

Dynamic Simulation for Diffusion of Satellite Detached Particles in Various Orbits

E. Shafiee-Nejhad^{1*}, N. Rahbar², M. Asghari³ and A. R. Novinzade⁴

1, 3, 4. Aerospace Eng. Dept., K. N. Toosi Univ. of Tech.

2. MaleK- Ashtar Univ. of Tech.

*Postal Code: 16765-3381, Tehran, Iran

Shafiee_iman@yahoo.com

In this article the simulation of explosion and diffusion of debris consequent on explosion, in the space are studied. This method is simulated by the introduced code and the results are closely checked in accordance with different operational situations for the huge amounts of particles in different kinds of strategic orbits. Finally, the density distribution of debris that located in the same orbit is studied. The simulation examines the status of diffusion, trace settlement and also their location in orbits around the earth, during times that is wanted by user. Whatever satellite designing is immaculate, the satellite subsystems (such as batteries, propeller parts and etc) explosion and failing is possible, also smashing with the space masses is foreseeable. Regarding to the space orbits high expense and dedicating these orbits to each country; it is important to clean them from debris and necessary to understand this problem.

Keywords: debris, satellite, orbits

شبیه‌سازی دینامیکی پخش ذرات جداشده از ماهواره در مدار فضایی

ایمان شفیعی نژاد^{۱*}، ناصر رهبر^۲، مهدی اصغری^۳ و علیرضا نوین‌زاده^۴

۳، ۱ و ۴ - دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی هوافضا

۲ - دانشگاه صنعتی مالک اشتر

* تهران ص. پ. ۱۶۷۶۵-۳۳۸۱

Shafiee_iman@yahoo.com

در این مقاله به بررسی شبیه‌سازی انفجار و پخش پس‌ماندهای فضایی ناشی از آن در فضا پرداخته شده است. این شبیه‌سازی چگونگی پخش شدن و فرارگیری ذرات و محل فرارگیری آن‌ها در مدارهای اطراف زمین در طی زمان‌های مختلف را مورد بررسی قرار می‌دهد. این شبیه‌سازی با استفاده از قوانین مدارهای کپلری و در نظر گرفتن اغتشاشات مداری انجام گرفته است. در این شبیه‌سازی میزان گستردگی پخش ذرات نیز در طی گذشت زمان نمایش داده می‌شود. این روش توسط کد ارائه شده شبیه‌سازی شده و نتایج بر اساس شرایط مختلف عملیاتی برای ذرات پخش شده ناشی از انفجار در مدارهای مختلف استراتژیک مورد بررسی قرار می‌گیرد، و در نهایت چگالی گستردگی پس‌ماندها در آن مدار بررسی شده است. در این مقاله به منظور اهمیت مدار GEO و قرار داشتن ماهواره‌های مخابراتی و پر اهمیت در آن، به بررسی پخش ذرات ناشی از یک انفجار شبیه‌سازی شده در این مدار می‌پردازیم.

واژه‌های کلیدی: پس‌ماندهای فضایی، ماهواره، مدار GEO

مقدمه

هر چند طراحی ماهواره‌های فضایی بدون نقص باشد، احتمال از کار افتادن و منفجر شدن تعدادی از زیر سیستم‌های ماهواره مانند باتری‌ها یا قسمت‌های پیش‌ران و ... و همچنین برخورد اجرام فضایی دور از انتظار نیست. همچنین در سال‌های اخیر هدف قراردادن ماهواره‌ها توجه دانشمندان فضایی را به خود جلب کرده است [۳]. از این رو مدیران فضایی کشورهای مختلف علاقه‌مند به بررسی پدیده پخش پس‌ماندهای احتمالی ناشی از یک انفجار ناخواسته و اثرات ناشی از آن بر مدارهای فضایی هستند. از این رو در این مقاله به بررسی یک انفجار در فضا و شبیه‌سازی پس‌ماندهای حاصل از آن پرداخته شده است.

پس ماند فضایی

آلودگی فضا، هنگامی که اتحاد جماهیر شوروی موفق شد اولین

بحث و نظریه‌ها در مورد پس‌ماندهای موجود در مدارهای فضایی اطراف زمین و مشکلات و شرایط به‌وجود آمده بر اثر این پدیده در اواسط قرن بیستم میلادی همزمان با پرتاب سامانه‌های فضایی به فضا قوت گرفته و توجه دانشمندان را به خود جلب کرده است. این پس‌ماندها در اصطلاح دبری نامیده می‌شوند [۱].

با در نظر گرفتن محدوده سرعت بسیار بالای پس‌ماندهای فضایی، هر میزان هم که جرم پس‌ماند فضایی کم باشد در صورت برخورد، صدمات جدی به سامانه‌های فضایی وارد می‌آورد. با توجه به هزینه بسیار بالای مدارهای فضایی و اختصاص این مدارها به هر کشور لزوم عاری نگه‌داشتن این مدارها از پس‌ماندهای فضایی امری اجتناب‌ناپذیر است [۲].

پس‌ماندی به قطر فقط نیم میلی‌متر قادر به سوراخ کردن لباس فضایی و خراشیدن پوست بدن فضانوردان خواهد شد. پس‌ماندهای بزرگ‌تر، حتماً خطرات بیشتری به دنبال خواهد داشت. به عنوان مثال اگر پس‌ماندی با قطر حدود ۱ سانتی‌متر با سرعتی معادل ۸ کیلومتر بر ثانیه که برای مدارهای کم ارتفاع، سرعت احتمالی است به ماهواره‌ای برخورد کند، انرژی‌ای معادل یک نارنجک دستی آزاد خواهد کرد. متأسفانه چنین پس‌ماندهای بسیار کوچکی قابل مشاهده، رهگیری و فهرست‌برداری نیستند و به طبع نمی‌توان مسیر آن‌ها را حدس زد و از آن‌ها دوری کرد. روی همین اصل گسترش تحقیقات در زمینه پس‌ماندهای فضایی در دستور کار تمامی دفاتر طراحی فضایی قرار دارد [۴]. اکثر پس‌ماندهای فضایی در دو منطقه عمده اطراف زمین انباشته شده‌اند. منطقه لئو^۱ یا محدوده کم ارتفاع مداری اولین منطقه آلوده فضا شمرده می‌شود. این منطقه که از ارتفاع ۲۰۰ کیلومتری سطح زمین آغاز شده و تا حدود ۲۰۰۰ کیلومتری ادامه پیدا می‌کند برحسب اتفاق میزبان بیشترین تعداد ماهواره‌های هواشناسی و نظامی است، و از این نظر منطقه حساسی به حساب می‌آید. منطقه دوم، ناحیه کم ضخامت مدار زمین‌آهنگ یا جئو^۲ در ارتفاع حدود ۳۶۰۰۰ کیلومتری زمین است که تقریباً تمامی ماهواره‌های مخابراتی و تلویزیونی در این ناحیه واقع شده‌اند [۵].

پارامترهای مداری

با توجه به استفاده گسترده از پارامترهایی مداری در این مقاله، لازم است که این پارامترها به اختصار توضیح داده شوند:

a : نیم‌قطر اصلی، بیان کننده سایز مدار است..

e : خروج از مرکز بیضی است که شکل مدار را مشخص می‌کند.

i : زاویه بین صفحه مداری و استوا است .

Ω : زاویه نقطه صعود را مشخص می‌کند.

ω : آرگومان حضیض را نشان می‌دهد.

θ : زاویه موقعیت ماهواره تا راستای نقطه حضیض را نشان می‌دهد.

T : زمان

و یا به عبارتی دیگر

a, e, θ ، سایز، شکل، و موقعیت مدار را بیان می‌کند.

ماهواره خود را در مدار قرار دهد، به دست بشر آغاز شد. این آلودگی، عمدتاً مربوط به قطعات رها شده در فضا، انفجارهای خواسته یا ناخواسته و محموله‌های بدون استفاده است. سطح فناوری پرتاب ماهواره‌ها در آغاز عصر فضا و عدم شناخت دقیق مهندسان و متخصصان نسبت به مخاطرات پس‌ماندهای فضایی، باعث شد که در سال‌های اوج این فعالیت‌ها حجم زیادی از پس‌ماند در مدارهای گوناگون زمین رها شود. پس از گذشت چند سال از عصر فضا به‌طور آهسته خطرات ناشی از پس‌ماندهای فضایی، خود را به اشکال مخاطره‌آمیزی نشان دادند. در بررسی محموله‌هایی که به زمین بازمی‌گشتند، نشانه‌هایی از برخوردهای کوچک و بزرگی دیده می‌شد که پاره‌ای از آنها بسیار خطرناک به نظر می‌رسیدند.

تصادم‌های فضایی نیز اگرچه به ندرت رخ می‌دهند اما به دلیل عدم کنترل بر آن‌ها، بسیار مهم هستند. اهمیت تصادم بین مدارگرد را می‌توان از دو جنبه بررسی کرد. اهمیت اول، مربوط به دسته‌ای از تصادم‌هاست که حداقل یکی از طرف‌های برخورد، مدارگرد فعالی مانند یک ماهواره باشد. این نوع تصادم‌ها به دلیل صدماتی که منجر به از کار افتادن مدارگردهای فعال یا شکست مأموریت‌های فضایی شوند، مهم هستند. اهمیت دوم، مربوط به تولید پس‌ماندهای فضایی است، هنگامی که دو مدارگرد با هم برخورد می‌کنند. به احتمال قوی قطعات یا تکه‌هایی از آن‌ها جدا شده و با توجه به میزان و نوع ضربه ناشی از برخورد، مسیر مستقلی را در پیش می‌گیرند. به این ترتیب هر چند مجموع جرم پس‌ماندها تغییری نمی‌کند اما جمعیت آنها افزایش می‌یابد. با افزایش تعداد پس‌ماندهای فضایی در اطراف زمین، باید منتظر افزایش تعداد چنین تصادفاتی باشیم.

موضوع برخورد و تصادم با پس‌ماندها ریسک اقتصادی استفاده از فضا را به شدت افزایش داده‌است و ادامه تحقیقات فضایی و سفرهای اکتشافی را با بن‌بست مواجه خواهد کرد. به همین دلیل برای آژانس‌های فضایی و صاحبان ماهواره‌های تجاری، علمی و نظامی بسیار مهم است که اطلاعات دقیق و جامعی از جمعیت، مشخصات و موقعیت پسماندها داشته باشند [۲]. برخورد یک پسماند فضایی کوچک با یک ماهواره یا ایستگاه فضایی فعال می‌تواند باعث از کار افتادن آن‌ها شود و حتی در صورت بزرگ‌تر بودن پس‌ماند، سبب متلاشی شدن ماهواره به‌طور کامل خواهد شد. برخورد ریزترین پس‌ماند با سطح نازک و به شدت حساس لباس فضانوردانی که برای انجام مأموریت‌های فضایی، مجبور به راه‌پیمایی در اطراف سفینه خود می‌شوند، می‌تواند خطرات عمده‌ای برای آن‌ها دربرداشته باشد.

قرار دارد. همچنین این مدار دایروی شکل است و خروج از مرکزیت مداری (e) آن صفر است.

باتوجه به قوانین کپلری سرعت هر جسم که در مدارات اطراف زمین حرکت می‌کند از رابطه زیر پیروی می‌کند که در آن μ پارامتر جاذبه در حرکت دو جسم و r شعاع مدار مورد نظر است.

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (1)$$

برای زمین مقدار μ با فرض اینکه جرم جسم قرار گرفته در مدار در مقابل جرم زمین قابل چشم‌پوشی است به قرار زیر است:

$$\mu_e = 3.986 \times 10^5 \frac{km^3}{s^2} \quad (2)$$

ذراتی که از ماهواره در مدار مورد نظر به وسیله انفجار یا هر واقعه دیگر جدا شده دارای این سرعت مداری در آن نقطه جدایش هستند، و سرعتی نیز بر اثر جدایی از ماهواره به آنها اضافه می‌گردد. در این شبیه‌سازی مقداری به عنوان V_{rand} به سرعت مداری هر ذره به صورت جداگانه اضافه می‌گردد. این عملیات برای تمام ذرات انجام می‌پذیرد. مقدار ماکزیمم V_{rand} با توجه به جدایش از انفجار یا برخورد با سرعت بالا 100 m/s فرض می‌گردد. این مقدار در ضریب مولد اعداد تصادفی بین $(-1, 1)$ ضرب می‌گردد تا مقدار V_{rand} به دست آید. در نتیجه، سرعت هر ذره جدا شده به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\vec{V}_{total} = \vec{V} + \vec{V}_{rand} \quad (3)$$

در واقع هر ذره بعد از جدایش در شرایط جدیدی قرار می‌گیرد که با مدار قبلی دقیقاً مطابقت ندارد، و در صورت قرارگیری در مدار اطراف زمین و عدم بازگشت به زمین در مداری با شریط متفاوت با مدار ماهواره قرار می‌گیرد زیرا که سرعت آن در نقطه جدایش با ماهواره متفاوت است.

با توجه به اینکه برای هر ذره مقدار بردار سرعت (V) و بردار موقعیت (r) که همان محل جدایش ذرات از ماهواره در مدار مورد نظر است، مشخص هستند، می‌توان دیگر پارامترهای مداری را محاسبه کرد. روش به دست آوردن پارامترهای مداری بر اساس بردارهای r, V به این شرح است [۵] و [۶].

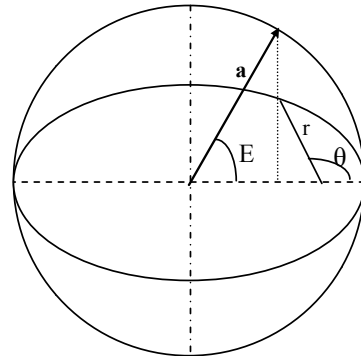
اندازه حرکت ذرات به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\vec{H} = \vec{r} \times m\vec{V} \quad (4)$$

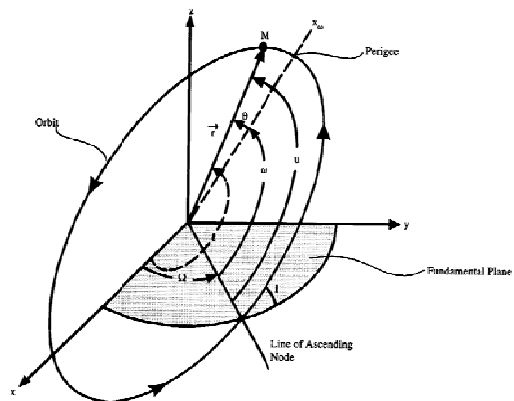
با توجه به اینکه جرم اجسام در پارامترهای مداری تأثیری ندارد، اندازه حرکت بر واحد جرم را با تقسیم دو سمت معادله بالا بر m به دست می‌آوریم:

Ω, i, ω نحوه قرار گرفتن مدار در فضا را نشان می‌دهد.

موارد ذکر شده به طور کامل در شکل‌های (۱) و (۲) نمایش داده شده‌اند [۵].



شکل ۱- زاویه انومالی حقیقی θ و گریز مرکز E



شکل ۲- بررسی سه بعدی المان‌های مداری

توضیح شبیه‌سازی

در این شبیه‌سازی نحوه پخش و قرارگیری ذرات و محل قرارگیری آن‌ها در مدارهای اطراف زمین در طی زمان‌های دلخواه مورد بررسی قرار می‌گیرد. این شبیه‌سازی به کمک نرم‌افزار متلب و با استفاده از قوانین مکانیک مدارهای کپلری و در نظر گرفتن اغتشاشات مداری انجام شده است. در این شبیه‌سازی میزان گستردگی پخش ذرات نیز در طی گذشت زمان نمایش داده می‌شود.

در این مقاله به منظور اهمیت مدار جئو و قرار داشتن ماهواره‌های مخابراتی و پر اهمیت بسیار زیاد در آن، به بررسی پخش ذرات در آن مدار می‌پردازیم. لازم به ذکر است که مدار جئو دارای زاویه مدار (i) صفر درجه است، و در نتیجه در صفحه استوا

$$\cos \theta = \frac{h^2/\mu}{re} - \frac{1}{e} \quad (۱۶)$$

در نتیجه آنومالی حقیقی برای $v_r \geq 0$ برابر است با:

$$\theta = \cos^{-1} \left(\frac{h^2/\mu}{re} - \frac{1}{e} \right) \quad (۱۷)$$

و برای $v_r < 0$ برابر است با

$$\theta = 360 - \cos^{-1} \left(\frac{h^2/\mu}{re} - \frac{1}{e} \right) \quad (۱۸)$$

زاویه نقطه صعود مداری (Ω) به این صورت به دست می‌آید:

$$\vec{N} = \vec{K} \times \vec{h} \quad (۱۹)$$

زاویه بین \vec{N}, \vec{I} است.

$$\sin i \frac{\vec{N}}{N} = \vec{k} \times \frac{\vec{h}}{h} \quad (۲۰)$$

پس

$$\vec{n} = \frac{\vec{k} \times \vec{h}/h}{\sin i} \quad (۲۱)$$

$$\vec{I} \cdot \vec{n} = |\vec{I}| |\vec{n}| \cos \Omega \quad (۲۲)$$

در نتیجه زاویه نقطه صعود مداری برای $n_y \geq 0$ برابر است با:

$$\Omega = \cos n_x \quad (۲۳)$$

و برای $n_y < 0$ برابر است با

$$\Omega = 360 - \cos n_x \quad (۲۴-الف)$$

آرگومان نقطه حضیض مداری (ω)، با توجه به این نکته که زاویه بین e, n است، به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\cos \omega = \frac{\vec{e} \cdot \vec{n}}{en} \quad (۲۴-ب)$$

در نتیجه برای $e_z \geq 0$ ، ω برابر است با

$$\omega = \cos^{-1} \left(\frac{\vec{e} \cdot \vec{n}}{en} \right) \quad (۲۴-پ)$$

و برای $e_z < 0$ برابر است با

$$\omega = 360 - \cos^{-1} \left(\frac{\vec{e} \cdot \vec{n}}{en} \right) \quad (۲۴-ت)$$

پریود مداری (T) را می‌توان با رابطه زیر محاسبه کرد.

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a^{3/2} \quad (۲۴-ث)$$

$$\vec{h} = \vec{r} \times \vec{V} \quad (۵)$$

برای محاسبه شیب مداری (i) می‌توان نوشت:

$$\vec{h} = h_x \vec{i} + h_y \vec{j} + h_z \vec{k} \quad (۶)$$

همچنین:

$$\vec{h} \cdot \vec{k} = h \cos i \quad (۷)$$

در نتیجه:

$$i = \cos^{-1} \left(\frac{h_z}{h} \right) \quad (۸)$$

برای محاسبه خروج از مرکزیت مداری (e) داریم:

$$\vec{r} \times \vec{h} = \frac{\mu}{r} \vec{r} + \mu \vec{e} \quad (۹)$$

پس

$$\vec{e} = \frac{1}{\mu} (\vec{v} \times \vec{h} - \mu \frac{\vec{r}}{r}) \quad (۱۰)$$

$$e = \frac{1}{\mu} (\vec{r} v^2 - \vec{v}(\vec{r} \cdot \vec{v}) - \mu \vec{r}/r) \quad (۱۲)$$

در نتیجه خروج از مرکزیت از محاسبه اندازه بردار زیر به دست می‌آید.

$$\vec{e} = \frac{1}{\mu} \left[\left(v^2 - \frac{\mu}{r} \right) \vec{r} - \vec{v}(\vec{r} \cdot \vec{v}) \right] \quad (۱۱)$$

که در آن v_r برابر است با

$$v_r = \frac{\vec{r} \cdot \vec{v}}{r} \quad (۱۲)$$

برای محاسبه نیم قطر اصلی (a) که سایز مدار را مشخص می‌کند داریم:

$$-\frac{\mu}{2a} = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} \quad (۱۳)$$

در نتیجه:

$$a = \frac{-\mu}{v^2 - \frac{2\mu}{r}} \quad (۱۴)$$

آنومالی حقیقی (θ) که موقعیت ذره را در مدار نشان می‌دهد، می‌توان به این صورت محاسبه کرد:

$$r = \frac{h^2/\mu}{1 + e \cos \theta} \quad (۱۵)$$

پس داریم:

$$j_2 = 0.00108263 \quad (34)$$

و R_e برابر با شعاع زمین است.

$$R_e = 6.378 \times 10^6 m \quad (35)$$

در نتیجه پارامترهای مداری که تحت تأثیر عدم کرووی بودن زمین قرار می‌گیرد، با گذشت زمان به صورت زیر به دست می‌آیند.

$$\begin{cases} M_e = M_e + t \Delta M \\ \omega = \omega + t \Delta \omega \\ \Omega = \Omega + t \Delta \Omega \end{cases} \quad (36)$$

در نتیجه تمامی پارامترهای مداری برای هر ذره بعد از گذشت زمان دلخواه t مشخص است و به راحتی به دست می‌آید، پس از آن بردار موقعیت و سرعت ذره را با در نظر گرفتن پارامترهای مداری محاسبه می‌کنیم.

برای مشخص کردن بردار موقعیت و سرعت ذرات در فضا نسبت به دستگاه مرجع زمین روابط زیر مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱].

$$r = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 + e \cos \theta} [\cos \theta \quad \sin \theta \quad 0]^T \quad (37)$$

$$v = \frac{\mu}{h} [-\sin \theta \quad e + \cos \theta \quad 0]^T \quad (38)$$

سپس با استفاده از ماتریس تبدیل بردار موقعیت و سرعت را به دست می‌آوریم.

$$Q = \begin{bmatrix} \cos \omega & \sin \omega & 0 \\ -\sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{bmatrix} \quad (39)$$

$$\times \begin{bmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

در نتیجه

$$V = [Q] \times v \quad (40)$$

$$R = [Q] \times r \quad (41)$$

در آخر با انجام این عملیات برای تمام ذرات می‌توان محل قرارگیری، مدار و گستردگی پخش آن‌ها را مشخص کرد.

برای مشخص شدن گسستگی و پخش ذرات در فضای اطراف زمین، موقعیت ذرات و سرعت آنها پس از سپری شدن زمان دلخواه مورد بررسی قرار می‌گیرد.

با توجه به شکل (۱) رابطه بین آنومالی حقیقی (θ) زاویه گریز از مرکز (E) به قرار زیر است [۲].

$$\cos E = \frac{ae + r \cos \theta}{a} \quad (25)$$

به عبارت دیگر می‌توان نوشت:

$$\tan \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan \frac{\theta}{2} \quad (26)$$

همچنین آنومالی متوسط M_e را می‌توان با رابطه زیر محاسبه کرد.

$$M_e = E - e \sin E \quad (27)$$

از طرف دیگر برای زمان سپری شده t داریم:

$$M_e = \frac{2\pi t}{T} \quad (28)$$

با توجه به رابطه بالا می‌توان برای هر ذره آنومالی متوسط مداری آن را بعد از گذشت زمان مورد نظر به دست آورد. با توجه به رابطه بین M_e, E در بالا می‌توان مقدار E را محاسبه کرد و سپس آنومالی حقیقی (θ) که معرف مکان ذره در مدار بعد از گذشت زمان است به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\theta = 2 \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan^{-1} \frac{E}{2} \quad (29)$$

با در نظر گرفتن عامل اغتشاشی عدم کرویت زمین و اثر آن که بر روی بعضی از پارامترهای مداری واقع است، مقدار آن‌ها در واحد زمان به قرار زیر است [۳].
 برای آنومالی متوسط:

$$\Delta M = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} (1 + \frac{3}{2} (J_2 R_e^2 / p^2)) \times (1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \times \sqrt{1-e^2}) \quad (30)$$

برای ارگومان نقطه حضیض:

$$\Delta \omega = -\frac{3}{2} (J_2 R_e^2 / p^2) \Delta M \cos i \quad (31)$$

برای زاویه نقطه صعود مداری:

$$\Delta \Omega = \frac{3}{2} (J_2 R_e^2 / p^2) \Delta M (2 - \frac{5}{2} \sin^2 i) \quad (32)$$

که در آن j_2, p برابر هستند با

$$p = \frac{h^2}{\mu} \quad (33)$$

نتیجه‌گیری و بررسی نتایج

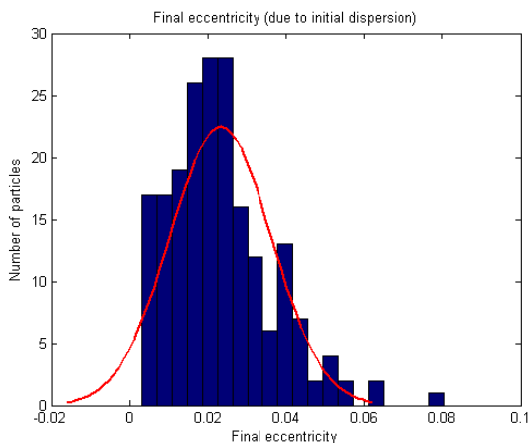
در ادامه به ارائه نتایج و نمودارهای مربوطه می‌پردازیم. در اینجا تعداد ذرات جدا شده از ماهواره و پخش شده در مدار ۱۰۰ عدد فرض می‌گردد، و مدت زمان برای بررسی پخش و گستردگی ذرات یک سال برابر ۳۶۵ روز در نظر گرفته شده است.

نتایج در این شبیه‌سازی به صورت نمودارهای هیستوگرام (میله‌ای)، نمودار آماری تمرکز نقطه‌ای و تصویر سه بعدی پخش و گستردگی ذرات در اطراف مدار اصلی بعد از گذشت زمان نمایش داده شده است. در ذیل به بررسی نمونه‌هایی از آنها می‌پردازیم.

شکل (۳) گستردگی و پخش ذرات را در اطراف مدار اصلی بعد از گذشت یک سال از پخش ذرات نشان می‌دهد.

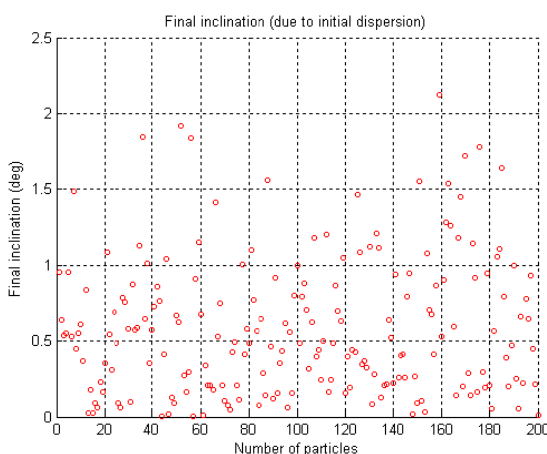
شکل (۴) ارتفاع مداری ذرات جدا شده از ماهواره را بعد از گذشت یک سال نمایش می‌دهد. همان‌طور که از نمودار مشخص است ذرات پس از گذشت زمان مورد نظر کاهش ارتفاع می‌دهند.

شکل (۵) نمودار هیستوگرام (میله‌ای) خروج از مرکزیت مدار ذرات را نشان می‌دهد. همانگونه که از نمودار پیداست و از نمودار سه سیگما منطبق شده بر روی نمودار میله‌ای، بیشترین تمرکز برای ذرات در حدود ۰/۰۲ است، در نتیجه می‌توان بیشتر ذرات را تقریباً دارای مدار دایروی دانست.



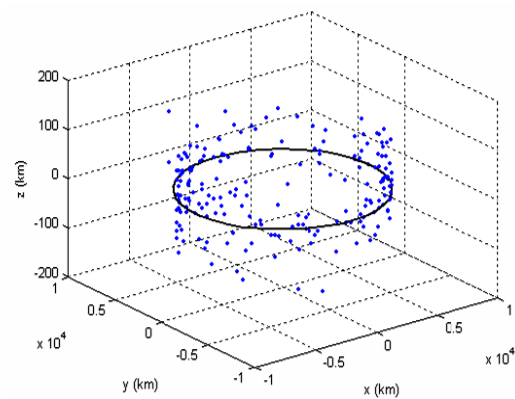
شکل ۵- نمودار میله‌ای خروج از مرکزیت ذرات

شکل (۶) نمودار پخش نقطه‌ای شیب مداری ذرات جدا شده را نمایش می‌دهد. از روی نمودار مشخص است که تمرکز در بین زوایای ۱ - 0.5 درجه است. در واقع می‌توان مدار بیشتر ذرات را با تقریب خوبی با مدار استوا هم صفحه گرفت.

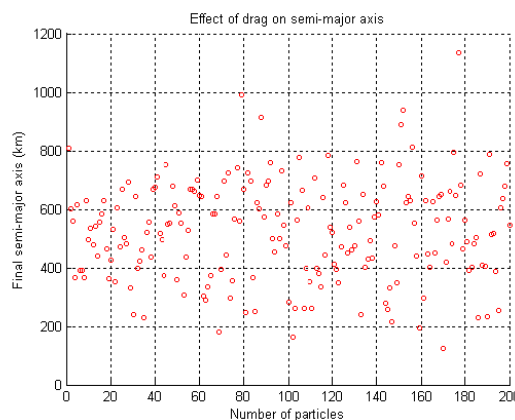


شکل ۶- شیب مداری ذرات جدا شده

شکل (۷) نمودار میله‌ای میزان تغییرات Ω در طی زمان بر اثر عدم کروی بودن زمین را نمایش می‌دهد.



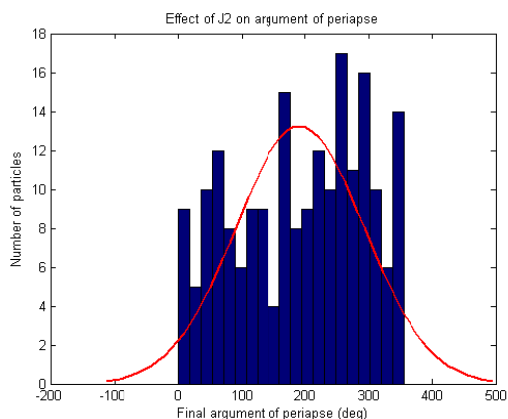
شکل ۳- پخش ذرات در اطراف مدار بعد از گذشت ۱ سال



شکل ۴- ارتفاع مداری ذرات جدا شده

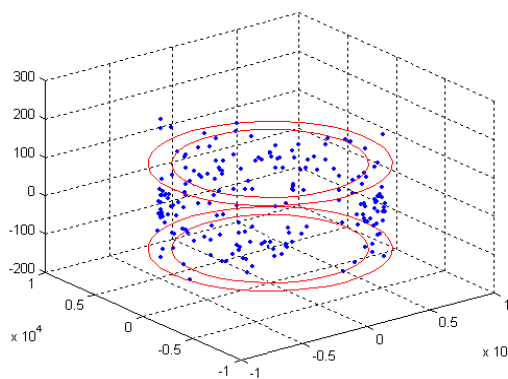
مراجع

- [1] Chobotov, Veladimir A. *Orbital Mechanics*, Second Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1996.
- [2] Liou, J. C., "A statistical analysis of the future debris environment," *Acta Astronautica*, Vol. 60, No. 18, 2008, p.p. 264-271.
- [3] Rudiger, Jehn., "Estimating the number of debris in the geostationary ring," *Acta Astronautica*, Vol. 59, No.1, 2006, p.p.84-90.
- [۴] یزدان‌پناه، شهرام و بهرامی، محسن. «پس‌ماندهای فضایی» پژوهشکده هوافضا، ۱۳۸۵.
- [5] Howard D. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Embry-Riddle Aeronautical University Daytona Beach, Florida, 2005.
- [6] Sidi, Marcel J., *Spacecraft Dynamics and Control*, Cambridge University Press, 1997.



شکل ۷- اثر غیرکروی بودن زمین بر Ω

شکل (۸) محدوده پخش شده ذرات را بعد از ۱ سال نشان می‌دهد و مشخص می‌کند ذرات تا چه محدوده‌ای قرار دارند و پخش شده‌اند.



شکل ۸- محدوده پخش ذرات جدا شده بعد از ۱ سال