *Reviews of Geophysics and Space Physics*, Vol. 19, No. 4, pp. 577-616, November 1981.
- [22] Garrett, H. B., and Whittlesey, A. C., “Spacecraft Charging, An Update,” *AIAA 96-0143, 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, January 1996.
- [23] Singer, S. F. (Ed.), “Interactions of Space Vehicles with an Ionized Atmosphere,” *Pergamon*, New York, 1965.
- [24] Abdel-Aziz, Y.A. and Abd El-Hameed A.M., “Ground-based Simulation for the Effects of Space Plasma on Spacecraft,” *Advances in Space Research* Vo. 51, Issue 1, 2013, pp.133-142.
- [25] Galgani, G., Antoneli, M., Bandineli, M., Scione, E. and Scorzafava, E. “Charging Analysis Approach on Cosmo Sdymed Second Generation Spacecraft,” *14th Spacecraft Charging Technology Conference ESA/ESTEC*, Noordwijk, 2016.
- [26] Liu, Y., Feng, W., Wang, S. and et.al, “GEO Spacecraft Potential Estimation in Worst-Case Enviroment by Spis,” *14th Spacecraft Charging Technology Conference ESA/ESTEC*, Noordwijk, 2016.
- [27] Guillemant, S., Mateo Velez, J.C., Genot, V., Sarrailh, Hilgers, A. P., and Louarn, Ph., “Study and Simulation of Low Energy Plasma Measurement on Solar Orbiter,” *13th Spacecraft Charging Technology Conference*, Pasadena, United States, Jun 2014
- [28] Masui, H., Ose, T., Kitamura, T., Toyoda, K. and Cho., M., “Threshold and Duration,” *Jouranl Spacecraft Rockets*,” Vol. 47, 2010, pp. 966-973.
- [29] Inguibert, V. and et.al., “Measurements of the Flashover Expansion on a Real-Solar Panel- Preliminary Results of EMAGS3 Projects,” *IEEE Transactionson Plasma Science*, Vol. 41, No.12, 2013, pp. 3370 – 3379.
- [30] Ranjan, M., Kumar Parshottambhai Vaghela, N., Mukherjee, S., “Arc Mitigation Via Solar Panel Grouting and Curing Under Simulated LEO-Like Plasma Environment,” *IEEE Transactionson Plasma Science*, Vol.41, No.12, 2013, pp. 3323 – 3328.
- [31] Masui, H., Endo, T., Toyoda, K. and et. al, “Electrostatic Discharge Tests of Solar Array