

بررسی فیزیکی محیط فضا، دوزیمتری اثر پرتوهای یون‌ساز فضایی (کمر بند ون آلن، پرتوهای کیهانی و ذرات خورشیدی) و تهیه نقشه دوز برای مأموریت‌های ماهواره‌ای دایروی.

سروش زمانی مقدم^{۱*} و ساسان زمانی مقدم^۲

^۱دانشکده فیزیک، گروه ذرات بنیادی و نظریه میدان، دانشگاه کاشان، کاشان، اصفهان، ایران.

^۲سازمان فضایی ایران، تهران، ایران.

*کاشان، دانشگاه کاشان، دانشکده فیزیک، گروه ذرات بنیادی و نظریه میدان، کدپستی: ۸۷۳۱۷-۵۳۱۵۳

پست الکترونیکی: zamani_moghaddam.s@kashanu.ac.ir

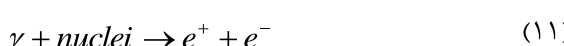
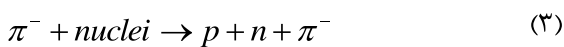
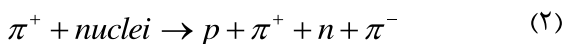
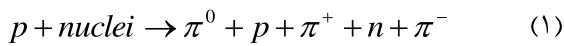
چکیده

یکی از عوامل مهم در طراحی ماهواره‌های فضایی، بررسی، تحلیل و اثرسنجی میزان دوز یونیزان کل حاصل از اثر پرتوهای یون‌ساز فضایی در قطعات موجود در تجهیزات ماهواره است که با در نظر گرفتن این پرتوهای موثر و سنجش میزان دوز القایی براساس داده‌های موجود در ارتفاعات مختلف می‌توان هزینه‌های ساخت، وزن ماهواره و در نتیجه میزان سوخت مورد نیاز را کاهش داد. طراحی بهینه ماهواره برای مقاومت در برابر تشعشعات یون‌ساز محیط فضا نیز می‌تواند اثر قابل توجهی در کاهش هزینه ساخت داشته باشد. دوز القایی باید برای مشخصات هر مأموریت به صورت جداگانه محاسبه شود. مشخصات اصلی مأموریت برای بررسی فیزیکی میزان تشعشعات القایی در حین مأموریت عبارتند از نقطه اوج، نقطه حضیض، زاویه میل مداری، مدت مأموریت، زمان آغاز مأموریت و شرایط محیطی فضا. در این مقاله برای نشان دادن خطرناک‌ترین قسمت‌های محیط فضا و همچنین میزان دوز القایی در مأموریت‌هایی با نقطه اوج و حضیض برابر، شبیه‌سازی‌ها در زوایای میل مداری مختلف از ارتفاع ۵۰۰ تا ۵۸۰۰۰ کیلومتر در نظر گرفته شده که تمام محیط اطراف زمین را شامل می‌شود. در این شبیه‌سازی‌ها که برای دوره حداقل فعالیت خورشیدی انجام شده است، یک نقشه دوز برای ارتفاعات و زوایای میل مداری مختلف رسم شده است. میزان دوز القایی در این نقشه دوز، حاصل از مجموع دوز القایی تمام عوامل پرتوی و پرتوهای یون‌ساز فضایی می‌باشد. شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که در زوایای میل مداری پایین و در ارتفاعات حدود ۱۱۰۰۰ تا ۱۲۰۰۰ کیلومتر، بیش‌ترین میزان آسیب دوز یونیزان کل به تجهیزات فضایی وارد خواهد شد. صحت نتایج به دست آمده توسط اسناد موجود در استانداردهای فضایی اروپا^۱ ارزیابی شده است. این نتایج توسط شبیه‌سازی‌های انجام شده با آخرین نسخه نرم‌افزار OMERE به دست آمده است.

کلیدواژه‌گان: تشعشعات فضایی، دوز یونیزان کل، ماهواره، ECSS، پرتو کیهانی کهکشانی، کمر بند ون آلن، ذرات خورشیدی، پرتو یون‌ساز، زاویه میل مداری.

^۱ECSS: European Cooperation for Space Standardization

کاملاً یونیزه هستند. تشعشعات فضایی این کپرتو هولوگراف شامل جابجایی ذره میزبان عمر مأموریت هاست. $\text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}$ است ولی آنها شامل یون‌های سنگین پر انرژی هستند که می‌توانند دوز قابل ملاحظه‌ای را القا کنند [۲،۳] و موجب آسیب در تجهیزات الکترونیکی فضاپیما و بدن فضاوردتها در فضا بشوند. برهمکنش این ذرات با اتمسفر سبب اندرکنش‌های زنجیره‌ای زیر می‌شود که به آن بارش جوی می‌گویند [۴،۵].



۳. طوفان‌های خورشیدی [۱]:

خورشید، با قطری برابر با ۱۳۹۲۰۰۰ کیلومتر و جرم 1.989×10^{30} کیلوگرم، حدود ۸/۹۹٪ جرم تمام منظومه شمسی را تشکیل می‌دهد. با آزاد شدن انرژی از خورشید، میلیون‌ها تَن ذره که شامل پروتون‌ها، الکترون‌ها و ذرات آلفای (هسته هلیوم) پر انرژی است آزاد می‌شود که با سرعت ۴۰۰ تا ۷۰۰ کیلومتر بر ثانیه منتشر می‌شوند و طوفان‌های خورشیدی نامیده می‌شوند. این ذرات باردار و یونساز، به صورت پیوسته از هاله بسیار داغ خورشید پس زده می‌شوند و با میدان مغناطیسی خورشید برهم‌کنش می‌کنند. در اصل دو نوع رویداد خورشیدی وجود دارد: نوع اول به صورت تدریجی است که مربوط به پس‌زنی‌های جرمی هاله

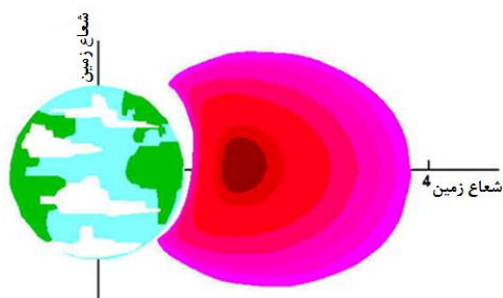
۱. مقدمه: بیان اهمیت شبیه‌سازی تشعشعات فضایی

تشعشعات فضایی یکی از عوامل تأثیرگذار در میزان عمر مأموریت‌های فضایی می‌باشد به طوری که با شبیه‌سازی میزان دوز القایی می‌توان تجهیزات را با در نظر گرفتن حاشیه طراحی با توان مقاومت پرتوی مناسب انتخاب کرد. در صورت عدم انجام این شبیه‌سازی‌ها، دو حالت ممکن است اتفاق بیفتد. حالت اول آن است که قطعات بسیار مقاوم‌تر از حالت مورد نیاز در نظر گرفته شود که هزینه ساخت پروژه را بسیار افزایش می‌دهد که البته این حالت به ندرت اتفاق می‌افتد. حالت دوم آن است که مقاومت پرتوی قطعات مورد استفاده کم‌تر از میزان تشعشعات القایی در حین مأموریت باشد که موجب شکست عملیات خواهد شد و منجر به تحمیل هزینه‌های سنگین می‌گردد. از نگاهی دیگر، به دلیل اینکه میزان ضخامت حفاظ مورد نیاز برای حفاظت قطعات الکترونیکی در برابر تشعشعات فضایی با میزان وزن ماهواره ارتباط مستقیم دارد، در صورتی که میزان تشعشعات محاسبه نشود، میزان ضخامت حفاظ بدون محاسبه دقیق در نظر گرفته خواهد شد. در صورتی که میزان در نظر گرفته شده کمتر از میزان مورد نیاز باشد، قطعات در حین مأموریت آسیب جدی خواهند دید و در صورتی که بیش از حد مورد نیاز باشد، وزن ماهواره بیش از میزان در نظر گرفته شده در بخش طراحی مفهومی خواهد بود که افزایش سوخت جهت پرتاب را در پی خواهد داشت. بنابراین مجموع وزن سنگین ماهواره و سوخت مورد نیاز برای ماهواره، اضافه بار مضاعفی را برای پرتابگر و به طور کلی مأموریت به همراه خواهد داشت. عوامل پرتوی فضایی به طور کلی به سه دسته کلی پرتوهای کیهانی، طوفان‌های خورشیدی و کمربند پرتوی ون آلن تقسیم‌بندی می‌شوند. در ادامه به توضیح محیط فضا از دیدگاه فیزیکی می‌پردازیم که معرفی عوامل پرتوی در فضا را شامل خواهد شد.

۲. پرتوهای کیهانی کهکشانی [۱]:

پرتوهای کیهانی، ذرات باردار پر انرژی هستند که حاصل از انفجار ابرنواخترها می‌باشند و منشأ آنها خارج از منظومه شمسی است. شار آنها با میزان فعالیت خورشیدی، رابطه کاملاً معکوس دارد. آنها شامل پروتون‌ها، الکترون‌ها و هسته‌های اتم

یافته‌اند. شعاع زمینی میانگین شعاع زمین برابر با ۶۳۷۱ کیلومتر است که به عنوان واحد برای اندازه‌گیری فاصله به کار می‌رود. کمربندها از ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتری تا حدود ۶۰۰۰۰ کیلومتری بالای سطح زمین گسترش یافته‌اند که در این منطقه میزان تشعشعات بنابر ارتفاع و زاویه میل مداری متغیر است. اکثر ذراتی که کمربندها را تشکیل می‌دهند، از بادهای خورشیدی و توسط پرتوهای کیهانی سرچشمه می‌گیرند. به دور زمین دو کمربند تشعشعی وجود دارد. کمربند داخلی (شکل ۱) شامل الکترون‌ها و پروتون‌های به دام افتاده^۱ است. این پروتون‌های پرتوهای حثی گاهی تا 60 MeV هم می‌توانند انرژی داشته باشند که از واپاشی نوترون‌های پرتوهای کیهانی تولید می‌شود. همچنین دارای الکترون‌هایی با حدود انرژی چند ده الکترون ولت هستند.



شکل (۱): کمربند داخلی ون آلن (پروتونی) [۴].

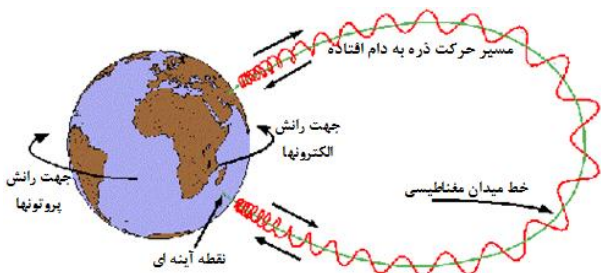
کمربند خارجی (شکل ۲) سرشار از الکترون‌های به دام افتاده و پر انرژی است که تا حدود 7 MeV انرژی دارند. میزان ورود و خروج‌های مکرر ذرات به داخل جو و برگشت آنها به فضا به شدت طوفان‌های خورشیدی و برهمکنش‌های خورشیدی با مگنتوسفر وابسته است و شار آن بیشتر از ناحیه داخلی است. تشعشعات جذب شده توسط این حلقه برای موجودات زنده مرگبار است و به عبارت دیگر در صورت عدم وجود این دو کمربند، حیات به وجود نمی‌آمد. هر ماهواره که در کمربند ون آلن قرار گیرد توسط ذرات باردار از بین خواهد رفت.

خورشیدی می‌باشد و با اکثریت پروتونی همراه است. نوع دوم به صورت ناگهانی است که مربوط به شعله‌های خورشیدی می‌باشد. ماهیت اصلی رویدادهای ذره‌ای خورشیدی، گداخت خورشیدی است که به صورت دوره‌ای دارای کمینه و بیشینه فعالیت خورشیدی است که از ۹ تا ۱۳ سال و به طور متوسط حدود ۱۱ سال می‌باشد. تعداد لگه‌های خورشیدی مشخص کننده دوره خورشیدی است. شفق قطبی در برخورد ذرات باردار با مگنتوسفر زمین که معمولاً الکترون، گاهی پروتون و ذرات سنگین‌تر با اتم‌ها و مولکول‌های در ارتفاعات بالاتر (اتمسفر از ۵۰ تا ۸۰ کیلومتر) هستند به وجود می‌آید. این ذرات ۱ تا ۱۰۰ کیلو الکترون ولت انرژی دارند. آنها در اصل از سوی خورشید به نزدیک زمین می‌آیند و بادهای خورشیدی کم انرژی نیز نامیده می‌شوند. همان‌طور که بیان شد، همین بادهای خورشیدی هستند که در برخورد با سطوح فوقانی جو زمین باعث ایجاد شفق قطبی و حتی گاهی اختلال جریان‌های برق و سیستم‌های ارتباطی در زمین می‌شوند.

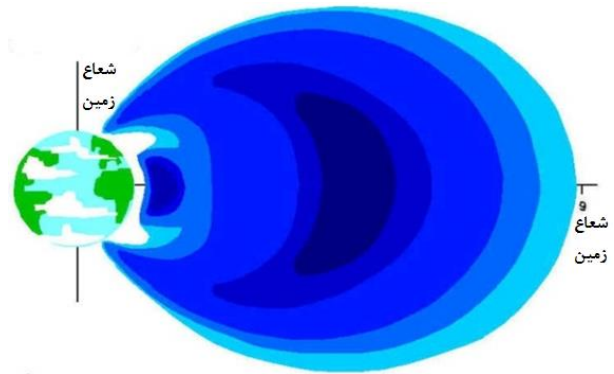
۴. کمربندهای پرتوی ون آلن [۱]:

هر سیاره یا قمری که یک میدان مغناطیسی به اندازه کافی قوی برای نگه داشتن ذرات را داشته باشد، کمربند تشعشعی به دور خود ایجاد می‌کند. اگرچه عبارت کمربند ون آلن به طور خاص به کمربندهای پرتوی به دور زمین اشاره دارد ولی کمربندهای تشعشعی مشابه به دور سیاره‌های دیگر از جمله مشتری نیز کشف شده است. آنها محیط‌هایی متراکم شامل الکترون‌ها و پروتون‌ها با انرژی زیاد هستند که در دو منطقه داخلی و خارجی واقع شده‌اند و توسط میدان مغناطیسی زمین، این سیاره را احاطه کرده‌اند. این کمربندها، ذرات کیهانی که به سوی زمین می‌آیند را جذب می‌کند. کمربندهای پرتوی محیط-هایی به شدت دینامیک هستند که تا فاصله‌ای بیش از ۷ برابر شعاع زمینی و تا حدود ۶۵ درجه از استوای زمینی گسترش

^۱ trapped



شکل (۳): حرکت سیکلوترونی ذرات در خطوط میدان مغناطیسی [۴].

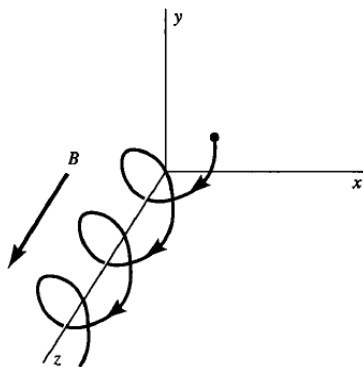


شکل (۲): کمربند خارجی ون آلن [۴].

که در آن $a = \frac{C_1}{\omega}$ و $b = \frac{C_2}{\omega}$ ، $\omega = \frac{qB}{m}$ بسامد سیکلوترونی، C_1 و C_2 ثابت‌هایی وابسته به جرم m ذره می‌باشند و از شرایط

$$A = \frac{v}{\omega} = v \frac{m}{qB}$$

اولیه حرکت به دست می‌آیند. همچنین: $A = \frac{v}{\omega} = v \frac{m}{qB}$. می‌توان نشان داد که معادله اخیر حتی در بررسی‌های نسبتی به صورت به دست آمده برقرار می‌ماند. بسامد زاویه ای مذکور در مسیر دایره ای که تصویر حرکت کل روی صفحه xy است، از سرعت ذره مستقل بوده و این اساس کارکرد سیکلوترون می‌باشد. البته لازم به ذکر است که از آنجایی که در بررسی نسیتی، جرم ذره در سرعت‌های نزدیک به سرعت نور افزایش می‌یابد، سیکلوترون نمی‌تواند ذرات را تا سرعت‌های بالا به صورت مصنوعی شتاب دهد و عملاً این کار توسط بتاترون‌ها و سنکروترون‌ها صورت می‌پذیرد. مولفه دیگر حرکت ذره که با سرعت ثابت ذره در جهت Z قرار داده شده صورت می‌پذیرد، انتقالی را به این حرکت دایره‌ای روی صفحه xy داده که باعث می‌شود مسیر کل ذره به صورت یک مارپیچ با شعاع به دست آمده قبلی به صورت شکل ۴ باشد:



شکل (۴): مسیر مارپیچی ذره باردار متحرک در میدان مغناطیسی [۵].

۵. حرکت سیکلوترونی ذرات در میدان مغناطیسی

زمین [۵،۶،۷].

برای بررسی مسیر حرکت ذرات باردار در اطراف کره زمین، با توجه به آنکه این محیط با میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی متغیر که تغییرشان عمدتاً مکانی می‌باشد احاطه شده است، ابتدا باید جزئیات دقیق و تغییرات آن را برحسب مکان دانست و معادله حرکت ذره را تحت تاثیر میدانها بررسی کرد. برای شروع، ابتدا حرکت ذره را تحت تاثیر میدان مغناطیسی ثابت در نظر میگیریم. این بررسی با توجه به تغییرات بلندبرد میدان و ثابت بودن آن در مقیاسهایی وسیع مسیر و برای فهم چگونگی حرکت چرخشی و سیکلوئیدی ذرات، منطبق با شکل ۳ لازم است. با فرض آنکه در امتداد طولی به اندازه L ، میدانی ثابت و یکنواخت به صورت $\vec{B} = B\vec{k}$ داشته باشیم، می‌توان معادله مسیر ذره ای به جرم m و بار q را تحت تاثیر این میدان، از حل معادلات جفت شده حرکت، در سه بعد به دست آورد که البته با توجه به آنکه شتاب ذره در راستای میدان یعنی \ddot{Z} برابر صفر خواهد بود، لذا سرعت حرکت ذره باردار در جهت Z ، ثابت خواهد بود. در این حالت می‌توان نشان داد که تصویر مسیر حرکت ذره مذکور بر صفحه xy ، دایره ای به شعاع R و مرکز (a,b) به صورت زیر خواهد بود:

$$(x-a)^2 + (y-b)^2 = R^2 \quad (۱۲)$$

صورت می پذیرد و لذا اثر مولفه E_y میدان الکتریکی، آن خواهد بود که حرکت انتقالی یکنواختی را در جهت x ، به آن حرکت دایره ای یکنواخت اضافه می کند. لذا مسیر حاصل در صفحه xy سیکلوئیدی است که شکل آن وابستگی شدیدی به مقدار E_y دارد که می تواند شکل های مختلفی چون حلقه ای و یا حلقه های نوک تیز بخود بگیرد که عموماً تحت عناوین سیکلوئیدی های حلقه ای، هلالی و موج شکل شناخته می شوند. سرعت انتقال مذکور در راستای x همان سرعت سوق ذره باردار در محیطی است که میدان های الکتریکی و مغناطیسی به هم تنیده شده است و از آنجایی که طبق شرایط تعریف شده اولیه برای میدان \vec{E} و \vec{B} ، $\vec{E} \times \vec{B} = \hat{i}(E_y B)$ (در راستای x) است، لذا $\vec{v}_D = \frac{a_y \hat{i}}{\omega} = \frac{E_y \hat{i}}{B}$ (سرعت سوق) می باشد و در حالت کلی لذا می توان سرعت سوق را بصورت دلخواه برداری $\vec{v}_D = \frac{\vec{E} \times \vec{B}}{B^2}$ به دست آورد. کاربرد رابطه مذکور در فیزیک پلاسما و برای بررسی در محیط های پلاسمایی نیز کاملاً شناخته شده می باشد. [۵،۶،۷]

۶. معرفی مختصر آسیب دوز یونیزان کل [۸]:

آسیب دوز یونیزان کل به آسیبی گفته می شود که در آن، ماده توسط ذرات عبوری از آن یونیزه می شود. در یک قطعه الکترونیکی مثل نیمه هادی دارای میدان الکتریکی، این اتفاق موجب برانگیختگی الکترون ها در اتم ها می شود. اگرچه درصد زیادی از این الکترون های برانگیخته بازترکیب می شوند، به علت وجود میدان الکتریکی، بازده این بازترکیب صد درصد نیست. برای مثال در یک ترانزیستور، الکترون ها و حفره هایی که بازترکیب نمی شوند، به سمت قطب مثبت میدان کشیده می شوند و حفره ها که دارای قابلیت تحرک بسیار کمتری نسبت به الکترون ها هستند، به سمت قطب منفی میدان حرکت می کنند. در نتیجه، مشخصات ساختار ماده عایق در ترانزیستور

از طرفی از آنجایی که در ناحیه مذکور میدان الکتریکی هم داریم، در گام بعدی می توان میدان الکتریکی را نیز به میدان مغناطیسی قبلی به صورت زیر اضافه کرد و معادله مسیر حرکت ذره باردار را تحت تاثیر هر دو میدان بدست آورد. با فرض آنکه به میدان B ثابت قبلی، میدان الکتریکی ثابت دیگری که در بازه خاصی به صورت $E = E_y \hat{j} + E_z \hat{k}$ مفروض است، اضافه کنیم، E_y و E_z هم مانند B ثابت هستند و میدان الکتریکی به موازات صفحه yz می باشد. برای بررسی معادله حرکت ذره، باز هم به معادلات حرکت جفت شده ای دست می یابیم که حل همزمان آنها و حذف پارامتر زمان t معادله مسیر ذره را بدست می دهد. در این حالت، حرکت ذره در راستای z نیز شتابدار است که فقط ناشی از نیروی الکتریکی وارد بر ذره ناشی از مولفه E_z میدان الکتریکی خواهد بود و لذا برخلاف حالت قبلی، حرکت شتابداری را با شتاب ثابت $a_z = \frac{qE_z}{m}$ برای ذره باردار مذکور در راستای z خواهیم داشت. نکته جالب تر آنکه معامله حاکم سرعت ذره \dot{x} ، مشابه با معادله نوسانگر هماهنگی است که تحت تاثیر نیروی ثابتی برابر $a_y \omega = \frac{qB}{m}$ و $a_y = \frac{aE_y}{m}$ در آن قرار گرفته است که در نهایت معادلات حرکت در راستای x و y به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{cases} x = C_x + A \sin(\omega t + \theta) + \frac{a_y t}{\omega} \\ y = C_y + A \cos(\omega t + \theta) \end{cases} \quad (13)$$

در اینجا نیز ثابت های C_x ، C_y ، A و θ از شرایط اولیه مسئله بدست می آیند. نکته مهم آنکه تنها در صورتی که $E_y = 0$ و لذا $a_y = \frac{aE_y}{m} = 0$ باشد، حرکت ذره در صفحه xy به صورت دایره ای به شعاع A خواهد بود که حول نقطه (C_x, C_y) با سرعت زاویه ای ω مطابق با:

$$(x - C_x)^2 + (y - C_y)^2 = A^2 \quad (14)$$

آورد. از خصوصیات برجسته این نرم‌افزار می‌توان به ارائه نقشه میدان مغناطیسی در ارتفاع مشخص در سال دلخواه اشاره کرد. این نرم‌افزار شامل تمام مدل‌های پرتوی برای ذرات یونساز، میدان‌های مغناطیسی و انواع محافظ با جنس‌های مختلف می‌باشد. علاوه بر این، می‌توان ماده هدف را تغییر داد. یکی از شاخصه‌های بارز این نرم‌افزار، محاسبه و رسم میزان دوز القا شده در ضخامت‌های مختلف از محافظ انتخاب شده، می‌باشد. این نرم‌افزار قادر به محاسبه میزان آسیب در یک دور گردش ماهواره به دور زمین می‌باشد. بطوری که در نقشه‌ای که به عنوان نتیجه شبیه‌سازی شده نشان می‌دهد، می‌توان میزان حداکثر آسیب را در زمان گردش ماهواره به دور زمین براساس طول و عرض جغرافیایی و زاویه میل مداری مشاهده کرد. بازه ارتفاع قابل انتخاب در این نرم‌افزار از ارتفاعات بسیار کم تا ۵۸۰۰۰ کیلومتر می‌باشد که تمام مدارهای گردش ماهواره اعم از ماهواره‌های هواشناسی، نظامی، مخابراتی و رصدی را شامل می‌شود.

۸. شرایط شبیه‌سازی مقاله

در این مقاله با انتخاب مدارهای دایروی برای پرتاب ماهواره در زوایای میل مداری مختلف در حداقل فعالیت خورشیدی، سعی بر آن بوده است که با به دست آوردن میزان دوز القایی در نیمه‌رسانای سیلیسیوم بدون محافظ، نقشه میزان دوز براساس فاصله از زمین و زاویه میل مداری ماهواره به دست آید. بنابراین می‌توان خطرناکترین ارتفاعات و زاویه‌های میل مداری برای پرتاب ماهواره را به دست آورد. علت انتخاب حداقل فعالیت خورشیدی به عنوان زمان پرتاب ماهواره، مبتنی بر دو دلیل عمده می‌باشد. دلیل اول آن است که اگرچه با انتخاب حداکثر فعالیت خورشیدی، میزان حداکثر آسیب به ماهواره محاسبه می‌شود ولی ماهواره‌ها معمولاً در زمان حداقل فعالیت خورشید ارسال می‌شوند تا میزان دوز القایی در طول مأموریت ماهواره کمتر شود. بنابراین میزان مقاومت پرتوی

تغییر می‌کند. این ذرات، سطح انرژی فرمی آن را تغییر می‌دهند. علت آن است که آنها نقش یک ناخالصی را در نیمه هادی ایفا می‌کنند و آن ماده مشخصات فیزیکی خود را از دست می‌دهد که موجب اثراتی از جمله تغییر میزان ولتاژ آستانه هدایت الکتریکی در آن قطعه می‌گردد. بر طبق بررسی‌های ارائه شده در استاندارد فضایی اروپا، برای به دست آوردن میزان دوز از رابطه زیر استفاده می‌شود.

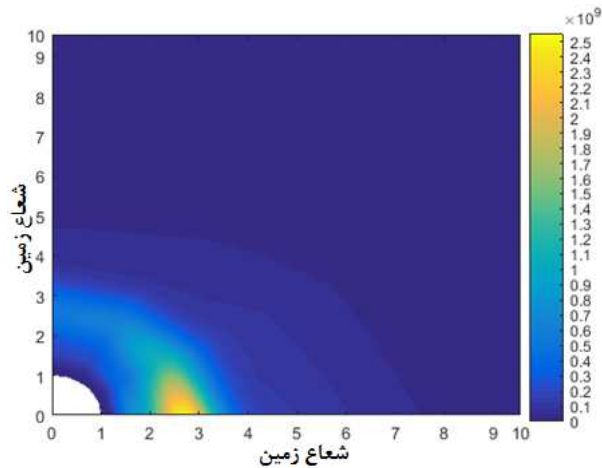
$$D = \frac{1}{\rho} \int_{E_1}^{E_2} \psi(E) \frac{dE}{dx} (E) dE \quad (15)$$

که در آن، ρ چگالی ماده، $\psi(E)$ طیف انرژی دیفرانسیلی بین E_1 ، E_2 و $\frac{dE}{dx}$ توان توقف در واحد اتلاف انرژی در واحد طول مسیر ذره می‌باشد.

۷. معرفی نرم‌افزار شبیه‌سازی

در این مقاله، از نرم‌افزار OMERE که مجموعه‌ای از داده‌های عملی استفاده شده است. با استفاده از فرمول‌بندی داده‌های عملی به دست آمده، می‌توان میزان دوز یونیزان کل را محاسبه نمود. اساس کار این نرم‌افزار، بر پایه تعریف مأموریت‌های ماهواره است. برای انجام شبیه‌سازی، باید مأموریت را براساس زاویه میل مداری، نقاط اوج و حضیض مدار ماهواره به دور زمین، میزان فعالیت خورشیدی (سال پرتاب) و پارامترهای پرتاب ماهواره در نظر گرفت. بنابراین اطلاعات، میزان دقیق شار تک ذرات موجود در محیط مأموریت، از جمله پرتوهای کیهانی کهکشانی، تک ذرات خورشیدی حاصل از رویدادهای تدریجی و ناگهانی و پرتوهای کمربند پرتوی ون‌آلن محاسبه می‌گردد. این اطلاعات با تفکیک میزان انرژی و میزان شار در آن انرژی به صورت شار دیفرانسیلی و انتگرالی بیان شده است. سپس می‌توان میزان دوز القایی حاصل از ذرات ذکر شده به همراه دوز القایی حاصل از تشعشعات ثانویه را با تفکیک میزان اثر هرکدام از عوامل تأثیرگذار به دست

در ارتفاعات و زاویه میل مدارهای متفاوت به صورت نمودار در نرم افزار Matlab رسم شده است. محور افقی شکل ۵، ارتفاع از زمین برحسب شعاع زمینی و محور عمودی، زاویه میل مداری ماهواره در آن مأموریت بر حسب درجه است.



شکل (۵): نقشه دوز برحسب فاصله زمینی.

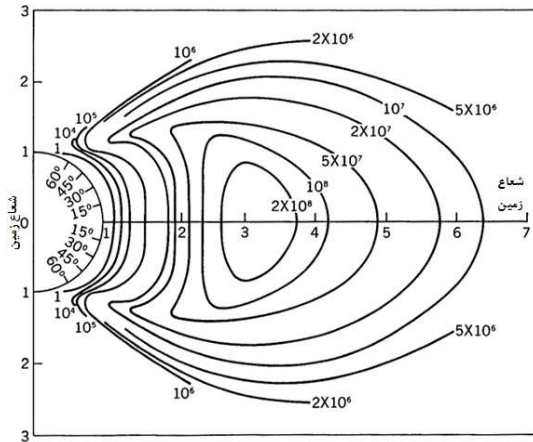
شکل ۵ نشان می دهد که در فواصل بین دو تا سه برابر فاصله زمینی از مرکز زمین (معادل با یک تا دو برابر فاصله زمینی از سطح زمین) میزان شار ذرات به حدی بالاست که بیشترین میزان آسیب دوز یونیزان کل را ایجاد خواهد کرد. به طوری که میزان دوز القایی به 2.6 G rad می رسد که بیشترین میزان بدست آمده در شبیه سازی های انجام شده می باشد که در ارتفاع 11500 کیلومتری و زاویه میل مدار صفر درجه به دست آمده است. دلیل میزان بالای دوز در این ارتفاعات، میزان بالای شار ذرات است که در شکل های برگرفته از استاندارد فضایی اروپا، به وضوح نشان داده شده است. شکل ۶ و شکل ۷ برای الکترون ها و پروتون ها با انرژی هایی به ترتیب بیش از 1 MeV و 0.1 MeV رسم شده است که طیفی عظیم از ذرات را شامل می شود ولی طیف کامل انرژی ذرات با انرژی کمتر نسبت به ذرات با انرژی های فوق، در این شکل ها رسم نشده است. نقشه دوز به دست آمده برابر با مجموع دوز القایی ذرات پروتون، الکترون و دیگر پرتوهای موجود از جمله پرتوهای

قطعات استفاده شده متناسب با دوز القایی مأموریت انتخاب می شود که باعث کاهش هزینه خرید قطعه می شود. میزان ضخامت محافظ مورد نیاز برای حفظ قطعات از آسیب پرتوی دوز یونیزان کل کاهش می یابد که هزینه کمتری را برای نهاد سازنده خواهد داشت. همچنین وزن کمتر، باعث کاهش میزان سوخت مورد نیاز برای پرتاب ماهواره خواهد شد که علاوه بر کاهش هزینه سوخت مصرفی، ضخامت محافظ انتخاب شده کمتر را سبب خواهد شد در نتیجه پرتابگر قدرت کمتری را برای پرتاب ماهواره نیاز خواهند داشت. دلیل دوم آن است که در زمان حداقل فعالیت خورشیدی، شار پرتوهای کیهانی کهکشانی بیشتر می باشد و میزان اثر بیشتری برای تخریب خواهند داشت. اگرچه شار پرتوهای کیهانی کهکشانی نسبت به شار کمربندهای پرتوی ون آلن ناچیز است ولی به علت داشتن سرعت های نسبی و فرانسیتی و انرژی های بسیار بالا، اثرات تخریبی آنها غیر قابل چشم پوشی می باشند. این پرتوها به شدت یونساز هستند زیرا بار الکتریکی آنها برابر با بار هسته می باشد و این به معنای ذرات سنگین کاملاً یونیده با انرژی بالاست. طیف این ذرات دربرگیرنده پروتون (یون هیدروژن)، آلفا (یون هلیوم) تا هسته های بسیار سنگین مانند هسته اورانیم کاملاً یونیده می باشد. جرم این یونها (حتی سبک ترین آنها، پروتون) زیاد است و می تواند موجب تخریب بیشتری نسبت به الکترون شود ولی هسته اورانیم کاملاً یونیده علاوه بر جرم بسیار سنگین، بار الکتریکی بسیار بیشتری نیز دارد که توانایی یونسازی بیشتری را خواهد داشت.

۹. شبیه سازی

در شبیه سازی های انجام شده که شامل ارتفاعات 500 تا 58000 کیلومتر و زاویه میل مدارهای مختلف می باشد، میزان دوز در مأموریت های دایروی که به معنای نقاط اوج و حضیض برابر می باشد، به دست آمده است. نتایج این مقاله به صورت نقشه دوز ارائه شده است. نتایج پس از هر شبیه سازی

پرتوهای کیهانی بسیار بیشتر است و در میدان مغناطیسی به دام افتاده‌اند ولی پرتوهای کیهانی که از انفجار ابرنواخترها ناشی می‌شوند، ماهیت بارش می‌دارند.

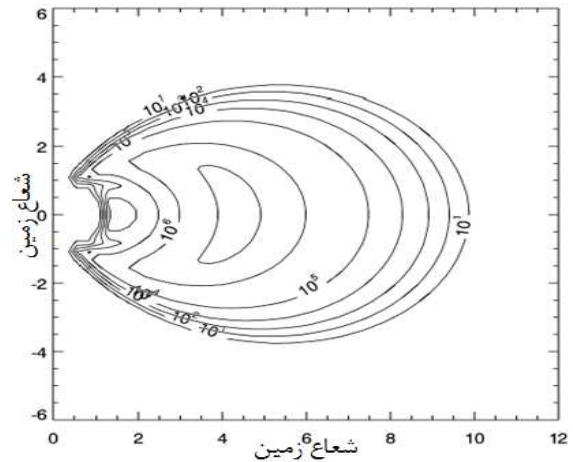


شکل (۷): میزان شار پروتون‌ها با انرژی $E > 0.1$ Mev طبق

مدل APmin [۱].

زاویه‌های میل مداری کم، روند صعود ناگهانی دوز شدیدتر است و در زوایای بالای میل مداری از استوا، میزان صعود نسبت به زاویه‌های کمتر، تفاوت زیادی ندارد. در ادامه برای وضوح بیشتر در شکل ۹، نقشه دوز در اندازه بزرگتر و با واحد کیلومتر رسم شده است.

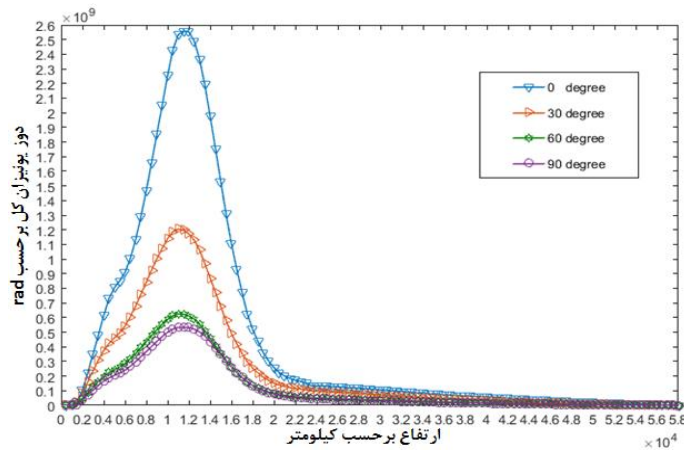
کیهانی و ذرات خورشیدی به همراه اندرکنش‌های ثانویه آنها می‌باشد ولی در این شکل‌ها صرفاً در مورد شار ذرات موجود در کمربند ون آلن صحبت شده است زیرا شار آنها از شار



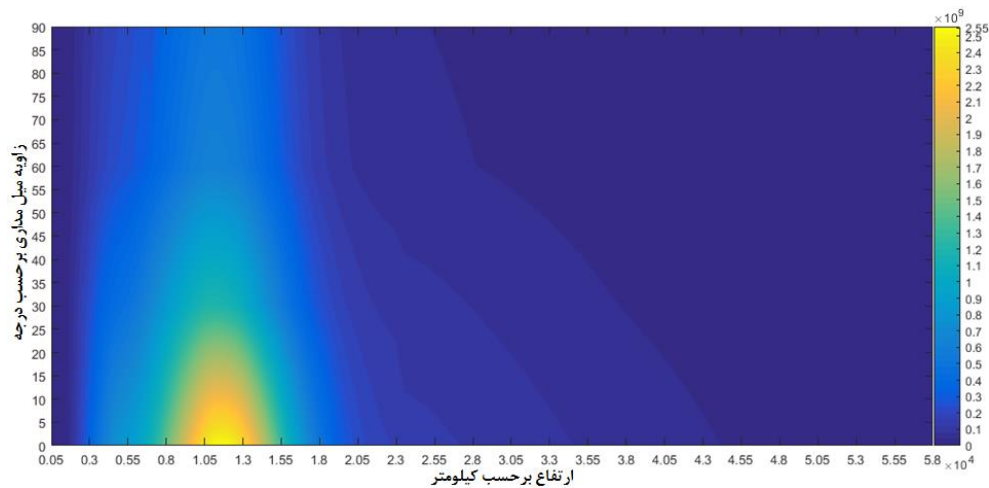
شکل (۶): میزان شار الکترون‌ها با انرژی $E > 1$ MeV طبق مدل

AE8Max [۱].

برای نمایش واضح‌تر، نتایج در شکل ۸ با ظاهر دیگری رسم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، محور افقی فاصله از زمین برحسب کیلومتر و محور عمودی دوز القایی را نشان می‌دهد. برای وضوح بیشتر شکل، این نتایج تنها برای چهار زاویه رسم شده است. همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود در ارتفاعاتی که حداکثر دوز القا می‌شود و در



شکل (۸): نمودار دوز برحسب ارتفاع در زوایای میل مداری مختلف.



شکل (۹): نقشه دوز (برحسب rad) بر اساس ارتفاع از زمین (km) و زاویه میل مداری (درجه).

۱۰. نتیجه گیری

حداقل فعالیت خورشیدی انجام شده است زیرا به غیر از بعضی مأموریت‌های ماهواره‌ای خاص که اکثراً به منظور دوزیمتری می‌باشد، ماهواره‌های دیگر معمولاً در زمان حداقل فعالیت خورشیدی به فضا ارسال می‌شوند زیرا همانطور که ذکر شد، در صورت پرتاب ماهواره در زمان مناسب میزان آسیب دوز یونیزان کل کمتر خواهد بود. انتخاب قطعات مناسب و به اندازه کافی مقاوم در برابر تشعشعات و میزان ضخامت کمتر محافظ برای طراحی موجب کاهش وزن ماهواره و در نتیجه میزان سوخت کمتر برای پرتاب ماهواره خواهد شد. با در نظر گرفتن نتایج مربوط به شبیه‌سازی‌های پرتوی، می‌توان موجب کاهش قابل توجه هزینه برای مأموریت‌های فضایی شد.

بنابر نتایج شبیه‌سازی‌ها، مجموع دوز القایی حاصل از اندرکنش الکترون‌ها، پروتون‌ها، ذرات آلفا، یون‌های سنگین موجود در عوامل پرتوی ذکر شده در مقاله که شامل ذرات موجود در کمربند پرتوی ون آلن، پرتوهای کیهانی کهکشانی و ذرات خورشیدی می‌شوند، به صورت نقشه دوز رسم شده است. در زاویه‌های میل مداری کم از استوا در ارتفاعات خاصی که بین ۱۱۰۰۰ تا ۱۲۰۰۰ کیلومتر می‌باشند، حداکثر میزان دوز القا خواهد شد. بیشترین عدد در این نمودار، ۲,۶ G rad در ارتفاع ۱۱۵۰۰ کیلومتر و زاویه میل مداری صفر به ثبت رسید. نتایج به دست آمده به وضوح با سند استاندارد فضایی اروپا مطابقت دارد. این شبیه‌سازی‌ها برای سال ۲۰۰۹ که کمترین میزان فعالیت خورشیدی در چرخه بیست و چهارم است، انجام شده است. این محاسبات در زمان

۱۱. مراجع

- [1] European Cooperation for Space Standardization, 2010, "Space engineering", Calculation of radiation and its effects and margin policy handbook, ECSS-E-ST-10-04C. [Online]: Available: <http://www.ecss.nl>.
- [2] Longair, Malcolm.S, High energy astrophysics, Cambridge press, (2011).
- [3] Grieder, P.K.F, Cosmic rays at Earth: Researcher's reference manual and data book, (2001)
- [4] Grieder, Peter," Extensive Air Showers: High Energy Phenomena and Astrophysical Aspects A Tutorial, Reference Manual and Data Book", Elsevier, (2010).
- [5] Martin, Brian. R, Shaw, Graham, Particle physics, John wiley & sons, (2017)
- [6] <https://image.gsfc.nasa.gov/poetry/tour/AAvan.html>
- [7] Fowles, Grant. R, Cassiday, George. L, Analytical Mechanics, Thomson Brooks cole, (2005), p176
- [8] Symon, Keith.R, Mechanics, University of Wisconsin, 3rd, (1971), p147
- [9] Nayfeh, Munir, Brussel, Morton.k, Electricity and Magnetism, University of Illinois at Urbana-Champaign (1985)
- [10] Griffiths, David.J, Introduction to electrodynamics, Prentice Hall, Upper Saddle River, New Jersey, (1999)
- [11] European Cooperation for Space Standardization, 2010, "Space engineering", Calculation of radiation and its effects and margin policy handbook, ECSS-E-HB-10-12A. [Online]. Available: <http://www.ecss.nl>