

## تحلیل خطا و تایید مدل SGP۴ در طول زمان در ردیابی ماهواره ها

احسان دانش نیا<sup>۱</sup>

مهرداد نصیریان<sup>۲</sup>

### چکیده

یکی از مسائل مهم در بهره وری از ماهواره ها، هدایت، کنترل و ردیابی ماهواره توسط ایستگاه های زمینی است. نرم افزار شبیه ساز مسیر ماهواره از الزامات ردیابی توسط واحد کنترل آنتن های زمینی است. مسیر ماهواره در مدار در طول زمان دستخوش اختلالات و اغتشاشات مختلفی می شود. هدف از این مقاله، ارائه ی روابط مورد نیاز برای شبیه سازی مسیر ماهواره به کمک الگوریتم SGP۴ و تحلیل خطای این مدل با مدل میدان جاذبه نامنظم زمین (model J۲) و مدل دو جسم (two body model) در طول ۳ هفته می باشد. نتایج تحلیل خطا و تست های تجربی با استفاده از این الگوریتم، نشان از دقت قابل قبول آن برای استفاده در آنتن هایی با حداقل بیم ۴ درجه در طول این زمان دارد. این کار برای اولین بار در ایران صورت گرفته و نتایج آن به صورت عملی در ایستگاه های هواشناسی استفاده شده است.

### کلید واژه

ردیابی ماهواره، پارامترهای ردیابی، زمان اعتبارمدل SGP۴

۱- کارشناس ارشد هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، daneshnia.ahsan@yahoo.com

۲- استادیار دانشکده برق، دانشگاه صنعتی مالک اشتر  
تاریخ دریافت: ۹۰/۶/۲۵ تاریخ پذیرش: ۹۰/۷/۲۰

## مقدمه

در حال حاضر بیش از ۸۰۰۰ جسم ساخته بشر در مدارهای اطراف زمین در حال چرخش هستند. با توجه به افزایش مرتب تعداد این اجرام، نیاز به ردیابی آن‌ها نیز افزایش یافته است. برای این کار روش‌های مختلفی وجود دارد. در روش‌های مخصوص برای دریافت سیگنال ماهواره‌ها، نرم افزارهای ردیابی ماهواره از ابزارهای کاربردی بلاعوض هستند [۱]. همچنین ردیابی بلادرنگ این اجرام به دیده بانی دقیق منظومه‌های ماهواره‌ای و نشانه روی نقطه‌ای سنسورهای الکترونیکی و اپتیکی روی اجرام در حال گذر از ایستگاه‌های زمینی کمک می‌کند [۲].

در این زمان مرسوم‌ترین روش برای ردیابی این اجرام استفاده از الگوریتم‌های پیشبین مدار با استفاده از ورودی اطلاعات دو خطی می‌باشد. با توجه به این که مدار ماهواره‌ها همواره مواجه با اختلالات غیر دقیق هستند، ردیابی ماهواره به کمک الگوریتم‌های پیشبین به مرور زمان دچار خطا می‌شود. همین امر باعث شده است پژوهشگران، تحقیقاتی در زمینه‌ی روش‌های تصحیح پیشبینی‌ها در طول زمان، انجام دهند. در راستای تحلیل ریسک برخوردهای فضایی، در سال ۲۰۰۸ پژوهشی بر روی دقت اطلاعات دو خطی انجام شده است. در این پژوهش دقت اطلاعات دو خطی به روش برون‌یابی، بهینه‌سازی شد. این متد توانایی توسعه با استفاده از قوانین گوس را برای اطلاعات دو خطی مختلف دارد [۳]. در ادامه‌ی همین پژوهش در تحقیقی جدید، خطای اطلاعات دو خطی برای فاصله‌ی زمانی بین ۱ تا ۶ روز تحلیل و سپس سه روش برای بهبود دقت اطلاعات دو خطی بیان شد [۴]. تحقیق دیگری که در همان سال ۲۰۰۸ انجام شده، پیرامون موضوع اصلاح دستگاه مختصات مورد استفاده در فرمت اطلاعات دو خطی ماهواره است. در این تحقیق، با استفاده از اطلاعات مکانی ماهواره که از سیستم موقعیت یاب جهانی در یک دوره‌ی زمانی کوتاه استخراج شده، تغییرات سیستم مختصات برای ماهواره شناسایی و این تغییرات بر روی اطلاعات دو خطی اعمال می‌شود [۵]. در سال ۲۰۰۹ گزارشی در تایید پیشبینی مدار با استفاده از مدل اغتشاشات کلی ساده شده توسط آژانس فضایی کانادا ارائه شد. در این گزارش تست و تحلیل نرم افزار ردیابی ماهواره (IVB SGP4) که به کمک الگوریتم SGP4، مسیر ماهواره‌ها را پیش‌بینی می‌کند، بررسی شده است. این تحلیل برای استفاده این نرم افزار در ایستگاه‌های فرمان و کنترل آن آژانس انجام شد. نتایج حاصل از این نرم افزار با نرم افزار فراگیر STK مقایسه و در پایان، استفاده از این الگوریتم برای عملیات تله متری، فرمان و کنترل تایید شده است [۶]. پژوهش دیگری در راستای کاهش خطای اطلاعات دو خطی در سال ۲۰۱۰ انجام شد. در این پژوهش با اعمال روش تصحیح دیفرانسیلی حداقل مربعات بر روی اطلاعات دو خطی که در دسترس عمومی است، خطای رنج ماهواره اصلاح می‌شود [۷]. صرف نظر از میزان افزایش دقتی که هر کدام از این پژوهش‌ها داشته‌اند، این نتیجه به دست می‌آید که هم اطلاعات دو خطی و هم مدل SGP4 دارای خطا بوده و برای ردیابی ماهواره بسته به نوع ماهواره و نوع ردگیری تا مدت زمان محدودی می‌توان از اطلاعات دو خطی استفاده کرد. پس از آن این اطلاعات باید به روز شود. آخرین تحقیقی که به آنالیز دقیق مدل SGP4 برای پیشبینی مدارهای مختلف پرداخته است در سال ۲۰۱۰ ارائه شد. این تحقیق، با توجه به نتایج حاصل از تحلیل خطاهای پیشبینی، پیشنهاد می‌کند از الگوریتم SGP4 برای پیشبینی مدار ماهواره‌های نزدیک به زمین حداکثر تا ۳ روز، مدارهای نیمه خورشید آهنگ تا ۳۰ روز، مدارهای خورشید آهنگ تا ۱۵

روز و مدارهای بیضوی حداکثر تا ۱ روز استفاده شود. در این مدت خطای مکان پیشبینی شده کمتر از ۴۰ کیلومتر خواهد بود [۸].

با توجه به اینکه سالیان طولانی است که کشور ایران از ماهواره های هواشناسی و سنجش از دور استفاده می کند، اما تا کنون تحلیلی به این شکل بر روی الگوریتم های پیشبین مدار، اطلاعات دو خطی و مدت زمان اعتبار آن ها انجام نداده است. همچنین تحلیل های قبلی به صورت نظری بوده، در صورتی که از نتایج این مقاله به صورت عملی در ایستگاه های زمینی در ایران استفاده می شود. با توجه به محدودیت های طراحی، نرم افزاری و تکنولوژی موجود در کشور، انجام پژوهش های بیشتر در زمینه ی ماهواره ها، مدارهای پر کاربرد و الگوریتم های ردیابی ضرورت می یابد. در این مقاله به خصوص، تحلیل ها برای ماهواره های هواشناسی و مدارهای خورشید آهنگ و متناسب با بیم آنتن صورت گرفته است.

در این مقاله در ابتدا مدل SGP4 و اطلاعات دو خطی تعریف شده، سپس مدل ریاضی و روش محاسبه ی پارامترهای مداری بیان می شود. در انتها خطای این مدل نسبت به مدل های دیگر و نسبت به گذر زمان، تحلیل و نتایج آن ارائه می شود.

## مدل اغتشاشات کلی ساده شده و اطلاعات دو خطی

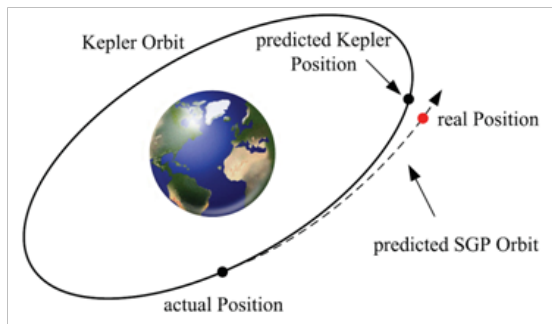
سازمان نورد توسط ایالات متحده آمریکا و کانادا برای مشاهده فضا تاسیس شده است. اولین وظیفه ی نورد ایجاد پدافند دفاعی در مقابل موشک های بالستیک بین قاره ای بود. به منظور تشخیص موشک ها از ماهواره ها، تمام حرکت های اجرام در مدار زمین، به طور متناوب توسط شبکه ای بزرگی از ایستگاه های سنسور پایه ردیابی و محاسبات و اندازه گیری ها توسط اطلاعات دو خطی در فهرست اجرام نورد نگهداری و ذخیره می شود [۹]. با توجه به اینکه ایستگاه های سنسور پایه، قادر نبودند به طور ادامه دار اجرام را ردیابی کنند، الگوریتمی با نام مدل اغتشاشات کلی ساده شده به منظور پیش بینی حرکت اجرام تهیه شد. این الگوریتم از اطلاعات دو خطی ماهواره به عنوان ورودی استفاده می کند. با استفاده از ترکیب این الگوریتم با فهرست اجرام نورد، تمام حرکت اجرام دور زمین قابل ردیابی است [۹]. این پیش بینی متناسب با مدار ماهواره و دقت ایستگاه های زمینی تا مدت زمان چند ساعت یا چند روز معتبر بوده و نیاز است اطلاعات دو خطی به صورت مرتب برای الگوریتم به روز شود. در این مقاله میزان خطای الگوریتم در طول زمان و مدت زمان اعتبار آن بررسی می شود.

## مدل اغتشاشات کلی ساده شده شماره ۴

مدل اغتشاشات کلی ساده شده شماره ۴ مدلی بسط داده شده از مدل اصلی اغتشاشات کلی ساده شده است. محاسبات مداری توسط این مدل، با اضافه کردن اثرات زیر به محاسبات کپلری معمول، کامل شده است [۱۰]:

- اثرات درگ اتمسفری و کشش های قطبی محاسبه و به آنومالی اولیه اضافه شده است.
- تغییرات مداری ناشی از دوره های کوتاه مدت و بلند مدت مداری به محاسبات اضافه شده است.

• ترم های هارمونیک منطقه ای ناشی از میدان نامنظم جاذبه زمین در مدل دیده شده است. این الگوریتم برای مدارهای نزدیک زمین با دوره ی زمانی کمتر از ۲۲۵ دقیقه مناسب می باشد. شکل (۱) مسیر پیش بینی به کمک مدل ساده شده اغتشاشات را نشان می دهد.



شکل ۱. مسیر پیش بینی شده توسط الگوریتم SGP۴

### مدل اغتشاشات ساده شده عمیق فضا شماره ۴

مدل اغتشاشات ساده شده عمیق فضا شماره ۴ قابل استفاده برای ماهواره های با ارتفاع بالا، با دوره ی زمانی بیشتر از ۲۲۵ دقیقه است. محاسبات در این مدل بر پایه ی مدل قبلی و تکمیل شده با استفاده از محاسبات زیر است [۱۰]:

- اثرات میدان جاذبه ی مربوط به ماه و خورشید
- هارمونیک های اثرگذار زمین بر روی ماهواره هایی با دوره ی زمانی بین نیم تا یک روز

### اطلاعات دو خطی

اطلاعات دو خطی قابل قبول ماهواره را می توان از سایت ها اینترنتی [۱۱ و ۱۲] تهیه کرد. فرمت پارامترهای اطلاعات دوخطی که در الگوریتم های اغتشاشات ساده شده استفاده می شود در شکل (۲) نشان داده شده است.

Name	International description					
GIOVE-A	↓	$t_0$	$n_0/2$	$n_0/6$	B*	Checksum
1	28922U	05051A	07308.04226181	.00000041	00000-0	10000-3 0 2730
2	28922	56.0446	172.9334	0008039	336.8309	23.2245 1.70194202 11502
Cataloge Nr.	$i_0$	$\Omega_0$	$\epsilon_0$	$\omega_0$	$M_0$	$n_0$ Checksum

شکل ۲. فرمت داده های اطلاعات دو خطی ماهواره

جدول (۱) اختصارات مختلف در فرمت اطلاعات دوخطی را توصیف می کند.

پارامتر	توضیح
$t_0$	مبدأ زمان اطلاعات دو خطی (روز)
$n_0$	حرکت متوسط (تعداد دوران کامل در روز)
$B^*$	ترم درگ
$i_0$	شیب مدار (درجه)
$\Omega_0$	بعد نقطه‌ی اعتدال بهاری (درجه)
$\varepsilon_0$	خروج از مرکزیت (نقطه به عنوان اعشار فرض شده)
$\omega_0$	آرگومان حضیض (درجه)
$M_0$	آنومالی متوسط (درجه)

جدول ۱. پارامترهای اطلاعات دو خطی ماهواره

ردیابی در ایستگاه زمینی به کمک دو خط اطلاعاتی ماهواره صورت می پذیرد. برای دستیابی به دقیق ترین مدل پیش بینی مسیر ماهواره، اطلاعات دو خطی باید با یکی از مدل های ساده شده اغتشاشات مورد استفاده قرار گیرد [۸]. اگر بخواهیم پارامترهای ردیابی ماهواره یعنی زوایای فراز و سمت و پارامتر رنج را در در زمانی غیر از مبدأ زمان دو خط اطلاعاتی بدست آوریم، به دلیل وجود اغتشاشات مداری بعضی از پارامترهای مداری دستخوش تغییراتی می شود. این تغییرات در یک دور چرخش ماهواره به دور زمین آنچنان قابل ملاحظه نیست اما با گذر زمان به طور یکنواخت آن قدر افزایش یافته که به راحتی بعد از گذر چند روز قابل تشخیص است. این تغییرات رفته رفته المان های مداری را از مقادیر نامی خود منحرف می کند. اغتشاشات مداری ناشی از دو عامل اصلی است [۱۳]:

- زمین به صورت دقیق کروی نیست و توزیع جرم در آن متناسب و با قرینه ی کروی نیست.
  - ماهواره به جز شتاب گرانش نیروهای دیگری را در اطراف زمین حس می کند، نیروهایی ناشی از بقیه اجسام سنگین و نیروهایی که جز نیروهای اصطکاکی دسته بندی می شوند.
- در این مقاله ابتدا مدل اغتشاشات ساده شده، به صورت کلی توضیح داده و الگوریتم شبیه سازی پارامترهای ردیابی به کمک این روش بیان می شود. سپس مقایسه ای بین دقت نتایج این مدل با مدل های جاذبه نامنظم و دو جسم در طول زمان صورت می گیرد.

## الگوریتم کلی شبیه سازی پارامترهای ردیابی

در این بخش روند کلی روش شبیه سازی پارامترهای ردیابی ماهواره معرفی شده است. برای انجام مراحل شبیه سازی، در ابتدا نیاز است المان های مداری در یک لحظه ی خاص به نرم افزار معرفی شود. این المان ها توسط فایل متنی اطلاعات دو خطی با مبدأ زمان نزدیک به زمان شروع شبیه سازی به نرم افزار داده می شود. پس از اینکه المان های مداری و پارامترهای ردیابی در یک لحظه ی خاص مشخص شد از آن پس می توان با استفاده از روابطی که در بخش (۳) معرفی خواهد شد در گام های زمانی مختلف المان های مداری و پارامترهای ردیابی را بدست آورد.

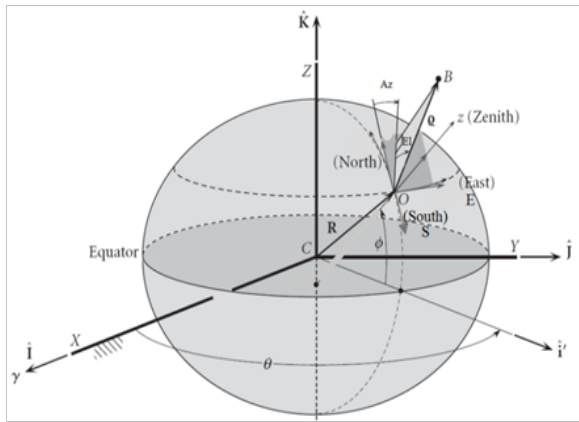
در (الگوریتم ۱) روند کلی شبیه سازی پارامترهای ردیابی معرفی شده است.

الگوریتم ۱. الگوریتم کلی شبیه‌سازی پارامترهای ردیابی	
۱- تعیین المان‌های مداری توسط اطلاعات دو خطی در یک لحظه‌ی خاص برای نرم‌افزار.	$(M, i, \Omega, \omega, n, t_{epoch}, \varepsilon)$
۲- تعیین فاصله زمانی ابتدایی و انتهایی و گام‌های زمانی مورد نظر کاربر برای دید یک نقطه‌ی خاص.	$(t_{epoch}, t_{end}, steptime)$
۳- تعیین مختصات (ارتفاع، طول و عرض جغرافیایی) نقطه‌ی خاص مورد نظر (یا ایستگاه) برای نرم‌افزار.	$(\varphi, \lambda, H)$
۴- حل گام به گام مسئله توسط روابط معرفی شده.	
۵- ارائه زوایای فراز و سمت و رنج ماهواره تا ایستگاه در هر لحظه به عنوان خروجی.	

شکل ۲. فرمت داده‌های اطلاعات دو خطی ماهواره

### الگوریتم جزئی شبیه‌سازی معادلات ردیابی

برای این کار ابتدا باید موقعیت ماهواره در دستگاه مختصات مداری بدست آید. سپس با استفاده از یک سری ماتریس‌های انتقال دستگاه‌های مختصات و وارد کردن زمان به معادلات، زاویه‌ی فراز در دستگاه مرکز محلی بدست می‌آید (شکل ۳).



شکل ۳. موقعیت ماهواره نسبت به دستگاه مرکز محلی، زمین مرکز ثابت و اینرسی [۱۴]

الگوریتم ۲. الگوریتم تابعیت پارامترهای ردیابی با زمان	
۱- تعیین تمام المان‌های مداری در زمان شروع شبیه‌سازی.	
۲- برای زمان شروع شبیه‌سازی:	
أ) محاسبه‌ی موقعیت ماهواره در دستگاه اینرسی $\{r\}_{ECI}$ به کمک الگوریتم SGP (شکل ۵).	
ب) استفاده از مدل بیضوی زمین و محاسبه‌ی موقعیت ایستگاه در دستگاه اینرسی $R_{ECI}$ (شکل ۴).	
ج) محاسبه‌ی موقعیت ماهواره نسبت به ایستگاه در دستگاه اینرسی $\rho_{ECI}$ به کمک $\{r\}_{ECI}$ و $R_{ECI}$ (شکل ۵).	
د) محاسبه‌ی زمان نجومی محلی ایستگاه.	
ه) انتقال موقعیت ماهواره نسبت به ایستگاه به دستگاه مرکز محلی $\{\rho_{sez}\}$ توسط ماتریس انتقال $[Q]_{ECI\_sez}$ (شکل ۵).	
و) محاسبه‌ی زوایای الویشن و آزیموت و اندازه بردار $\{\rho_{sez}\}$ .	
۳- اضافه کردن گام زمانی به زمان شروع شبیه‌سازی.	
۴- محاسبه‌ی تغییرات آنومالی متوسط، بعد نقطه‌ی اعتدال بهاری و آرگومان حضیض، موثر از مدل واقعی زمین در اثر گذر گام‌های زمانی و تعیین المان‌های مداری در زمان جدید.	
۵- انجام تمام محاسبات مرحله‌ی ۲ برای زمان جدید.	
۶- به همین صورت اضافه کردن گام‌های زمانی و انجام همان محاسبات تا رسیدن به زمان پایانی.	

## روابط مورد نیاز برای شبیه سازی رنج و زاویه های فراز و سمت

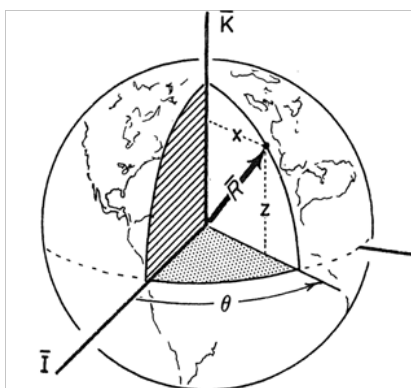
### محاسبه ی موقعیت نقطه ی هدف در دستگاه اینرسی

مختصات مکان نقطه ی هدف در دستگاه متعامد بیضی زمین و موقعیت نقطه ی هدف در دستگاه اینرسی با توجه به (شکل ۴) به صورت زیر بیان شده است [۱۵].

$$X = \left\{ \frac{a_e}{\sqrt{(1-e^2)(\sin \varphi)^2 + (\cos \varphi)^2}} + H \right\} \cos \varphi \quad (1)$$

$$Z = \left\{ \frac{a_e(1-e^2)}{\sqrt{(1-e^2)(\sin \varphi)^2 + (\cos \varphi)^2}} + H \right\} \sin \varphi \quad (2)$$

$$R_{ECI} = X \cos (LST) I + X \sin (LST) J + Z K \quad (3)$$



شکل ۴. بردار  $R_{ECI}$  از مرکز دستگاه ECI به نقطه ی هدف [۱۵]

شکل (۴) دستگاه متعامد بیضی زمین و بردار موقعیت نقطه ی هدف در دستگاه اینرسی را نشان می دهد.

### محاسبه ی زمان نجومی محلی

برای محاسبات زمان نجومی نیاز به استفاده از یک زمان مرجع جهانی داریم که از رابطه ی زیر بدست می آید [۱۴].

$$ut = (J + 0.5 - \text{floor}(J + 0.5)) \times 24 \quad (4)$$

J زمان جولیان و تعداد روزهای سپری شده از یک مبدا زمانی مشخص است. این مبدا زمان از ظهر ۱ ژانویه ی ۴۷۱۳ سال قبل از میلاد مسیح قرارداد شده است. همچنین floor عملگری است که عدد غیر صحیح را به نزدیکترین عدد صحیح به سمت صفر گرد می کند. زمان نجومی محلی توسط رابطه ی (۵) تا (۹) محاسبه می شود [۱۴].

$$J_0 = J - ut / 24 \tag{۵}$$

$$T_0 = \left( \frac{J_0 - 2451545}{36525} \right) \tag{۶}$$

$$\theta_{g0} = 100.4606184 + 36000.77004T_0 + 0.000387933T_0^2 - 2.583 \times 10^{-8}T_0^3 \tag{۷}$$

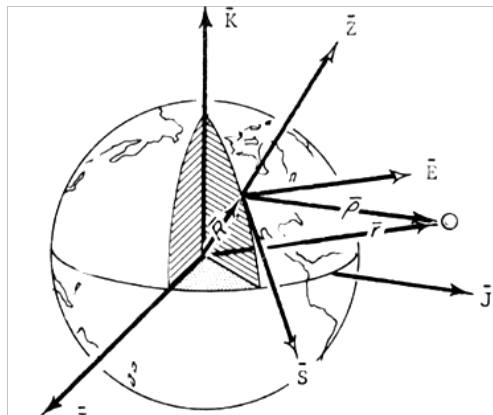
$$\theta_g = \theta_{g0} + 360.98564723 \times \frac{UT}{24} \tag{۸}$$

$$LST = \lambda_E + \theta_g \tag{۹}$$

### محاسبه ی رنج ماهواره نسبت به ایستگاه در دستگاه اینرسی

بردار ماهواره نسبت به ایستگاه در دستگاه اینرسی طبق شکل (۵) به صورت زیر خواهد بود [۱۵].

$$\rho_{ECI} = r_{ECI} - R_{ECI} \tag{۱۰}$$



شکل ۵. موقعیت ماهواره و ایستگاه نسبت به دستگاه اینرسی و محلی [۱۵]

### محاسبه ی موقعیت ماهواره در دستگاه مرکز محلی

ماتریس انتقال بردار ماهواره نسبت به ایستگاه در دستگاه اینرسی به دستگاه مرکز محلی به این صورت آمده است [۱۴].

$$[Q]_{ECI,SEZ} = \begin{bmatrix} \sin\varphi \cos LST & \sin\varphi \sin LST & -\cos\varphi \\ -\sin LST & \cos LST & 0 \\ \cos\varphi \cos LST & \cos\varphi \sin LST & \sin\varphi \end{bmatrix} \tag{۱۱}$$

$$\{\rho_{SEZ}\} = [Q]_{ECI,SEZ}\{\rho_{ECI}\} \tag{۱۲}$$

## محاسبه ی پارامترهای ردیابی ماهواره

در نهایت روابط مورد نیاز برای محاسبه ی رنج و زوایای فراز و سمت به صورت زیر خواهد بود [۱۵]:

$$\rho_{SEZ} = \rho_S S + \rho_E E + \rho_Z Z \quad (13)$$

$$El = \sin^{-1} \left( \frac{\rho_Z}{\rho_{SEZ}} \right) \quad (14)$$

$$Az = \cot^{-1} \left\{ -\frac{\rho_S}{\rho_E} \right\} \quad (15)$$

$$R = |\rho_{SEZ}| = \sqrt{\rho_S^2 + \rho_E^2 + \rho_Z^2} \quad (16)$$

## تحلیل خطای مدل عمومی اغتشاشات ساده شده

مرکز فضایی جانسون ناسا در سال ۲۰۰۹ برای تشخیص زباله های فضایی در مدار زمین ثابت دست به اصلاح مدل عمومی اغتشاشات ساده شده، زد. این مرکز در گزارشی به تحلیل خطای کد جدید در مقایسه با داده های نرم افزار ست ترک که از مدل عمومی اغتشاشات ساده شده استفاده می کرد، پرداخت. نتایج نشان داد، کد جدید که پیشرفت داده شده ی مدل عمومی اغتشاشات ساده شده بود خطای کمتری در تشخیص فاصله و مکان اجسام در مدار زمین ثابت دارد [۱۶]. در این مقاله به تحلیل خطای مدل عمومی اغتشاشات ساده شده با مدل های جاذبه نامنظم و دو جسم در طول زمان پرداخته می شود. مدل جاذبه نامنظم از بین اغتشاشات وارد بر ماهواره تنها اثر نامنظم بودن میدان مغناطیسی زمین ناشی از ناهمگونی جرم زمین را لحاظ می کند و مدل دو جسم حرکت ماهواره به دور زمین را بدون در نظر گرفتن هیچگونه اغتشاشی تحلیل می کند. همچنین خطای حاصل از گذر زمان در مدل اغتشاشات ساده شده نسبت به مسیر واقعی ماهواره در طول ۳ هفته نیز تحلیل و محاسبه شده است.

برای تحلیل خطا، از نرم افزار STK برای محاسبه ی اختلاف زوایای فراز، سمت و رنج در مدل های مختلف استفاده شده است. این اختلاف در زمان گذر نسبت به نقطه ی هدف برای ماهواره ای واقعی در مدار پایین زمین محاسبه، و به صورت نمودار رسم شده است. با توجه به سرعت بالای ماهواره در مدارهای پایین زمین، تحلیل خطای پارامترهای ردیابی برای این نوع مدار صورت می گیرد. هرچه ارتفاع مدار افزایش می یابد خطای حاصله کمتر خواهد بود.

اطلاعات دو خطی مدار اول با ارتفاع مدارات پایین زمین و مختصات تهران در زیر آمده است.

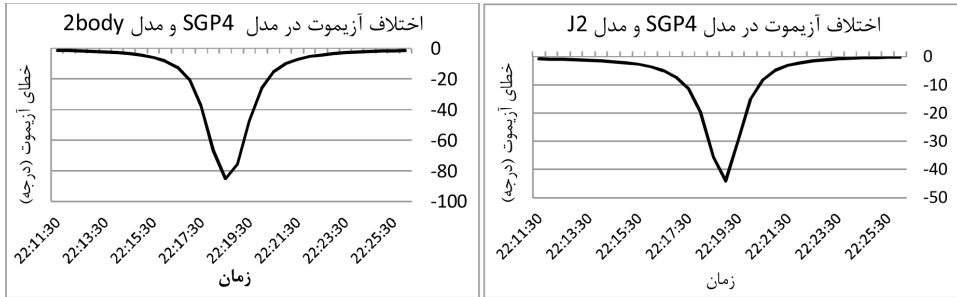
Tehran:  $\varphi = 35.796N, \lambda = 51.48E, H = 1.566Km$

NOAA 19 [S]

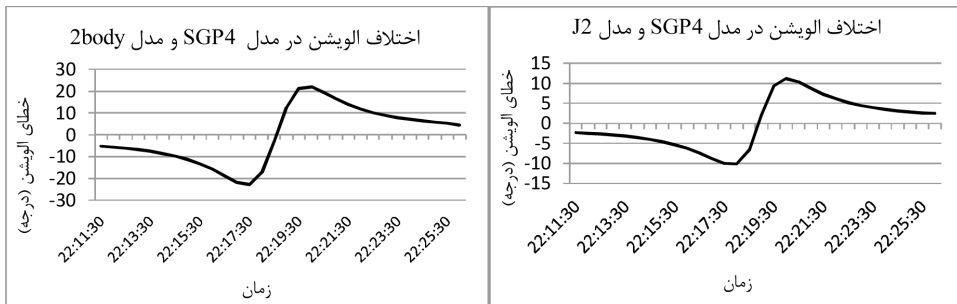
1 33591U 09005A 11252.39946568 .00000224 00000827 0 3-14804 0-  
2 33591 098.8304 191.1554 0015130 097.7121 262.5780 14.11200185133266

## خطای مدل اغتشاشات ساده شده با مدل های جاذبه نامنظم دو جسمدر اولین گذر پس از مبدا زمان اطلاعات دو خطی:

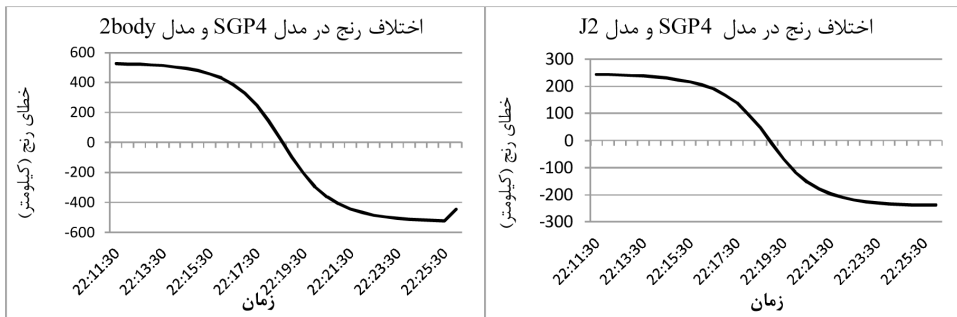
در این قسمت خطای حاصل از شبیه سازی پارامترهای ردیابی در مدل اغتشاشات ساده شده با مدل جاذبه نامنظم دو جسمدر اولین گذر بعد از مبدا زمان اطلاعات دو خطی برای ماهواره مورد نظر نشان داده شده است.



نمودار ۲ و ۱. اختلاف زاویه آزیموت در مدل های اغتشاشات ساده شده ، جاذبه نامنظم و دو جسم محاسبه شده توسط نرم افزار STK برای ماهواره ای در ارتفاع پایین



نمودار ۳ و ۴. اختلاف زاویه الویشن در مدل های اغتشاشات ساده شده ، جاذبه نامنظم و دو جسم محاسبه شده توسط نرم افزار STK برای ماهواره ای در ارتفاع پایین

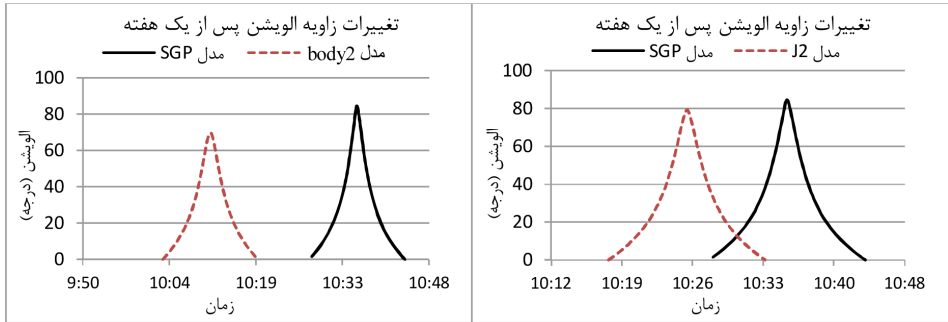


نمودار ۵ و ۶. اختلاف رنج ماهواره در مدل های اغتشاشات ساده، جاذبه نامنظم و دو جسم محاسبه شده توسط نرم افزار STK برای ماهواره ای در ارتفاع پایین

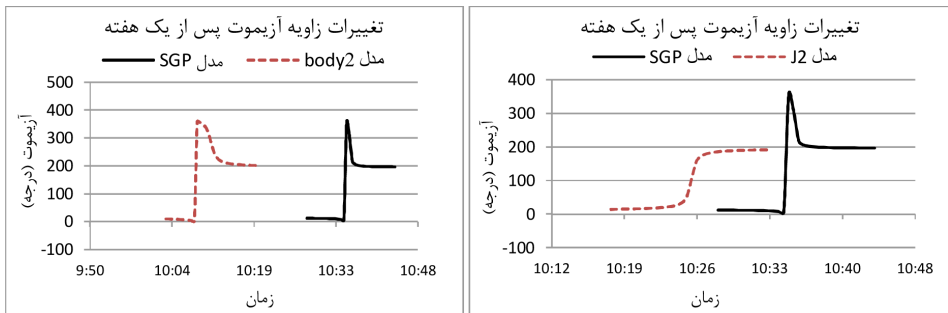
نمودارهای (۱ تا ۶) نشان می دهد که خطای مدل های جاذبه نامنظم و دو جسم نسبت به مدلاغتاشات ساده شده، حتی در اولین گذر بعد از مبدا زمان اطلاعات دو خطی قابل توجه بوده و این دو مدل برای استفاده در ردیابی قابل استفاده نمی باشند. رد زمینی این گذر در شکل (۶ الف) مشخص شده است.

## اختلاف مدل اغتشاشات ساده با مدل های جاذبه نامنظم و دو جسم پس از گذشت یک هفته از مبدا زمان اطلاعات دو خطی:

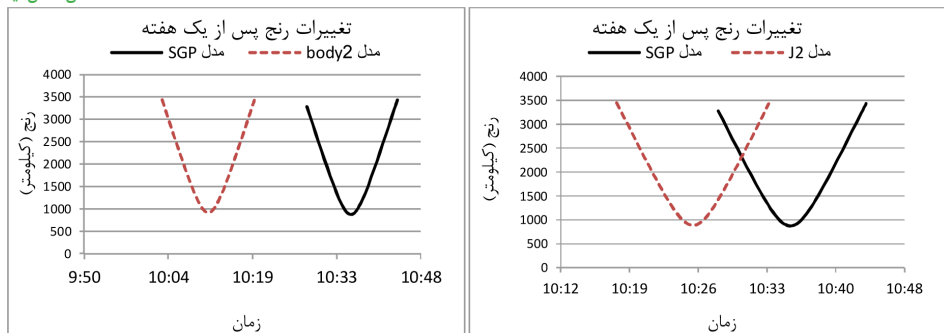
در این قسمت خطای حاصل از شبیه سازی پارامترهای ردیابی در مدل اغتشاشات ساده شده با مدل جاذبه نامنظم و دو جسم پس از گذشت یک هفته از مبدا زمان اطلاعات دو خطی برای ماهواره مورد نظر نشان داده شده است.



نمودار ۷ و ۸، تغییرات زاویه الویشن در مدل های اغتشاشات ساده، جاذبه نامنظم و دو جسم محاسبه شده توسط نرم افزار STK برای ماهواره ای در ارتفاع پایین



نمودار ۹ و ۱۰، تغییرات آزیموت در مدل های اغتشاشات ساده شده، جاذبه نامنظم و دو جسم محاسبه شده توسط نرم افزار STK برای ماهواره ای در ارتفاع پایین

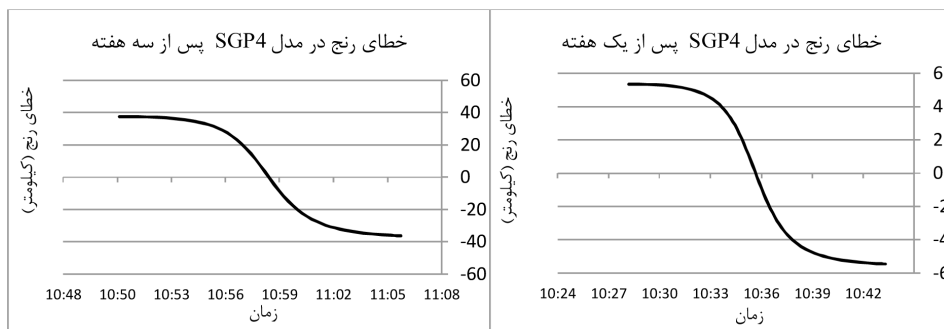


نمودار ۱۱ و ۱۲. تغییرات رنج ماهواره در مدل های اغتشاشات ساده، جاذبه نامنظم و دو جسم محاسبه شده توسط نرم افزار STK برای ماهواره ای در ارتفاع پایین

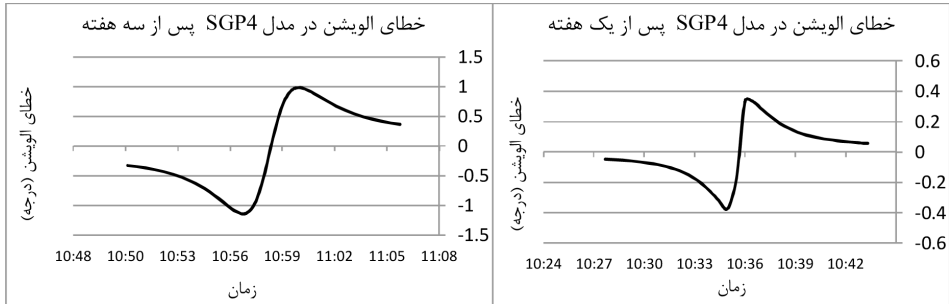
نمودارهای (۱۲ تا ۷) نشان می دهد که اختلاف پارامترهای شبیه سازی شده توسط مدل های جاذبه نامنظم و دو جسم نسبت به مدل اغتشاشات ساده شده، پس از یک هفته از مبدا زمان اطلاعات دو خطی بسیار زیاد است. در این نمودارها همچنین اثر اغتشاشات مداری بر روی حرکت ماهواره به خوبی روشن است. رد زمینی این گذر در شکل (۶ ب) مشخص شده است.

### خطای مدل اغتشاشات ساده شده پس از گذشت یک هفته و سه هفته از مبدا زمان اطلاعات دو خطی :

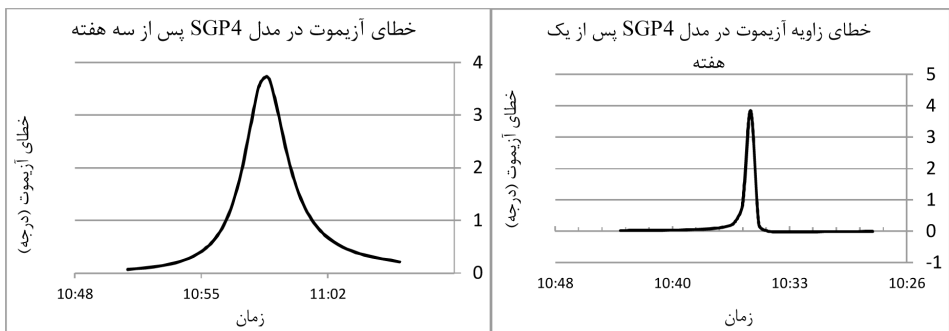
در این قسمت پارامترهای ردیابی با استفاده از اطلاعات دو خطی روز و اطلاعات دو خطی یکو سه هفته قبل برای یک گذر محاسبه و خطای آن مطابق با نمودارهای (۱۳ تا ۱۸) نشان داده شده است. رد زمینی این گذر در شکل (۷ الف و ب) مشخص شده است.



نمودار ۱۳ و ۱۴. خطای بازه پس از گذشت زمان یک و سه هفته برای مدل اغتشاشات ساده، محاسبه شده توسط نرم افزار STK برای ماهواره ای در ارتفاع پایین



نمودار ۱۵ و ۱۶. خطای زاویه الویشن پس از گذشت زمان یک و سه هفته برای مدل اغتشاشات ساده، تحلیل در نرم افزار STK برای ماهواره ای در ارتفاع پایین



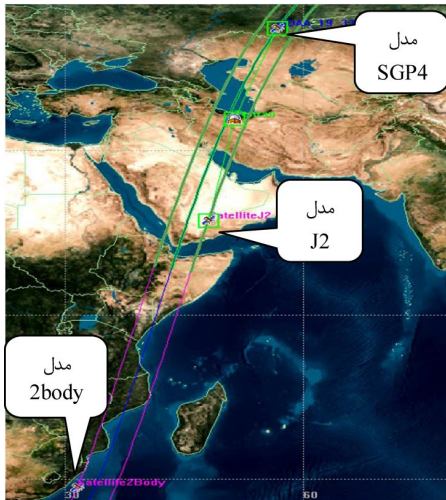
نمودار ۱۷ و ۱۸. خطای آزیموت پس از گذشت زمان یک و سه هفته در مدل اغتشاشات ساده شده، محاسبه توسط نرم افزار STK برای ماهواره ای در ارتفاع پایین

نمودارهای (۱۳ تا ۱۸) نشان می دهد اگر اطلاعات دو خطی ماهواره در گذر زمان به روز نشود، آنگاه در شبیه سازی مسیر ماهواره، پس از گذشت یک هفته برای بازه، زاویه الویشن و زاویه آزیموت به ترتیب خطایی در حدود ۵ کیلومتر، ۰/۴ درجه و ۳ درجه و پس از گذشت سه هفته برای این پارامترها به ترتیب خطایی در حدود ۴ کیلومتر، ۱ درجه و ۳/۵ درجه بوجود می آید.

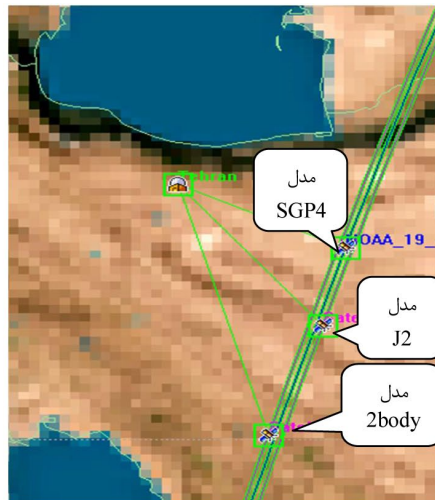
با توجه به بودجه لینک مخابراتی که برای بیشترین فاصله ایستگاه با ماهواره ها بسته می شود، این میزان خطا در بازه، در ایجاد لینک مخابراتی اختلالی بوجود نمی آورد. اما خطای پارامترهای الویشن و آزیموت چون در جهت گیری آنتن استفاده می شوند بیشتر مورد توجه هستند. نتایج نمودارهای (۱۳ تا ۱۸) نشان می دهد اطلاعات دو خطی یک ماهواره در ارتفاع پایین برای یک آنتن با بیم ۴ درجه به بالا برای مدت ۳ هفته معتبر می باشد.

### رد زمینی گذر ماهواره با استفاده از مدل های مختلف در طول زمان:

در این قسمت رد زمینی ماهواره مورد نظر در اولین گذر، یک هفته بعد و سه هفته بعد از مبدأ زمان اطلاعات دو خطی و با استفاده از هر سه مدل اغتشاشات ساده شده، جاذبه نامنظم و دو جسم با استفاده از نرم افزار STK نشان داده شده است.



(ب)



(الف)

شکل ۶. الف) رد زمینی ماهواره در اولین گذر بعد از مبدا اطلاعات دو خطی (ب) رد زمینی ماهواره یک هفته بعد از مبدا اطلاعات دو خطی



(ب)



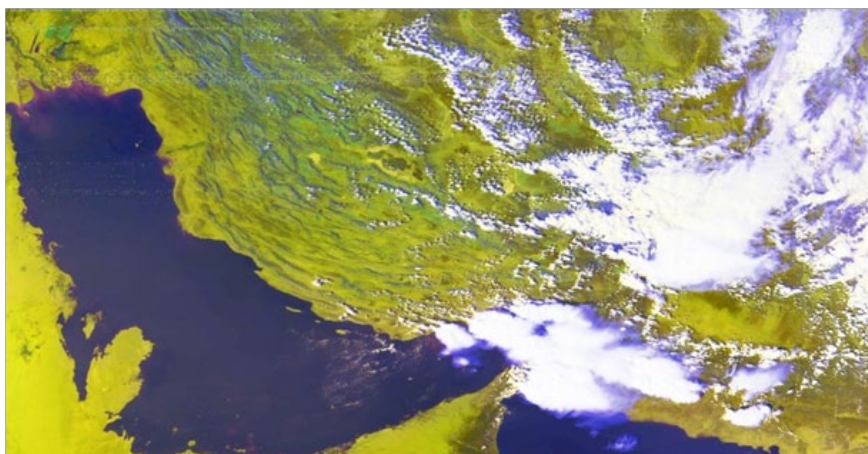
(الف)

شکل ۷. الف) رد زمینی ماهواره با استفاده از اطلاعات دو خطی روز و اطلاعات دو خطی یک هفته قبل (ب) رد زمینی ماهواره با استفاده از اطلاعات دو خطی روز و اطلاعات دو خطی سه هفته قبل

## نتایج تحلیل

ردیابی ماهواره مستلزم شبیه سازی مسیر ماهواره برای ایستگاه زمینی است. با توجه به دقت بالای مورد نیاز حرکت آنتن، برای برقراری ارتباط سالم با ماهواره نیاز است عوامل اغتشاشی مدار در شبیه سازی لحاظ شود.

در مدل شبیه سازی اغتشاشات ساده شده، اثر مجموع اغتشاشات وارد بر اجرام دور زمین لحاظ می شود. تحقیقات قبلی استفاده از الگوریتم SGP4 را برای مدارهای خورشید آهنگ تا ۱۵ روز پیشنهاد می داد. در این مقاله تحلیل خطای این مدل با مدل میدان جاذبه نامنظم زمین و مدل دو جسم در طول ۳ هفته انجام شد. تحلیل خطای بوجود آمده در شبیه سازی موقعیت ماهواره، با استفاده از مدل اغتشاشات ساده شده و اطلاعات دو خطی ماهواره، نشان داد اعتبار این مدل برای ردگیری ماهواره بسته به بیم آنتن های گیرنده دارد. به طور نمونه برای یک آنتن با بیم ۴ درجه، اعتبار مدل تا سه هفته برای یک آنتن یاگی، استفاده از این مدل تا یک ماه پس از مبدا زمان اطلاعات دو خطی نیز قابل قبول می باشد. در شکل (۸) نمونه ی تصویر دریافتی از ماهواره NOAA ۱۹ با استفاده از مدل اغتشاشات ساده شده، سه هفته بعد از مبدا زمان اطلاعات دو خطی ماهواره مشاهده می شود. تصویر قابل قبول بوده و فقط در بعضی از نقاط دچار نویز شده است. از نتایج این مقاله می توان به صورت کاربردی در ایستگاه های تله متری، فرمان و کنترل و ایستگاه های دریافت تصویر بهره برد.



شکل ۸. نمونه تصویر خلیج فارس، دریافتی از ماهواره NOAA ۱۹ توسط آنتنی با بیم ۵ درجه ۳ هفته پس از مبدا زمان اطلاعات دو خطی

## مراجع

- [1] Dusan Vuckovic et al., "Guidelines for Satellite Tracking (NAVSTAR Software)," IEEE Workshop on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications.
- [2] Manfred Bester, "SatTrack (V4.0) --A Real-time Satellite Tracking and Orbit Prediction Program," IEEE, 1996.
- [3] Paul Legenderet et al., "Improvement of the two line element accuracy assessment based on a mixture of Gaussian laws," American Inst. of Aeronautics

and Astronautics, 2008.

[4] Paul Legenderet et al., "Improvement of the TLE accuracy model based on a Gaussian mixture depending on the propagation duration," American Inst. of Aeronautics and Astronautics, 2008.

[5] Alana R. Muldoon, Gabriel H. Elkaim, "Improved Orbit Estimation using GPS Measurements for Conjunction Analysis," 21st Int Technical Meeting of the Satellite Division of The Inst. of Navigation (ION GNSS) 2008, pp. 786794-.

[6] Ilia V. Baranov, "SGP propagation program design and validation," Canadian Space Agency, Waterloo, Ontario, 2009.

[7] Creon Levit, William Marshall, "Improved orbit predictions using two-line elements," ELSEVIER Advances in Space Research. Volume 47, Issue 7, 2011, pp. 1107–1115.

[8] WEI Dong, ZHAO Chang-yin, "An Accuracy Analysis of the SGP4/SDP4 Model," ELSEVIER Chinese Astronomy and Astrophysics 34, 2010, pp. 69–76

[9] Andreas Lewandowski et al., "A Multiscale Real-Time Navigation and Communication Satellite Simulation Model for OMNeT++," Commun. Networks Inst. (CNI), Dept. of Elect. Eng., Dortmund Univ. of Technology, Dortmund, Germany, 2008.

[10] T S Kelso, Felix Hoots, Ronald Roehrich, "Spacetrack Report No.3 - Models for Propagation of NORAD Element Sets," Rep.3, 1988.

[11] T S Kelso. (2012, August, 8). Satellite TLE data. Available: [www.celestrak.com](http://www.celestrak.com)

[12] Space Track. (2012, August, 8). The Source for Space Surveillance Data. Available: [www.space-track.org](http://www.space-track.org)

[13] Michel Capderou, "Satellites Orbits and Missions," Springer, Verlag, France. 2005.

[14] Howard D. Curtis, "Orbital Mechanics for Engineering Students," Elsevier, London. England, 2005.

[15] R. Bate et al., "Fundamentals of Astrodynamics," Dover, New York. 1971.

[16] Nicholas Zwiep Miura, "Comparison and Design of Simplified General Perturbation Models (SGP4) and Code for NASA Johnson Space Center, Orbital Debris Program Office," M.S. thesis, The Faculty of California Polytechnic State Univ., San Luis Obispo, 2009.