

مروری بر اختلال تخلیه الکترواستاتیک در ماهواره و معرفی نرم‌افزار برهم‌کنش پلاسما با فضاپیما

آرمان صمدی^۱، مسعود ابراهیمی^۲، حسین جهانبخش^۳

۱ دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

۲ دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

۳ دانشکده علوم کاربردی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۲/۰۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۲/۲۸

چکیده

امروزه فناوری ساخت و پرتاب ماهواره‌ها یکی از ضروری‌ترین و مهم‌ترین نیازهای هر کشور است. قسمت‌هایی از فضا مانند مگنتوسفر و کمربندهای تشعشعی و همچنین فعالیت‌های خورشیدی و ذرات پرنرژی خورشیدی پراکنده در فضا، بر ماهواره‌ها و مدارهای الکترونیکی آنها تأثیر می‌گذارند که به نوعی سبب ایجاد اختلال در سیستم الکترونیکی ماهواره می‌شوند. بنابراین برای اینکه ماهواره بتواند مأموریت خود را به‌طور کامل انجام دهد، بررسی شرایط محیطی و آسیب‌های احتمالی آن و جلوگیری از بروز خسارت ناشی از این شرایط محیطی اهمیت پیدا می‌کند. دو پدیده مهم در مطالعه برهم‌کنش محیط فضا بر ماهواره یا فضاپیما شارژ سطحی و شارژ عمقی هستند که در این مقاله مبانی آنها تشریح شده است. نظر به اهمیت این دو پدیده نرم‌افزارهایی تخصصی توسعه داده شده است. یکی از نرم‌افزارهای تخصصی در این حوزه نرم‌افزار برهم‌کنش پلاسما با فضاپیما یا به اختصار SPIS می‌باشد. این نرم‌افزار برهم‌کنش پلاسما با فضاپیما امروزه به نرم‌افزار استاندارد اتحادیه اروپا برای مدلسازی و شبیه‌سازی برهم‌کنش پلاسما با فضاپیما تبدیل شده است. هدف اصلی این مقاله معرفی سازوکار ایجاد اختلال تخلیه الکترواستاتیکی بر ماهواره و در نهایت معرفی نرم‌افزار مذکور است.

واژگان کلیدی: تخلیه الکترواستاتیکی، شارژ سطحی، شارژ عمقی، اختلاف پتانسیل، SPIS

۱. مقدمه

شامل سیستم‌های کنترل حرارتی فعال و غیرفعال، اندازه‌خنک کننده، انتخاب مواد، تعیین سیستم توان و آرایه‌های سلول‌های خورشیدی تأثیر می‌گذارند. از سوی دیگر قطعات الکترونیکی و

تابش‌های فضایی آثار زیانباری بر مواد و قطعات الکترونیکی مورد استفاده در ماهواره‌ها دارند. تابش‌های الکترومغناطیسی کم‌انرژی (فروسرخ، مرئی، فرابنفش) بر بخش‌هایی از ماهواره‌ها

مواد مورد استفاده در ماهواره‌ها باید به گونه‌ای طراحی شوند تا توان مقاومت در برابر تابش‌های کیهانی را در مدت عمر خود در ماهواره داشته باشند. آثار رایجی که ماهواره‌ها باید در برابر آنها مقاوم باشند شامل دزکل، آثار آسیب جابه‌جاشدگی، آثار تک اتفاق‌ها و تخلیه الکترواستاتیکی هستند.

به‌طور کلی آثار تشعشعات کیهانی دو دسته‌اند: آثار یونیزاسیون و آثار غیر یونیزاسیون (غیر یونیزان). آثار یونیزاسیون شامل آثار تک اتفاق و آثار انجام یونش کلی است که با یونیزه کردن قطعات و تولید جفت الکترون - حفره به قطعات آسیب وارد می‌نمایند. آثار غیر یونیزاسیون با اثری مانند جابه‌جایی اتم‌ها در ساختار کریستالی سبب آسیب قطعات می‌شوند. شارژ الکترواستاتیکی در یک ماهواره که از فضای نزدیک زمین عبور می‌کند، اتفاق می‌افتد و به‌صورت برآیند جریان‌های بین فضایما و پلاسمای محیط است. عدم توازن پلاسمای محیط سبب می‌شود تا از طریق ایجاد قوس الکتریکی و دشارژ ماهواره تعادل برقرار شود. در صورت بروز اختلاف شارژ در سطح ماهواره، مشکلات جدی بروز خواهد کرد [۱]. پرتاب اسپوتنیک در سال ۱۹۵۷ م برای نخستین بار مسئله شارژ ماهواره را مورد توجه قرار داد. در سال ۱۹۶۱ م، اولین مقاله بررسی شارژ ماهواره توسط چوپرا ارائه شد و اولین کتاب درباره شارژ ماهواره نخستین بار در سال ۱۹۶۵ م توسط سینگر منتشر شد [۱۰]. اهمیت موضوع شارژ ماهواره باعث ارائه نرم‌افزارهای تخصصی در این زمینه شده است. از جمله نرم‌افزارهای تخصصی در این حوزه، NASCAP^۱ (محصول ایالات متحده آمریکا) [۱۱]، MUSCAT^۲ (محصول آژانس فضایی ژاپن) [۱۲] و SPIS (محصول اتحادیه اروپا) [۱۳] می‌باشد. از آخرین اقدامات انجام شده در این زمینه نیز می‌توان به موارد ذیل اشاره کرد.

در مآخذ [۲] به بررسی WAKE در مدار LEO با استفاده از سه نرم‌افزار NASCAP، SPIS و MUSCAT پرداخته و یک نمونه آزمایشگاهی توسط این سه نرم‌افزار مقایسه شده است. در مآخذ [۳] به مطالعه و شبیه‌سازی پلاسمای کم انرژی بر مدار گرد خورشید با استفاده از SPIS پرداخته و برهم‌کنش پلاسمای با مدارگرد خورشید بررسی کرده است. در مآخذ [۴] به شبیه‌سازی و تحلیل شارژ دو فضایمای مخابراتی و SCATHA با استفاده از SPIS و NASCAP/GEO در مدار GEO پرداخته شده است و به مقایسه این دو نرم‌افزار، تحلیل وضعیت خروج از

گرفتگی و نحوه برهم‌کنش ذرات محیط با فضایما پرداخته شده است. در ادامه، در بخش ۲ به جمع‌شدن جریان پرداخته خواهد شد. در بخش ۳ به بررسی فیزیک تخلیه الکترواستاتیکی و در بخش ۴ به معرفی نرم‌افزار می‌پردازیم و در نهایت در بخش ۵ نتیجه‌گیری خواهد شد.

۲-۲. جمع‌شدن جریان

۲-۱-۱. جمع‌شدن الکترون

فضایماهای LEO با سرعت زیاد نسبت به الکترون‌های محیط پلاسمای در حال حرکت‌اند. در دمای پلاسمای LEO^۱، الکترون‌های محیط با سرعت‌های بیشتر از سرعت مداری در حال حرکت هستند. از اینرو، الکترون‌ها می‌توانند روی سطوح رسانا جمع شوند که این موضوع سبب عدم شارژ کافی می‌شود. به‌طور کلی، جمع‌شدن الکترون به‌خوبی با نظریه پروب^۵ شرح داده شده است [۵]. برای سازه‌های کوچکتر از طول دبای با زمان کم نظریه مدار محدود می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. جریان الکترونی جمع‌آوری شده از یک پلاسمای را می‌توان با معادله $I_e = j_0 A_s$ ، که در آن I_e جریان الکترون، A_s مساحت ناحیه مؤثر برای جمع‌شدن الکترون و j_0 شار حرارتی الکترون است توصیف کرد. برای j_0 معادله ۱ را داریم:

$$j_e = (n_e e / 4) (8kT_e / \pi m_e)^{0.5} \quad (1)$$

$$j_0 = 2.68e - 12n_e T_e^{0.5} \quad (2)$$

به‌طوری‌که در این رابطه e بار الکترون، n_e چگالی الکترونی در هر سانتی‌متر مکعب و T_e دمای الکترون بر حسب الکترون ولت است. مثلاً در یک پلاسمای معمولی LEO با ۱۰۶ الکترون بر سانتی‌متر مکعب و دمای ۰/۱ الکترون ولت انتظار داریم شار حرارتی الکترون در حدود ۱/۵ میکروآمپر بر سانتی‌متر مربع و یا در حدود ۱۵ میلی‌آمپر بر مترمربع باشد. جمع الکترون‌ها در LEO همچنین بر وسایل حامل در پلاسمای اثر می‌گذارند [۶].

۲-۲-۲. جمع‌شدن یون

در حالی‌که الکترون‌ها از تمام جهات در LEO جمع می‌شوند، فضایما در LEO با سرعت فراصوت نسبت به یون‌ها در حال حرکت است، بنابراین یون‌ها تنها با سطوح چکشی^۶ (کوبه، قوچی) جمع می‌شوند. در واقع، چون نقاط رسانای ساختار دارای

ابعاد بسیار بیشتری نسبت به پوسته پلاسمای تعریف شده هستند، شار مؤثر یون‌ها به سطوح خود، برابر با شار چکشی یون‌های روی سطوح رو به جلو آنهاست. در اینجا $F = nv$ ، که در آن n چگالی عددی الکترون و یون و v سرعت فضایی است. اگر A_{nm} مساحت چکشی رو به هادی باشد، I_e جریان یونی و q بار یون باشد، معادله ۳ برقرار است:

$$I_i = qnVA_{nm} \quad (3)$$

برای مدار LEO مقدار آن $1.2e - 15 nA_{nm} amps$ می‌شود. برای چگالی در حدود 10^{12} فوت متر مکعب، جریانی در حدود $1 mA f m^2$ می‌دهد. پس با یک حساب سرانگشتی مناسب، جریان یونی بر ای LEO، حدود $1 mA$ در مترمربع خواهد بود.

۳. بررسی فیزیک تخلیه الکترواستاتیکی

شارژ فضایی فرایندی است که از طریق آن یک فضایی پتانسیل الکتریکی نسبت به محیط اطراف به دست می‌آورد. این تجمع بار الکتریکی روی فضایی ناشی از فعل و انفعالات بین فضایی و پلاسمای محیط و یا محیط تابشی است. شارژ فضایی را می‌توان به چند دسته تقسیم کرد:

۱. شارژ سطحی (یا خارجی)

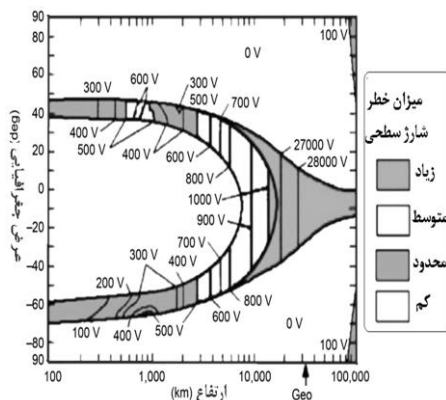
۲. شارژ انباشته، بالک (یا داخلی) دی‌الکتریک

در فضا الکترون و یون با چگالی مختلف وجود دارد، که با برخورد به بدنه ماهواره موجب ایجاد این دو پدیده می‌شوند که شارژ سطحی و شارژ درونی نام دارند. یک خطر مهم در نتیجه این پدیده‌ها رخ دادن تخلیه الکترواستاتیکی است.

۳-۱. شارژ سطحی

این نوع شارژ روی سطح و به علت برخورد ذرات با بدنه ماهواره و انباشته شدن بار الکتریکی روی سطح ماهواره به وجود می‌آید و سبب ایجاد پتانسیل منفی روی بدنه ماهواره می‌شود. بدنه ماهواره، که از مواد رسانا ساخته شده است، به عنوان یک نقطه زمین در مدار فضایی عمل می‌کند. جریان به / از قطعات رسانا در فضا و ظرفیت خازنی بین بدنه فضایی و محیط فضا، پتانسیل بدنه نسبت به پلاسمای محیط فضا را تعیین می‌کند. اکثر ذرات مؤثر بر وضعیت شارژ، الکترون‌ها و یون‌ها، با انرژی در محدوده ۱ الکترون ولت تا ۵۰ هزار الکترون ولت در محیط پلاسمای هستند. به دلیل تفاوت هندسه و خواص مواد سطح

فضایی، مناطق مختلف در سطح می‌توانند تا سطوح مختلف شارژ شوند. در شارژ سطحی، جریان‌ها از حرکت الکترون‌های محیط، یون‌ها، الکترون‌های ثانویه و فوتوالکترون‌های حاصل از یک جریان خالص در سطح خارجی بدنه ماهواره‌ها به وجود می‌آیند. به طور کلی، می‌توان شارژ سطحی را براساس به دست آوردن پتانسیل نسبی در مقایسه با پتانسیل محیط اطراف خود به دو نوع تقسیم کرد. این دو نوع شارژ سطحی چارچوب (فریم) و شارژ دیفرانسیلی هستند [۷]. شارژ فریم، گاهی به شارژ مطلق یا سیستم اصلی (پردازنده مرکزی) اشاره شده است و وقتی ماهواره به عنوان یک کل، یک پتانسیل خالص نسبت به پلاسمای محیط به دست می‌آورد، رخ می‌دهد. شارژ فریم تقریباً آنی، با مشخصه دوره‌هایی در حدود میکروثانیه صورت می‌گیرد. از سوی دیگر، شارژ دیفرانسیلی وقتی رخ می‌دهد که بخش‌های مختلف ماهواره با پتانسیل‌های مختلف شارژ شده باشند و به تدریج (با دوره چند ثانیه تا چند دقیقه) رخ می‌دهد. در شکل ۱ الگوی میزان خطر شارژ سطحی نسبت به ارتفاع و عرض جغرافیایی نمایش داده شده است. همان‌گونه که در مشاهده می‌شود، میزان خطر تخلیه الکترواستاتیکی ناشی از شارژ سطحی در مدار GEO و عرض جغرافیایی ۲۰- تا ۲۰ درجه نسبت به سایر نقاط بیشتر است.



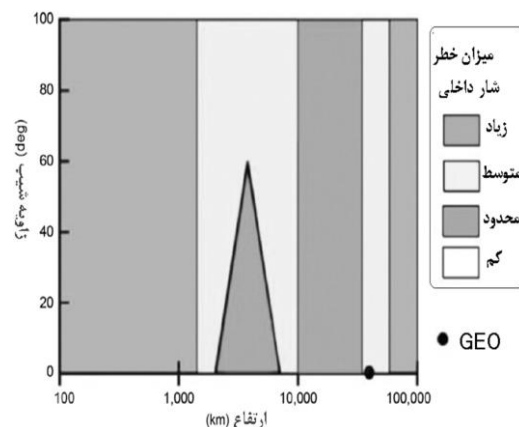
شکل ۱. الگوی میزان خطر شارژ سطحی

نسبت به ارتفاع و عرض جغرافیایی [۱۴]

۳-۲. شارژ درونی

الکترون‌های پرانرژی به داخل بدنه ماهواره نفوذ و داخل ماده ایجاد بار منفی می‌کنند. شارژ داخلی یا توده‌ای، همچنین به شارژ دی‌الکتریک عمیق اشاره می‌کند، شارژ جمع شده رو و درون مواد عایق یا هادی‌های شناور داخل ماهواره است.

الکترون‌های پرنرژی با انرژی از ۳۰۰ کیلو الکترون ولت تا ۵ مگا الکترون ولت می‌توانند به سطح فضاپیما نفوذ کنند. شارژ داخلی به چهار عامل محیط، ضخامت حفاظ فضاپیما، مشخصه و شکل (قالب) مواد شارژ شده وابسته است [۸]. وقتی میزان الکترون‌های پرنرژی ته‌نشست شده روی سطح یا محاط شده داخل دی‌الکتریک بیشتر از سرعت شارژ نشت شده به بیرون^۸ باشد، پتانسیل شروع به افزایش می‌کند. وقتی پتانسیل میدان الکتریکی تولیدشده به مقدار شکست دی‌الکتریک می‌رسد، دشارژ داخلی رخ خواهد داد. این دشارژ داخلی می‌تواند به اجزای حساس الکترونیکی نفوذ کرده و سبب نوفه، نقص یا حتی سوزاندن صفحات مدار شود. در شکل ۲ الگوی میزان خطر شارژ درونی نسبت به ارتفاع و زاویه شیب نمایش داده شده است.



شکل ۲. الگوی میزان خطر شارژ داخلی [۱۴]

۴. نرم‌افزار SPIS [۹]

نرم افزار SPIS برای اولین بار در سال ۲۰۰۴ م برای مدل کردن و شبیه‌سازی برهم کنش‌های پلاسمای فضایی با ماهواره ارائه شد. این نرم‌افزار توانایی پیش‌بینی مقدار بار الکترواستاتیکی و پتانسیل سطحی (به‌صورت مطلق و نسبی) را در ماهواره دارد و دارای دو بخش اصلی می‌باشد:

۱. SPIS-UI: این بخش وظیفه ارتباط بخش اصلی با نرم‌افزارهای جانبی CAD و نمایش هندسه و تنظیم ورودی‌ها و و بررسی خروجی‌ها را برعهده دارد.
۲. SPIS-NUM: این بخش، قسمت اصلی نرم‌افزار است و حاوی قسمت‌های ریاضی مختلف برای شبیه‌سازی می‌باشد.

ساختار و الگوریتم داخل نرم‌افزار به‌صورت شکل ۳ است.

۴-۱. مراحل کار با نرم افزار

۴-۱-۱. شکل و هندسه ماهواره

در این بخش می‌توان از نرم‌افزارهای طراحی به‌کمک کامپیوتر برای ترسیم شکل ماهواره استفاده کرد. همچنین می‌توان از ابزارهای رسم شکل خود SPIS استفاده نمود. در شکل ۴، یک جزء نشان‌دهنده خود ماهواره است و قسمت دیگر مربوط به پائل خورشیدی است و ناحیه بیضی‌گون ناحیه‌ای از فضای اطراف ماهواره را نشان می‌دهد.

۴-۱-۲. مش‌بندی

در این مرحله هندسه سه‌بعدی ماهواره و فضای اطراف آن مش‌بندی می‌شود.

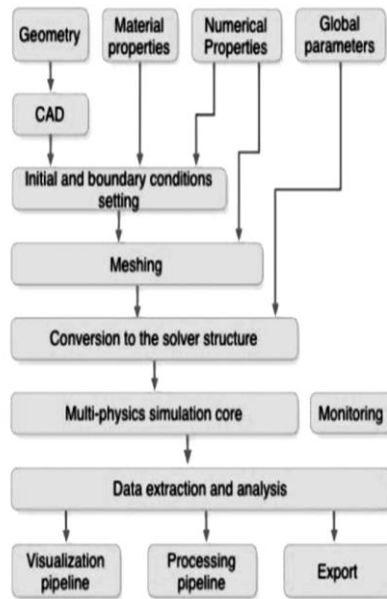
۴-۱-۳. تعیین خواص گروه‌های مختلف

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

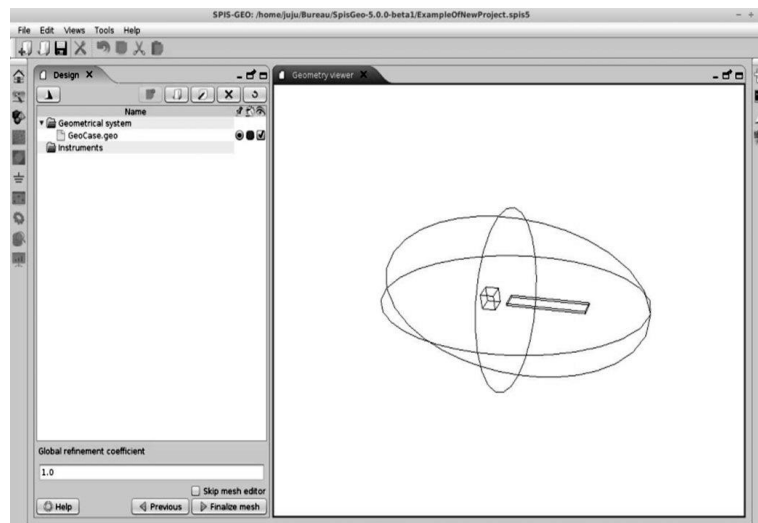
۱. خصوصیات مواد: مواد به‌کار رفته در ساختار ماهواره و خصوصیات فیزیکی و شیمیایی و الکتریکی آنها
 ۲. خصوصیات فیزیکی: شرایط مرزی در حل معادلات الکترواستاتیک خصوصاً پلازما و محیط تعریف می‌شود
 ۳. خصوصیات شبیه‌سازی عددی: شامل دقت شبیه‌سازی و الگوریتم‌های همگرایی برای محاسبات تنظیم می‌گردد
- خصوصیات فوق را می‌توان به‌طور همزمان برای گروهی از صفحات^۹ یا گروه حجم‌ها^{۱۰} تعریف کرد.

۴-۱-۴. تنظیم مدار الکتریکی داخلی

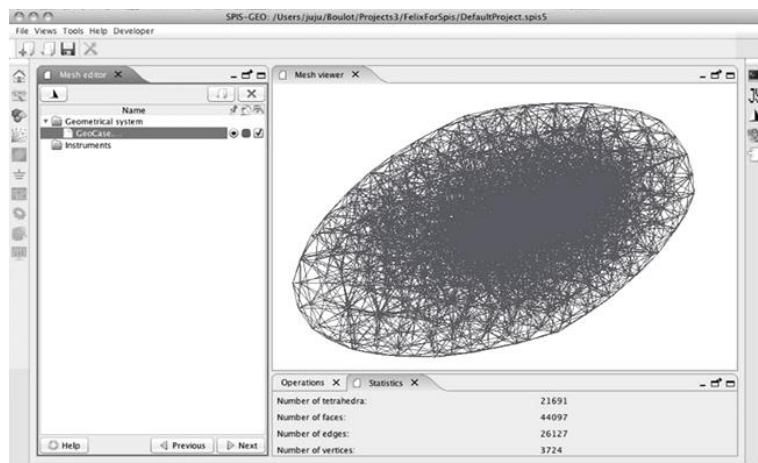
در نرم‌افزار SPIS می‌توان ساختار ماهواره را توسط ماکرونودهای الکتریکی تعریف کرد. به‌صورت پیش‌فرض این ماکرونودها در محیط پلازما شناور بوده و هیچ ارتباط الکتریکی با هم ندارند، اما می‌توان با تعریف یک مدار داخلی این ماکرونودها را براساس درک درستی از ارتباط الکتریکی بین اجزاء ماهواره توسط المان‌هایی مانند مقاومت، خازن یا مولد ولتاژ به‌هم مرتبط ساخت.



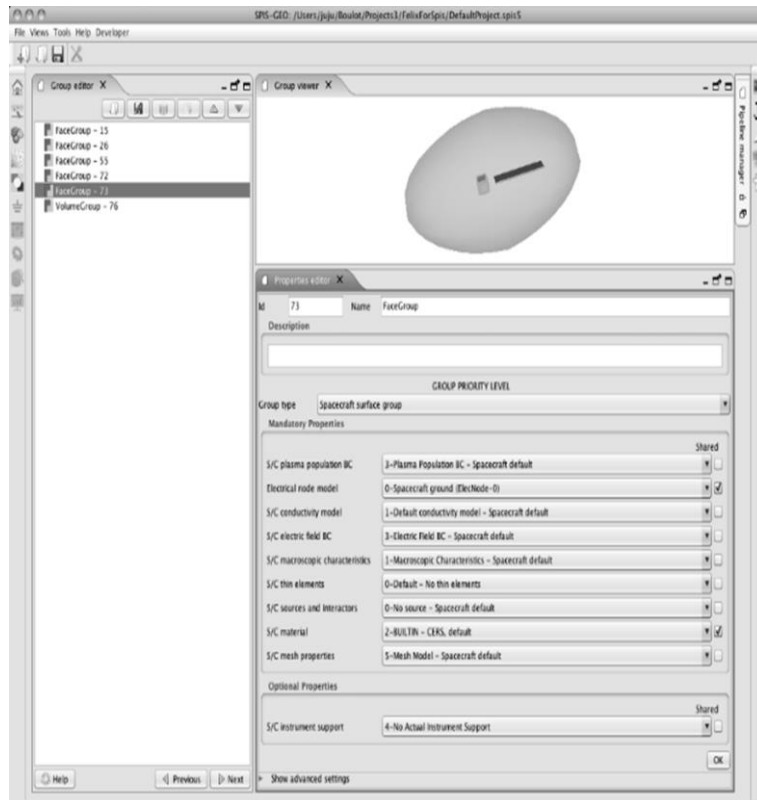
شکل ۳. ساختار و الگوریتم نرم افزار [۹]



شکل ۴. ترسیم اجزا ماهواره با نرم افزارهای طراحی به کمک کامپیوتر



شکل ۵. انجام عملیات مش بندی [۹]



شکل ۶. تنظیمات مربوط به گروه بندی [۹]

۴-۱-۵. 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، اما برخلاف پارامترهای وارد شده در بخش گروه‌ها، در هر نود محاسباتی به‌کار گرفته نمی‌شوند.

۴-۲. نحوه شبیه‌سازی پدیده شارژینگ توسط SPIS

جهت اجرای یک شبیه‌سازی تقریباً ۲۰۰ پارامتر (پارامترهای کلی یا جزئی مورد استفاده در نودها) باید توسط کاربر تنظیم شود. به‌طور کلی این پارامترها در چهار حوزه تعریف می‌شوند:

۱. پارامترهای مربوط به مواد و ذرات (ذراتی چون الکترون، یون و منابع پلاسمایی مصنوعی)
۲. پارامترهای مربوط به میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی
۳. پارامترهای مربوط به نحوه برهم‌کنش سطح ماهواره (القای فوتونی، القاء و تولید ذرات باردار ثانویه)
۴. پارامترهای مربوط به پتانسیل سطوح (رسانایی سطوح، پتانسیل بایاس و جز این‌ها)

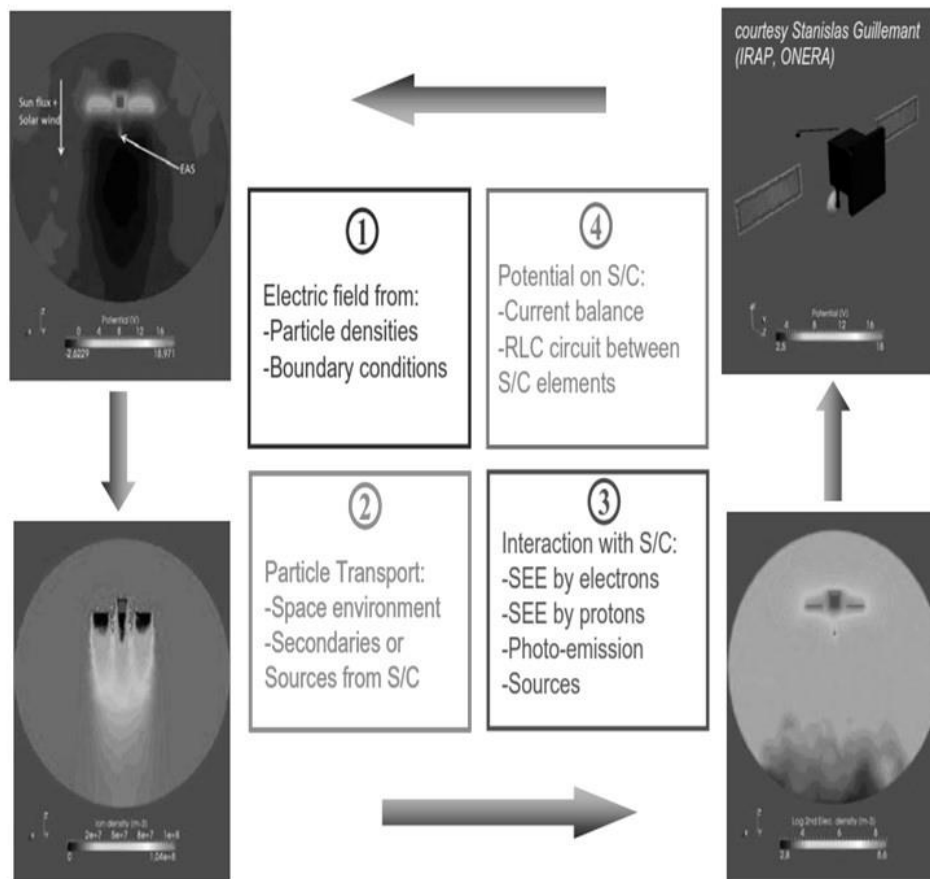
۴-۳. محاسبه میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی

ماهواره‌ها در حین حرکت در فضا در محیط پلاسما غوطه‌ورند. این محیط پلاسما حاوی ذرات باردار مثبت یا منفی است که طبق معادلات الکترومغناطیس، ماکسول، کولن و گوس می‌تواند در اطراف خود میدان‌های الکتریکی تولید کند. همچنین میدان‌های مغناطیسی تولید شده در زمین باعث می‌شود در محل ماهواره و فضای پلاسمای اطراف آن بتوان یک میدان مغناطیسی ثابت در نظر گرفت. به‌منظور شروع بحث فرایند شارژینگ الکترواستاتیک ابتدا بخشی از پلاسمای اطراف ماهواره در نظر گرفته می‌شود. این حجم را می‌توان آنقدر بزرگ گرفت که بتواند تمامی آثار محیط پلاسما روی ماهواره را دربر گیرد. این حجم در نرم‌افزار SPIS به حجم محاسباتی معروف است. ابعاد حجم این پلاسما که باید در شبیه‌سازی مد نظر باشد وابسته به ابعاد ماهواره و طول دبای پلاسمای محیط است، مثلاً در محیط GEO با توجه به اینکه طول دبای پلاسما از مرتبه متر است، پلاسمای موجود تا چند متر دورتر از ماهواره می‌تواند بر شارژینگ سطحی اثر بگذارد، در حالی که در محیط LEO طول دبای از مرتبه سانتی‌متر بوده و بررسی آثار محیط پلاسمای

نزدیک به سطح ماهواره کافی است. در هر صورت با در نظر گرفتن بخشی از محیط پلاسما که ماهواره در آن غوطه‌ور است در ابتدا توسط الگوریتم‌های مونت‌کارلو توابع توزیع چگالی بار و دینامیک پلاسمای اطراف ماهواره تعیین می‌شود. در این بخش چگالی بار اطراف ماهواره و تغییرات زمانی آن مشخص می‌شوند. همچنین در این بخش با توجه به جهت حرکت ماهواره آثاری که حرکت خود ماهواره نسبت به محیط پلاسما ایجاد می‌کند محاسبه می‌شوند. این آثار عبارت‌اند از فشرده شدن پلاسما در پیشانی ماهواره و ایجاد یک خلاء پلاسمایی پشت سر ماهواره که این موضوع به شدت بر نحوه شارژینگ اثرگذار

است. در مرحله بعد با استفاده از توزیع بار محاسبه شده در حجم محاسباتی براساس شرایط مرزی (دریکله، نیومن یا هر دو) در نظر گرفته شده در مرزهای حجم محاسباتی پلاسما و روی ماهواره معادله $\nabla \cdot E = \rho f \epsilon_0$ ، که به معادله پواسن معروف است، حل می‌شود.

با توجه به شکل نامنظم ماهواره (شکل ۸) این معادله به روش عددی حل می‌شود. بعد از حل این معادله مقدار \vec{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 ۷. مراحل انجام شبیه‌سازی [۹]

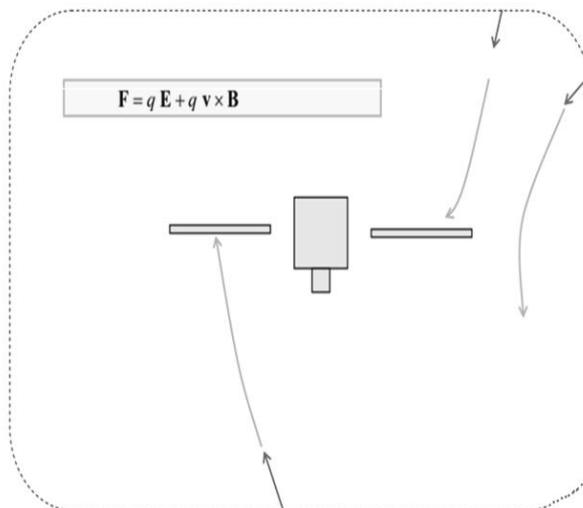
۴-۴. برهم‌کنش ذرات پلاسما با سطوح ماهواره

در مرحله بعد، با توجه به میدان الکتریکی و مغناطیسی محاسبه شده در نزدیکی سطوح ماهواره با توجه به اینکه این میدان‌ها می‌توانند به ذرات باردار پلاسمای حجم محاسباتی شتاب‌های مختلفی در جهات مختلف بدهند، برهم‌کنش این

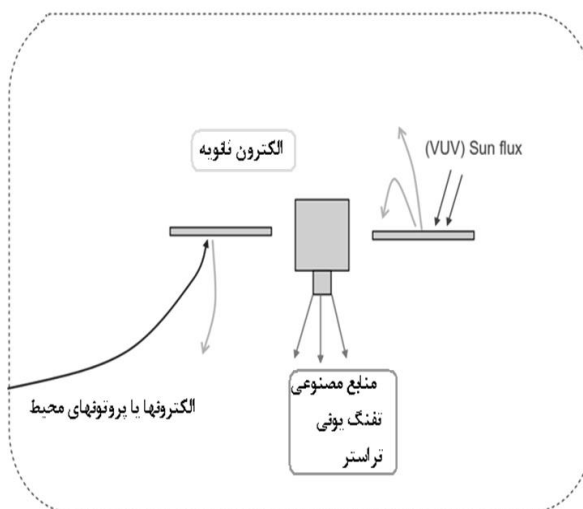
ذرات باردار با سطوح ماهواره محاسبه می‌شود. برهم‌کنش این ذرات باردار با سطوح سبب ایجاد الکترون ثانویه حاصل از برخورد الکترون و پروتون خواهد بود (شکل ۹). همچنین دو اثر جانبی دیگر نیز در این بخش در نظر گرفته می‌شود:

که به هر دلیل ممکن است در ماهواره وجود داشته باشند. به عنوان مثال موتورهای یونی استفاده شده در ماهواره که به عنوان کنترل کننده های وضعیت ماهواره مورد استفاده قرار می گیرند.

اثر اول مربوط به الکترون های ثانویه تولید شده در اثر برخورد نور خورشید با ماهواره است که این موضوع کاملاً به نحوه تابش نور خورشید و جهت آن وابسته است و در نرم افزار تنظیم می شود. اثر دوم به منبع یون های مصنوعی مربوط است



شکل ۸. برهم کنش در محیط پلاسما [۹]



شکل ۹. منابع تأثیر گذار بر ماهواره [۹]

محیط پلاسما می باشد، البته جمعیت الکترون ها و یون های پلاسما تا آخرین مراحل شبیه سازی در حال تغییر خواهند بود، زیرا دائماً ممکن است ذرات باردار جدیدی از پلاسما وارد حجم محاسباتی^{۱۱} شوند، همچنین به خاطر برهم کنش همین ذرات باردار یا برهم کنش نور خورشید با سطوح ماهواره ذرات ثانویه جدیدی تولید شده و وارد حجم محاسباتی می شوند. بنابراین تا پایان شبیه سازی، که زمان^{۱۲} آن توسط کاربر تعیین می شود،

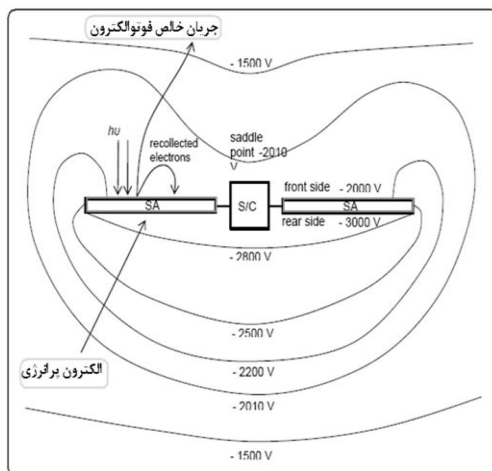
۵. مفهوم زمان در شبیه سازی پدیده شارژینگ

از لحظه ای که یک شی خارجی مانند ماهواره درون یک محیط پلاسما قرار می گیرد، وجود این شی پلاسمای موجود در آن ناحیه و میدان الکتریکی و مغناطیسی وابسته به آن را از حالت تعادل خارج و دچار آشفتگی می کند. نرم افزار SPIS در واقع ابزاری برای بررسی این آشفتگی هاست. اولین مرحله شبیه سازی بررسی آشفتگی ایجاد شده در جمعیت یون ها و الکترون های

سبب تغییر رفتار شارژینگ ماهواره شوند، تعدادی از این عوامل را می‌توان به‌صورت زیر بیان کرد:

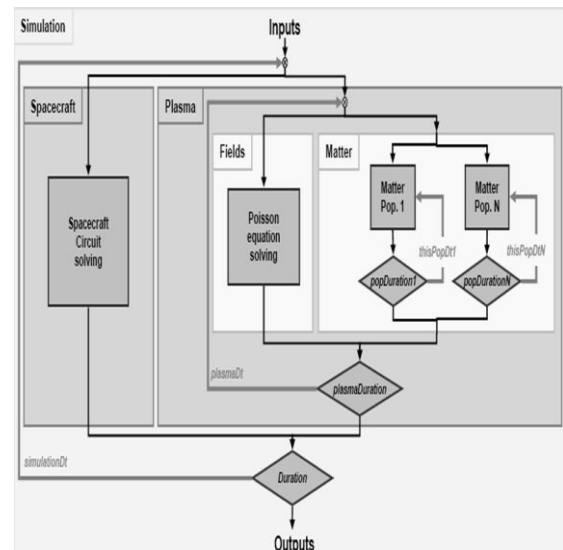
۱. تغییر مکان ماهواره و ورود به نواحی پلاسما با جمعیت ذرات متفاوت
۲. تغییر مکان ماهواره در خروج از شبمداری به روزمداری
۳. تغییر مکان ماهواره و تغییر زاویه تابش نور خورشید به ماهواره
۴. چرخش ماهواره به‌دور خودش و تغییر زاویه تابش نور خورشید به ماهواره
۵. روشن یا خاموش شدن یک موتور یونی برای تصحیح وضعیت ماهواره
۶. تغییر مدار الکتریکی معادل ماهواره
۷. تغییر ظرفیت خازنی ماهواره
۸. تغییر رسانایی سطوح ماهواره

نرم‌افزار SPIS با توجه به پروفایل زمانی خود برای انجام شبیه‌سازی امکان بررسی تمام این حالات گذرا را دارد. به‌عنوان مثال برای در نظر گرفتن تمام حالات شارژینگ ماهواره در یک مدار LEO می‌توان یک مدار را در ناحیه روز به ۵ قسمت و تمام شب را به یک فرم در نظر گرفت و سپس زاویه خورشید با یک سطح مرجع را در ماهواره محاسبه و سپس برای بازه‌های زمانی simulation Dt جهت جدیدی برای تابش خورشید (یا عدم وجود خورشید) تعریف کرد، در این صورت می‌توان رفتار پتانسیل سطوح ماهواره (شکل ۱۱) را در یک چرخش مشاهده کرد.



شکل ۱۱. پتانسیل اطراف ماهواره [۹]

تغییرات لحظه‌ای جمعیت ذرات باردار مثبت می‌شود. بازه‌های زمانی برای بررسی جمعیت ذرات باردار با کیفیت ذرات^{۱۳} تعیین می‌شود که در شکل ۱۰ نمایش داده شده است. این زمان به‌طور پیش‌فرض در نرم‌افزار از مرتبه میکروثانیه است.



شکل ۱۰. محاسبه زمان شبیه‌سازی [۹]

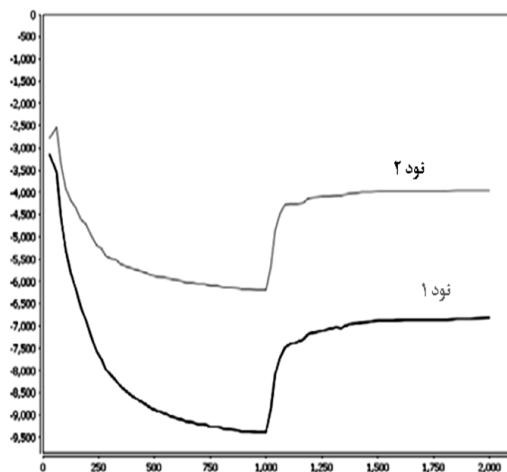
۶. محاسبه پتانسیل و اختلاف پتانسیل نسبی سطوح ماهواره

در مرحله دوم شبیه‌سازی نرم‌افزار، در انتهای هر یک از بازه‌های زمانی پلاسما^{۱۴} کمیت‌های ماکروسکوپی پلاسما را با حل معادله $\nabla \cdot E = \rho f \epsilon_0$ محاسبه می‌کند. در مرحله نهایی براساس میدان‌های الکتریکی و پتانسیل پلاسما مقدار پتانسیل سطوح ماهواره با توجه به مدار الکتریکی معادل ماهواره در هر کدام از سوپرنوئدهای از قبل مشخص شده برای ماهواره محاسبه می‌شود. این کار در انتهای بازه زمانی انجام می‌شود. مقدار نوعی simulation Dt در بعضی حالت‌ها کمتر از ۱ ثانیه و در حالات دیگر ممکن است تا ۱۰۰ ثانیه باشد. نتایج توسط نرم‌افزار در انتهای هر simulation Dt برای نمایش در بخش خروجی نگه داشته می‌شود. براساس نتایج حاصل، در این مرحله رفتار زمانی تغییر پتانسیل و دیگر کمیت‌های مورد نظر بررسی می‌شود.

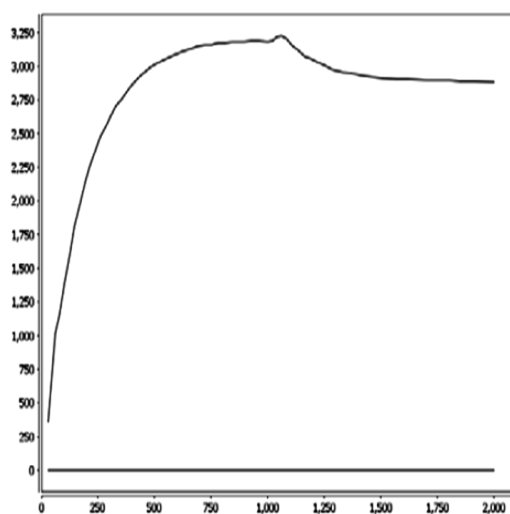
۷. بررسی پدیده‌های گذرا یا متغیر با زمان

وقتی یک ماهواره در اطراف زمین می‌چرخد در زمان‌ها و مکان‌های مختلف ممکن است عوامل طبیعی و حتی مصنوعی

در این ماهواره بدنه به‌عنوان نود ۱ و پانل سلول خورشیدی نود ۲ در نظر گرفته شده است. در شکل ۱۴ پتانسیل نود ۱ پایین‌تر از پتانسیل نود ۲ قرار گرفته است و در شکل ۱۵ اختلاف پتانسیل بین این دو نود را نشان می‌دهد.



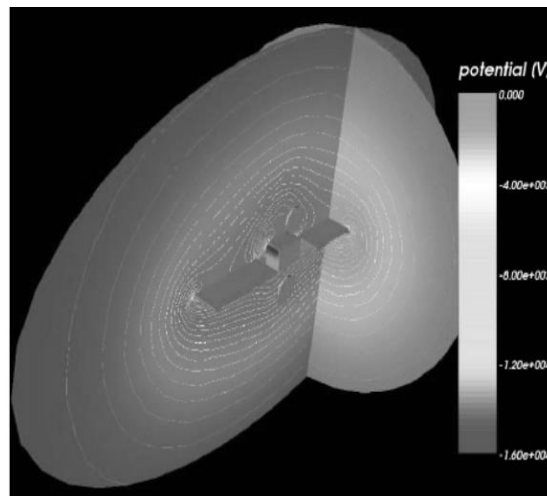
شکل ۱۴. پتانسیل بدنه و پانل خورشیدی [۱۶]



شکل ۱۵. اختلاف پتانسیل بین بدنه و پانل خورشیدی [۱۶]

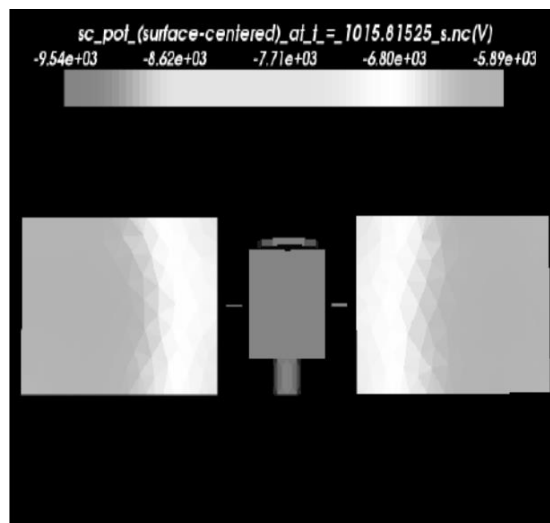
با توجه به این دوشکل اختلاف پتانسیل بین دو نود که در حال زیاد شدن بوده است به‌محض رسیدن به ناحیه روزمندی کاهش می‌یابد. در این نرم‌افزار امکان شبیه‌سازی اثر خود سایه نیز قابل ارزیابی است، این موضوع در شکل ۱۶ نشان شده است. همچنین چنانچه ماهواره‌ای در حال چرخش باشد، آثار این چرخش در پتانسیل و میزان رسانندگی سطوح مختلف قابل ارزیابی است. طبیعی است که فوتوالکترون روی آرایه بیشترین مقدار را دارد.

به‌عنوان مثال چنانچه محور Z به‌سمت بالای صفحه و به سمت خورشید باشد، در یک ماهواره نوعی خطوط هم‌پتانسیل اطراف یک ماهواره GEO به‌صورت زیر خواهد بود. پروفایل سه بعدی خطوط هم‌پتانسیل برای این ماهواره نوعی توسط نرم‌افزار به‌صورت شکل ۱۲ به‌دست می‌آید.

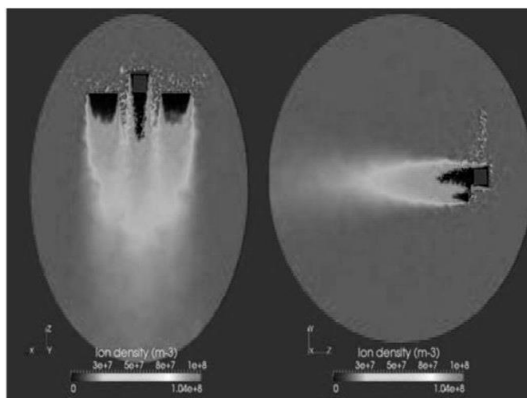


شکل ۱۲. پتانسیل اطراف ماهواره [۱۶]

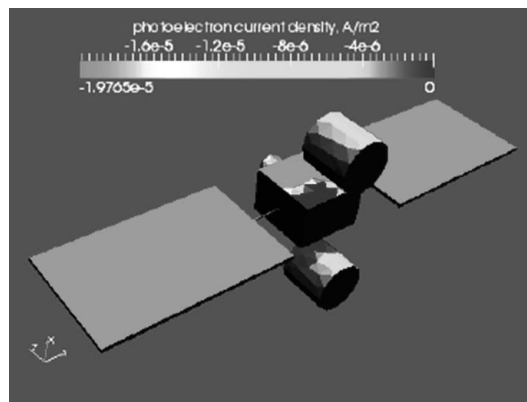
همچنین می‌توان پروفایل دوبعدی تغییرات پتانسیل را روی سطوح به‌صورت شکل ۱۳ مشاهده کرد. در این ماهواره طبق سناریوی تعریف‌شده برای شبیه‌سازی شارژینگ ماهواره از لحظه صفر تا ۱۰۰۰ ثانیه در ناحیه سایه زمین قرار دارد و در این لحظه طی یک گذار ۶۰ ثانیه‌ای از سایه به ناحیه روشن می‌رود. شکل‌های ۱۴ و ۱۵ تغییرات پتانسیل سطوح ماهواره را در ۲۰۰ ثانیه نشان می‌دهند.



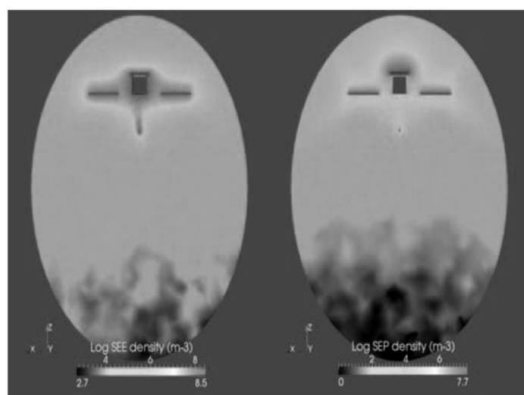
شکل ۱۳. پتانسیل اطراف ماهواره به‌صورت دوبعدی [۱۶]



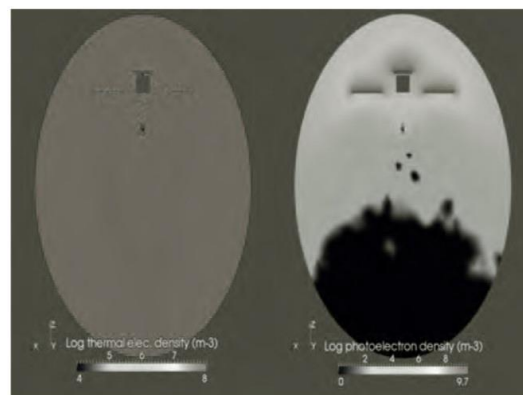
شکل ۱۷. شبیه‌سازی چگالی یونی [۹]



شکل ۱۶. شبیه‌سازی اثر سایه [۱۵]



شکل ۱۹. شبیه‌سازی چگالی الکترونی ثانویه ناشی از الکترون و پروتون [۹]



شکل ۱۸. شبیه‌سازی اثر فوتوالکترون و الکترون‌های حرارتی [۹]

۸. نتیجه‌گیری

سطحی و شارژ درونی دو عامل تخلیه الکترواستاتیکی هستند. با افزایش ارتفاع از سطح زمین خطر تخلیه الکترواستاتیکی افزایش می‌یابد. با توجه به توضیحات بخش ۴ نرم‌افزار SPIS جهت تحلیل برهم کنش پلاسما با ماهواره یا فضاپیما نرم‌افزار قدرتمندی محسوب می‌گردد.

ماهواره‌ها در فضا با پدیده‌هایی شامل دزکل، آثار آسیب جابه جاشدگی، آثار تک اتفاق‌ها و تخلیه الکترواستاتیکی مواجه‌اند. با توجه به آثار ذکر شده، مهم‌ترین اثر در شکست یک مأموریت تحت تابش فضایی اثر تخلیه الکترواستاتیک است که در چند سال اخیر به‌شدت مورد توجه قرار گرفته است. شارژ

۹. مأخذ

- [1] D. C. Ferguson, NASA Marshall Space Flight center, Huntsville, Alabama, 35812, New NASA-STD-4005 and NASA-HDBK-4006, Presented at the 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, September 17-20, 2007.
- [2] Davis, V. A., M. J. Mandell, D. C. Cooke, A. Wheelock, J-C. Mateo-Velez, J-F. Roussel, D. Payan, M. Cho, and K. Koga. "Comparison of low earth orbit wake current collection simulations using Nascap-2k, SPIS, and MUSCAT computer codes." *IEEE Transactions on Plasma Science* 41, no. 12 (2013): 3303-3309.
- [3] Guillemant, S., J. C. Matéo-Vélez, V. Génot, P. Sarrailh, A. Hilgers, and Ph Louarn. "Study and simulation of low energy plasma measurement on solar orbiter." In *Spacecraft Charging Technology Conference 2014 (13th SCTC)*. 2014.

- [4] Theillaumas, Brigitte, Marc Sévoz, Bjarne Andersson, Thomas Nilsson, Jean-Charles Matéo-Vélez, P. Sarrailh, Benoit Thiébault et al. "Simulation and analysis of spacecraft charging using SPIS-GEO and NASCAP-GEO." In *Spacecraft Charging Technology Conference 2014 (13th SCTC)*. 2014.
- [5] Chen, Francis F. "Electric probes, Plasma Diagnostic Techniques, eds. RH Huddleston and SL Leonard." (1965).
- [6] Vaughn, J. A., "Plasma Interactions with a Negative Biased Electrodynamic Tether", 8th Spacecraft Charging Technology Conference, Huntsville, AL, October 2003.
- [7] Olsen, Richard Christopher, Carl E. McIlwain, and Elden C. Whipple. "Observations of differential charging effects on ATS 6." *Journal of Geophysical Research* 86, no. A8 (1981): 6809-6819.
- [8] Robinson Jr, Paul A. *Spacecraft environmental anomalies handbook*. JET PROPULSION LAB PASADENA CA, 1989.
- [9] Benoît, Thiébault, Jean-Charles Mateo Velez, Julien Forest, Pierre Sarrailh, *ESA-SPIS-GEO-D7- SUM-2013-03-001*.
- [10] Tsoline, Mikaelian, *Spacecraft Charging and Hazard to Electronics in space*, May 2001.
- [11] Sanders, N. L., and G. T. Inouye. "NASCAP charging calculations for a synchronous orbit satellite." (1980).
- [12] Sengen, Tsukuba, *japan Aerospace Explorati Agency, DESIGN STANDARD CHARGING AND DISCHARGING*, 2012.
- [13] SPIS Home Page, <http://dev.spis.org/projects/spine/home/spis> (accessed August 2015).
- [14] Garrett, Henry B., and Albert C. Whittlesey. *Guide to mitigating spacecraft charging effects*. John Wiley & Sons, 2012.
- [15] Thiébault, B., J. C. Mateo Velez, D. Rodgres, *SPIS-GEO Simplified MEO/GEO tool for spacecraft charging*.
- [16] Jean-Charles Mateo-Velez, *Annex 1: spacecraft surface charging in GEO/MEO*.

پی‌نوشت

-
1. NASA Charging Analyzer Program
 2. Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool
 3. geostationary orbit
 4. low earth orbit
 5. probe
 6. ram
 7. frame
 8. leaks out
 9. surface groupe
 10. volume groupe
 11. computainal volume
 12. simulation duration
 13. population Dt
 14. plasma Dt