

تحلیل داده‌های TLE ماهواره نوید و تأثیر آن بر عملیات رهگیری توسط ایستگاه‌های زمینی

حسین بلندی^۱، محمد حسن اشتری^{۲*}، مریم نادی^۳ و سیدمجید اسماعیل‌زاده^۴

۴،۳،۲،۱- مرکز تحقیقات فضایی، دانشگاه علم و صنعت ایران

*تهران، نارمک، خ فرجام

h_ashtari@iust.ac.ir

در این مقاله با تحلیل داده‌های TLE ماهواره نوید علم و صنعت در طول دوره مأموریت به بررسی میزان تأثیر این داده‌ها بر عملیات رهگیری ایستگاه‌های زمینی پرداخته شده است. دقت پیش‌بینی موقعیت ماهواره، میزان خطای جهت‌گیری آنتن‌های ایستگاه‌های زمینی، میزان خطا در پیش‌بینی زمان طلوع ماهواره و حساسیت‌سنجی این موارد نسبت به تغییرات پارامتر B^* از داده TLE از جمله موارد مورد بحث در این مقاله است. نتایج تحلیل‌ها مؤید آن است که دقت داده‌های TLE و فواصل زمانی به‌روزرسانی آن‌ها و مدت زمان سپری شده از زمان Epoch مربوط به داده TLE، به صورت مستقیم بر دقت پیش‌بینی موقعیت ماهواره و عملیات رهگیری تأثیرگذار است. در برخی از موارد از جمله محدودبودن بیم آنتن‌های زمینی، این مسئله منجر به عدم موفقیت در رهگیری ماهواره می‌شود. بنابراین پیشنهاد شده است عملیات رهگیری ماهواره به کمک ایستگاه‌های زمینی و مستقل از داده TLE انجام پذیرد و استفاده از داده TLE به عنوان حالت رزرو مورد نظر قرار گیرد در این حالت نیز باید داده‌های TLE روزانه به‌روزرسانی شوند.

واژه‌های کلیدی: ماهواره نوید علم و صنعت، TLE، SGP4، تعیین موقعیت، ایستگاه زمینی

علائم و اختصارات

مقدمه

با پیشرفت فناوری و به‌وجودآمدن نیازهای مختلف در حوزه‌های مخابراتی، سنجشی، نظامی و ... مأموریت‌های متنوعی در عرصه فضا تعریف و برای این منظور ماهواره‌های مختلفی در مدار قرار گرفته‌اند. یکی از اصلی‌ترین نیازمندی‌ها برای انجام موفقیت‌آمیز مأموریت ماهواره، دانستن موقعیت حال و پیش‌بینی موقعیت آتی ماهواره برای برقراری ارتباط توسط ایستگاه‌های زمینی و اخذ تصویر از مکان‌های مشخص و ارسال پیام در مکان‌های از پیش تعیین شده است.

برای تعیین و پیش‌بینی موقعیت ماهواره و مدار حرکتی آن، داده‌های اندازه‌گیری مختلفی از قبیل فاصله ماهواره تا ایستگاه، زاویه اوج و سمت رؤیت ماهواره، اختلاف زمان رسیدن سیگنال تا ایستگاه‌های مختلف و ... مورد استفاده قرار می‌گیرند [۱ و ۲]. الگوریتم‌های متنوعی برای تعیین مدار حرکتی ماهواره بر روی این

C_D	ضریب درگ
ρ_0	چگالی اتمسفر
A	سطح مقطع مؤثر ماهواره در برخورد با ذرات اتمسفر
TLE	داده‌های دو خطی
LEO	مدار ارتفاع پایین
B^*	ترم کششی
m	جرم ماهواره
SGP4	انتشارگر مدار ارتفاع پایین

۱. دانشیار

۲. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

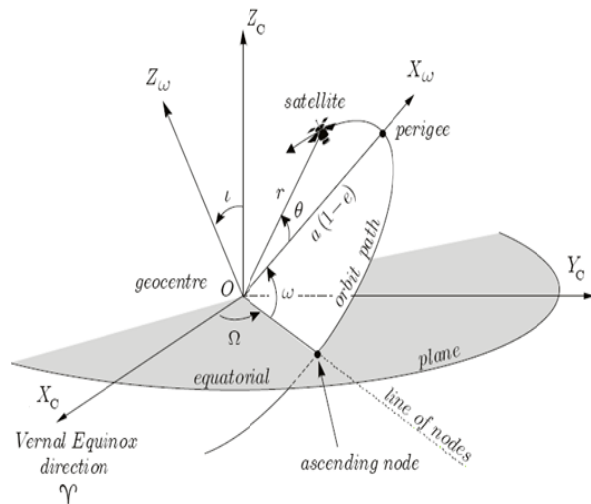
۳. کارشناس ارشد

۴. استادیار

معرفی شده‌اند. در بخش بعدی، نتایج بررسی‌ها و شبیه‌سازی‌ها براساس داده‌های TLE در طول دوره‌ی مأموریت ماهواره‌ی نوید علم و صنعت ارائه شده است. در این خصوص رویه‌ی تغییر پارامترهای TLE، خطای پیش‌بینی موقعیت ماهواره، خطای پیش‌بینی زمان طلوع، خطای به‌وجودآمده در جهت‌گیری اولیه‌ی آنتن‌های زمینی و حساسیت‌سنجی این پارامترها نسبت به تغییرات ترم کششی (B^*) داده TLE مورد بحث قرار گرفته است. در انتها با مدنظر قراردادن ملاحظات عملیاتی، مطالب جمع‌بندی و پیشنهاداتی نیز در این زمینه ذکر شده است.

مدار حرکتی ماهواره

برای توصیف مدار حرکت ماهواره به دور زمین، نیاز به پارامترها یا مشخصاتی داریم که بتوان با توجه به آن پارامترها، ماهواره را به عنوان یک جسم متحرک در فضا، در قالب یک دستگاه مختصات توصیف و راستای حرکتی آن را هم پیش‌بینی کرد. مجموعه پارامترهای مختلفی برای بیان این موضوع مورد استفاده قرار می‌گیرند که از جمله شاخص‌ترین آن‌ها به مجموعه پارامترهای کلاسیک مداری $\{i, \Omega, \omega, a, e, \theta\}$ می‌توان اشاره کرد، که در شکل (۱) به صورت شماتیک نشان داده شده است.



شکل ۱- توصیف مدار حرکتی ماهواره

مجموعه پارامترهای کلاسیک مداری (C6)، به کمک شش پارامتر خود، توصیف کامل و قابل لمسی، از مدار ماهواره در دستگاه مختصات اینرسی بیان می‌کنند. سه پارامتر (i, Ω, ω) وضعیت صفحه مداری و دو پارامتر (a, e) اندازه و شکل مدار را مشخص می‌کنند. پارامتر θ نیز، بیانگر موقعیت ماهواره در مدار است.

در مکانیک کپلری، ماهواره همیشه در یک مدار خاص در حال حرکت است و هیچ‌گاه در این مدار تغییری ایجاد نمی‌شود.

داده‌های اندازه‌گیری اعمال می‌شوند، برای نمونه به روش‌های کلاسیک هندسی نظیر روش گاوس، گیبس، لامبرت [۳ و ۴] و روش‌های نوین نظیر فیلتر کالمن توسعه‌یافته EKF [۵ و ۶]، فیلتر کالمن خنثی UKF [۷ و ۸] می‌توان اشاره کرد.

بر حسب مدار حرکتی ماهواره و دقت مورد نیاز برای انجام عملیات تعیین موقعیت، ادوات سنجشی متنوعی به‌کارگیری می‌شوند که از جمله آن‌ها ایستگاه‌های زمینی راداری، اپتیکی [۹]، لیزری [۱۰] و تجهیزات GPS [۱۱ و ۱۲] و ... را می‌توان نام برد. پُر واضح است با افزایش سطح فناوری مورد استفاده در ادوات سنجشی، هزینه‌های تحمیلی به پروژه نیز افزایش خواهند یافت.

علاوه بر ادوات اندازه‌گیری و الگوریتم‌های مورد استفاده در این حوزه باید دینامیک حاکم بر حرکت مداری نیز مورد توجه قرار گیرند. از جمله عوامل تأثیرگذار در این حوزه به نیروی گرانش ناشی از تابع پتانسیل زمین، نیروی مخالف درگ، نیروی ناشی از جاذبه‌ی سایر اجرام سماوی نظیر خورشید و ماه و نیروی ناشی از تشعشعات کیهانی و ... می‌توان اشاره کرد [۱۳ و ۱۴]. با توجه به این عوامل و در راستای تسهیل در عملیات رهگیری ماهواره، مؤسسه‌ی نورا^۵ اقدام به انتشار داده TLE^۶ و الگوریتم SGP4^۷ کرد [۱۶]. داده TLE توسط پایگاه‌های اینترنتی [۱۷] در اختیار کاربران قرار گرفته و به کمک الگوریتم جبری SGP4 بردارهای موقعیت و بردار سرعت ماهواره در هر زمان پس از زمان Epoch مربوط به داده TLE را می‌توان محاسبه کرد.

ماهواره‌ی نوید علم و صنعت ماهواره‌ای ارتفاع پایین LEO^۸ به حساب می‌آید. پیش‌بینی موقعیت ماهواره‌ی نوید در طول دوره‌ی مأموریت در ایستگاه زمینی و بر اساس داده‌ی دریافتی از پرتابگر و داده‌ی TLE و الگوریتم SGP4 انجام پذیرفت. بر اساس این نتایج و با تولید فرامین و جهت‌گیری مناسب ایستگاه‌های زمینی، عملیات انتقال اطلاعات بین ماهواره و ایستگاه‌های زمینی محقق شد. با توجه به نکات فنی در دوره‌ی بهره‌برداری از ماهواره‌ی نوید، در این مقاله به تحلیل داده‌های TLE و تأثیر آن در برقراری ایمن با ماهواره می‌پردازیم.

این مقاله به‌صورت زیر تنظیم شده است، پس از مقدمه، توضیحاتی در خصوص مدار حرکتی ماهواره و پارامترهای مداری ارائه شده است. در ادامه مشخصات ماهواره‌ی نوید و ایستگاه‌های زمینی آن ذکر شده است. سپس داده‌های TLE و الگوریتم SGP4

5. NORAD
6. Two Line Elements
7. Simplified General Perturbation Version 4
8. Low Earth Orbit

همراه باتری قابل شارژ، برای تأمین توان الکتریکی خود استفاده می‌کند. نمای کلی ماهواره نوید علم و صنعت مطابق شکل (۲) است.



شکل ۲- نمای کلی ماهواره نوید علم و صنعت

به‌منظور برقراری ارتباط تیم بهره‌بردار با ماهواره و انجام عملیات ارسال و دریافت داده، شبکه ایستگاه‌های زمینی TT&C مورد استفاده قرار گرفت. نمونه‌ای از پدستال تله‌متری و دریافت تصویر در شکل (۳) نشان داده شده است.



شکل ۳- نمایی از ایستگاه زمینی تله‌متری و دریافت تصویر ماهواره نوید علم و صنعت

داده TLE

با افزایش روزافزون تعداد ماهواره‌ها، لزوم تعریف استاندارد برای توصیف مدار حرکتی ماهواره‌ها مطرح شد. بر این اساس در سال ۱۹۸۰ مؤسسه نورد داده‌های دو خطی TLE را ارائه کرد [۱۶]. داده‌های TLE در دو سطر تنظیم می‌شوند و حاوی اطلاعات متعددی از پارامترهای مدار حرکتی ماهواره هستند. به

لکن می‌دانیم در مسیر حرکت ماهواره، نیروهای مخالف متعددی وجود دارد و به مرور زمان، این نیروها بر شکل مدار حرکتی ماهواره، تأثیر خواهند گذاشت. مثال، ترم J_2 از تابع پتانسیل زمین که در مدارهای ارتفاع پایین اهمیت زیادی دارد، مطابق رابطه‌های (۱) و (۲) در مؤلفه‌های Ω, ω تأثیرگذار است.

$$\dot{\Omega}_{J_2} = -2.06474 \times 10^{14} a^{-7/2} \times (1 - e^2)^{-2} \cos i \quad (۱)$$

$$\dot{\omega}_{J_2} = 1.03237 \times 10^{14} a^{-7/2} \times (1 - e^2)^{-2} \times (1 - 5\cos^2 i) \quad (۲)$$

در ادامه، این مسئله از دیدگاه تجربی و بر اساس داده‌های TLE ماهواره نوید مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

ماهواره نوید علم و صنعت

ماهواره نوید علم و صنعت که از خانواده ماهواره‌های ارتفاع پایین به حساب می‌آید، در ساعت ۳ بامداد روز ۱۴ بهمن سال ۱۳۹۰ توسط پرتابگر سفیر در مدار قرار گرفت. شیب مداری ۵۵ درجه، ارتفاع اوج ۳۵۰ کیلومتر و ارتفاع حضیض ۲۷۰ کیلومتر، پارامترهای مداری طراحی شده برای این ماهواره هستند.

ماهواره نوید به شکل مکعب و با ابعاد $۵۰ \times ۵۰ \times ۵۰$ سانتی‌متر مکعب است و وزن تقریبی آن ۴۹ کیلوگرم است. سازه اصلی ماهواره به‌منظور تأمین استحکام لازم و در عین حال کاهش وزن، از جنس صفحات لانه زنبوری ساخته شده است. مأموریت اصلی ماهواره نوید، اخذ تصویر و ارسال آن به ایستگاه‌های زمینی و انتشار پیام یامهدی (عج) در نظر گرفته شده است. برای این منظور لینک مخابراتی در محدوده فرکانسی UHF با نرخ بیت $۳۸/۴$ کیلوبیت بر ثانیه، برای انتقال تصویر و لینک مخابراتی در باند فرکانسی VHF با نرخ بیت $۹/۶$ کیلوبیت بر ثانیه برای انتقال داده تله‌متری به ایستگاه زمینی در نظر گرفته شده است. علاوه بر این از طریق لینک مخابراتی در باند فرکانسی VHF با نرخ بیت $۲/۴$ کیلوبیت بر ثانیه فرمان‌های لازم (تله‌کامند) به ماهواره ارسال می‌شود. طراحی لینک‌های تله‌متری و تله‌کامند به نحوی انجام شده است که در تمامی وضعیت‌های قرارگیری ماهواره، امکان ارتباط با ماهواره، هدایت و کنترل آن ممکن باشد. برای این منظور از آنتن‌های با پترن شکل داده شده، استفاده شده است.

پایداری ماهواره نوید از نوع چرخان است و برای این منظور از حسگرهای خورشید و حسگرهای مغناطیسی برای تعیین وضعیت ماهواره و از عملگرهای مغناطیسی برای کنترل وضعیت ماهواره استفاده شده است. این ماهواره از صفحات خورشیدی به

در رابطه فوق C_D ضریب درگ، ρ_0 چگالی اتمسفر، A سطح مقطع مؤثر ماهواره در برخورد با ذرات اتمسفر و m جرم ماهواره است. برای نمونه در جدول (۱) اطلاعات موجود در یک مجموعه از داده‌های TLE، نشان داده شده است. توصیف دقیق‌تر اطلاعات موجود در داده‌های TLE در جدول (۲) ارائه شده است. داده‌های TLE به صورت مرسوم توسط ایستگاه‌های زمینی راداری، اپتیکی و ... تولید می‌شوند. داده‌های TLE بر اساس داده موقعیت و سرعت ماهواره و بر اساس الگوریتم‌های کمترین مربعات خطا [LS ۱۹] و فیلتر کالمن توسعه یافته EKF [۲۰] محاسبه می‌شوند.

عنوان مثال، داده‌های TLE، ۴ پارامتر مداری i, Ω, ω, e را به صورت مستقیم ارائه کرده است و ۲ پارامتر مداری دیگر a, θ به کمک سایر اطلاعات موجود در این داده‌ها قابل محاسبه هستند. علاوه بر این ترم B^* از داده TLE، که بر اساس رابطه (۳) بیان می‌شود به نحوی بیانگر نیروی مخالف درگ در مسیر حرکت ماهواره است. این نیرو در مدارهای ارتفاع پایین اهمیت ویژه‌ای دارد.

$$B^* = C_D \rho_0 A / 2m \quad (3)$$

جدول ۱- نمای کلی داده‌های TLE [۲۱]

Card#	Satellite Number	Class	International Designator			Epoch		Mean motion derivative (rev/day /2)		Mean motion second derivative (rev/day ² /6)		Bstar (/ER)		Eph	Elem num	Chk Sum	
			Year	Lch#	Piece	Yr	Day of Year (plus fraction)	S	S	S	S	E					
1	16609U	U	86	017	A	93	352.533502934	.00007889	00000-0	10529-3	0			342			
			Inclination (deg)			Right Ascension of the Node (deg)		Eccentricity		Arg of Perigee (deg)		Mean Anomaly (deg)		Mean Motion (rev/day)		Epoch Rev	Chk
2	16609U		51.6190	133.340	0005770	102.5680	257.5950	15.59114070447869									

جدول ۲- توصیف اطلاعات داده‌های TLE

سطر دوم داده TLE	
شماره خط اطلاعات را مشخص می‌کند.	۰۱
شماره ماهواره را مشخص می‌کند.	۰۳-۰۷
زاویه شیب مداری بر حسب درجه را بیان می‌کند.	۰۹-۱۶
زاویه RAAN مداری بر حسب درجه را بیان می‌کند.	۱۸-۲۵
گریز از مرکز مدار را بیان می‌کند.	۲۷-۳۳
زاویه آرگومان حضیض مدار بر حسب درجه را بیان می‌کند.	۳۵-۴۲
زاویه آرگومان متوسط مدار بر حسب درجه را بیان می‌کند.	۴۴-۵۱
میزان حرکت متوسط بر حسب دور در روز را بیان می‌کند.	۵۳-۶۳
تعداد دوره‌های طی شده را بیان می‌کند.	۶۴-۶۸
عددی در مبنای ۱۰ برای بررسی صحت داده‌ها است	۶۹

سطر اول داده TLE		
توضیحات	شماره ستون	
شماره خط اطلاعات را مشخص می‌کند.	۰۱	
شماره ماهواره را مشخص می‌کند.	۰۳-۰۷	
نوع رده‌بندی ماهواره است	۰۸	
بیانگر دو رقم آخر سال پرتاب است	۱۰-۱۱	
بیانگر تعداد پرتاب‌ها در سال است	۱۲-۱۴	
بیانگر payload ID است	۱۵-۱۷	
Epoch time {	بیانگر دو رقم آخر سال است	۱۹-۲۰
	بیانگر روز سال و قسمت کسری روز است	۲۱-۲۲
مشق اول حرکت متوسط تقسیم بر دو است	۲۴-۲۳	
مشق دوم حرکت متوسط تقسیم بر شش است	۲۵-۲۲	
ترم کششی اغتشاشات یا همان B^* است	۲۴-۲۱	
مدلی که برای محاسبه روز استفاده می‌شود مشخص می‌کند.	۲۳	
تعداد بروز کردن جدول را بیان می‌کند	۲۵-۲۲	
عددی در مبنای ۱۰ برای بررسی صحت داده‌ها است	۲۶	

امروزه، به علت در اختیار بودن نرم‌افزارهای متعدد برای استفاده از داده‌های TLE، از قبیل STK، NOAA، و ... این داده‌ها به صورت فراگیر و در سطح عموم مورد استفاده قرار می‌گیرند.

از جمله کاربردهای داده TLE، می‌توان به پیش‌بینی موقعیت ماهواره و تولید فرامین لازم برای جهت‌گیری صحیح آنتن ایستگاه‌های زمینی برای ارتباط با ماهواره اشاره کرد.

پراکندگی‌ترین آن‌ها به حساب می‌آید برای ماهواره‌هایی با مدار نزدیک سطح زمین با مشخصه دوره تناوب کمتر از ۲۲۵ دقیقه به کار گرفته می‌شود [۲۵].

به کمک الگوریتم SGP4 و بر اساس یک سری عملیات جبری می‌توان بردارهای موقعیت و سرعت ماهواره در هر زمان دلخواه t پس از زمان Epoch مربوط به داده TLE را محاسبه کرد. از قابلیت‌های شاخص این روش عدم نیاز به محاسبات بازگشتی یا تکراری برای رسیدن به جواب در لحظه t است. باید تذکر داد در الگوریتم SGP4 تنها یکی (B^*) از سه ترم درگ موجود در داده‌های TLE مورد استفاده قرار می‌گیرد [۲۶].

با توجه به ویژگی‌های داده TLE که در بخش قبل ارائه شد، در صورت استفاده از الگوریتم SGP4 به دقت مناسبی در تعیین و پیش‌بینی موقعیت ماهواره می‌رسیم. دقت مذکور ناشی از دقت داده‌های TLE و مدت زمان سپری شده از زمان Epoch است. در مراجع دقت‌های متفاوتی برای الگوریتم SGP4 ذکر شده است. به عنوان مثال در [۲۷] دقت الگوریتم SGP4 در طول ۴ روز معادل ۲ کیلومتر ذکر شده است در حالی که [۲۶] همین دقت را در طی زمان ۱ روز معادل ۵ کیلومتر ذکر کرده است.

بر این اساس نرم‌افزارهای متعددی بر اساس الگوریتم SGP4 تولید شده است. علاوه بر این ماهواره‌های مختلفی نیز از الگوریتم SGP4 به صورت Onboard برای پیش‌بینی موقعیت خود و تولید داده‌های موقعیت استفاده می‌کنند. از جمله این موارد به ماهواره‌های Can-X2، BIRD می‌توان اشاره کرد [۲۷ و ۲۹].

البته باید تذکر داد، از آنجا که امروزه بسیاری از ماهواره‌ها به گیرنده‌های GPS مجهز هستند، دیدگاه استفاده از الگوریتم SGP4 درون ماهواره، به عنوان حالت پشتیبان در صورت بروز هرگونه عیب در گیرنده‌های GPS مورد استفاده قرار می‌گیرد. علاوه بر این بردار موقعیت و بردار سرعت ماهواره را که خروجی الگوریتم SGP4 هستند می‌توان به صورت Onboard به عنوان داده ورودی برای زیرسیستم تصویربرداری و زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره مورد استفاده قرار داد.

تحلیل‌ها و شبیه‌سازی‌ها

در این بخش و در چند مرحله به تحلیل داده‌های TLE ماهواره نوید و تأثیر آن بر خطای پیش‌بینی موقعیت، خطای جهت‌گیری آنتن‌های ایستگاه‌های زمینی، خطای پیش‌بینی زمان طلوع ماهواره در طول دوره مأموریت و حساسیت‌سنجی این عوامل نسبت به تغییرات پارامتر B^* می‌پردازیم.

به‌رغم تمام محاسن ذکر شده برای داده TLE، برخی از محدودیت‌ها در استفاده از این داده‌ها وجود دارد که از جمله آن‌ها به موارد زیر می‌توان اشاره کرد:

۱- عدم ثبات در زمان به‌روزرسانی داده‌های TLE در پایگاه‌های اینترنتی: در برخی از مراجع فواصل به‌روزرسانی داده TLE را تا چند هفته نیز ذکر کرده‌اند. علاوه بر این پایگاه‌های مذکور هیچ تعهدی مبنی بر در اختیار قرار دادن این داده‌ها را برای ماهواره‌ای خاص برعهده ندارند.

۲- مشخص‌نبودن دقت داده‌های TLE: از آنجا که داده‌های TLE به کمک ایستگاه‌های زمینی مختلف و با سطح فناوری گوناگون محاسبه و در اختیار کاربران قرار می‌گیرند، بنابراین پراوضح است که دقت این داده‌ها می‌تواند متفاوت باشد [۲۸].

در صورت عدم استفاده از داده‌های TLE برای پیش‌بینی موقعیت ماهواره، نیازمند در اختیار داشتن ایستگاه‌های زمینی با تجهیزات مناسب برای یافتن ماهواره و محاسبه بردار موقعیت و سرعت ماهواره و استفاده از الگوریتم‌های پیچیده برای پیش‌بینی موقعیت ماهواره هستیم. فراهم ساختن این موارد منجر به افزایش پیچیدگی‌های فنی و افزایش هزینه‌های پروژه خواهد شد که این مسئله در ماهواره‌های کوچک بسیار چالش برانگیز است [۲۲].

برای رفع این موضوع و از آنجا که امروزه تقریباً تمام ماهواره‌ها مجهز به گیرنده‌های GPS هستند و می‌توان موقعیت ماهواره را با دقت بسیار بالایی در اختیار داشت، در سال ۲۰۰۰ توسط آقای مونتبراک^۹ ایده محاسبه داده TLE به صورت Onboard در ماهواره مطرح شد [۲۳]. با محاسبه داده TLE درون ماهواره و ارسال آن به ایستگاه‌های زمینی این امکان فراهم می‌شود که به صورت مستقل از سایت‌های اینترنتی و فارغ از محدودیت‌های موجود در آن‌ها بتوان عملیات پیش‌بینی موقعیت ماهواره و جهت‌گیری آنتن‌های ایستگاه‌های زمینی را انجام داد.

الگوریتم SGP4

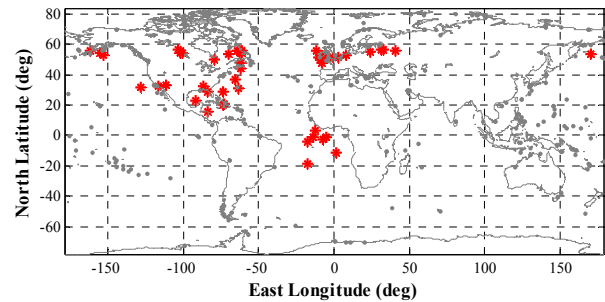
همان‌طور که اشاره شد فرمت ارائه شده در جدول (۱) برای بیان داده‌های TLE توسط مؤسسه نورا ارائه شده است. اولین مدل مداری این مؤسسه در سال ۱۹۶۶ و بر اساس مدل تحلیلی کازایی^{۱۰} [۲۴] بنا نهاده شده است. با گذشت زمان الگوریتم‌های متفاوتی از قبیل SGP4، SDP4، SDP8 و SDP8 توسط این مؤسسه برای اعمال بر داده‌های TLE ارائه شد که هر یک برای مدار حرکتی خاصی مورد استفاده قرار می‌گیرند. به عنوان مثال الگوریتم SGP4 که از

9. Montenbruck

10. Kozai

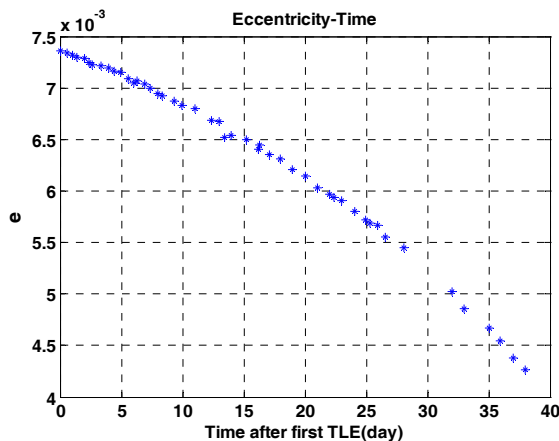
تحليل داده‌های TLE ماهواره نويد

نتایج پیشرو بر اساس داده‌های TLE ماهواره نوید از روز ۱۵ بهمن ۱۳۹۰ (یک روز پس از پرتاب) تا روز ۲۲ اسفند ۱۳۹۰ است. داده‌های TLE مورد استفاده در پیوست ارائه شده است. در ابتدا مختصات قرارگیری ماهواره را در زمان Epoch مربوط به هر یک از داده‌های TLE مورد بررسی قرار می‌دهیم. همان‌طور که در شکل (۴) ملاحظه می‌شود محل قرارگیری ماهواره، در سه ناحیه آمریکای شمالی، اروپا و اقیانوس آرام است، که نشان از تجمع ایستگاه‌های ردیابی ماهواره در این مناطق است.



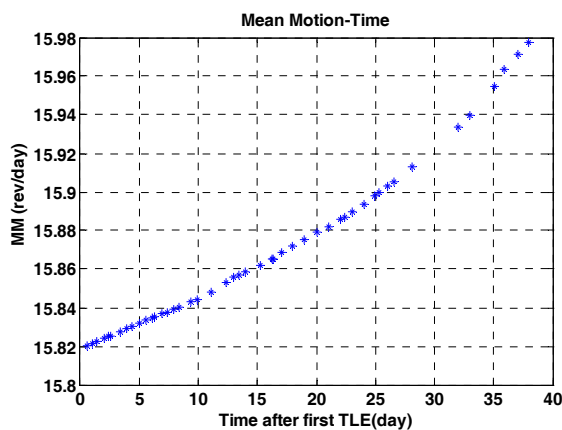
شکل ۴- مختصات طول و عرض جغرافیایی داده‌های TLE ماهواره نوید در طول دوره مأموریت

شکل (۶) تغییرات پارامتر گریز از مرکز مدار (e) در طول دوره مأموریت را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود تغییرات این پارامتر بسیار ناچیز است و می‌توان با تقریب مناسبی پارامتر $e = 0$ را در نظر گرفت. همان‌طور که انتظار می‌رود، با گذشت زمان و به علت نیروی مخالف درگ و جاذبه زمین، ارتفاع مداری ماهواره کاهش یافته و مدار از حالت بیضوی شکل به حالت دایروی متمایل می‌شود. به عبارت دیگر پارامتر e باید رویه کاهش یافته باشد، که می‌توان در شکل (۶) مشاهده کرد.



شکل ۶- تغییرات پارامتر e ماهواره نوید در طول دوره مأموریت

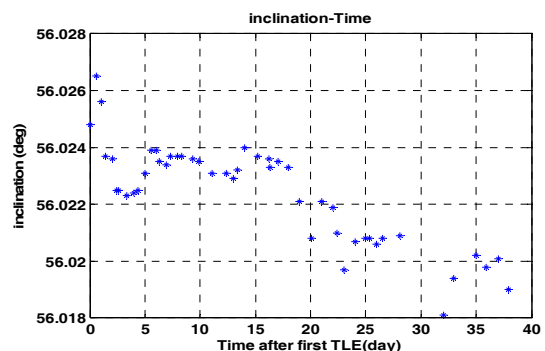
در شکل (۷) تغییرات پارامتر MM که بیانگر تعداد دورزدن زمین توسط ماهواره در یک روز است نشان داده شده است. مشاهده می‌شود این پارامتر نیز تغییرات اندکی دارد. رویه افزایشی پارامتر MM نشان از کاهش زمان دوره تناوب مداری بوده که خود نشان از کاهش ارتفاع مداری ماهواره در طول دوره مأموریت است. با توجه به مقادیر این پارامتر می‌توان با تقریب مناسبی دوره تناوب ماهواره در ابتدای مأموریت را $۹۱/۰۲$ دقیقه و در ۴۰ روز پس از پرتاب $۹۰/۱۱$ دقیقه عنوان کرد.



شکل ۷- تغییرات پارامتر MM ماهواره نوید در طول دوره مأموریت

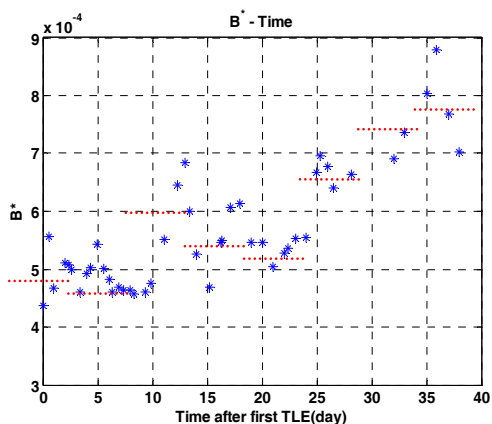
همان‌طور که اشاره شد، داده TLE از پارامترهای مختلفی برای توصیف مدار حرکتی ماهواره تشکیل شده است ولی از آنجا که تنها پارامترهای $i, \Omega, \omega, e, Ma, MM$ و ترم کششی B^* در الگوریتم SGP4 مورد استفاده قرار می‌گیرند، در ادامه به بررسی تغییرات این پارامترها می‌پردازیم.

در شکل (۵) تغییرات پارامتر شیب مداری (i) نشان داده شده است. مشاهده می‌شود در طول دوره مأموریت پارامتر شیب مداری تغییراتی در حدود $۰/۰۱$ درجه دارد که مقدار ناچیزی است و حتی می‌توان این پارامتر را تقریباً ثابت و برابر $۵۶/۰۲$ درجه در نظر گرفت. باید تذکر داد که مدار در نظر گرفته شده برای قرارگیری ماهواره نوید شیب ۵۵ درجه دارد، لکن در فرآیند پرتاب، ماهواره در مداری با شیب متفاوت مستقر شد.



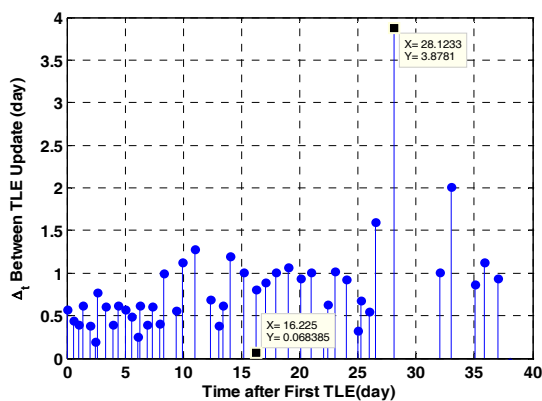
شکل ۵- تغییرات پارامتر i ماهواره نوید در طول دوره مأموریت

حدودی می‌توان تغییرات نامنظم پارامتر B^* را در ارتباط با این موضوع دانست. با توجه به شکل (۱۰) مشاهده می‌شود به علت تغییرات محدود پارامتر B^* می‌توان با خطای تقریبی ۱۵-۱۰ درصد در فواصل زمانی ۵ روزه یک عدد ثابت، که در شکل با خط چین نشان داده شده است به پارامتر B^* تخصیص داد. این مسئله در شبیه‌سازی‌های پیش‌رو و در بخش‌های آتی از جنبه دیگر مورد بررسی قرار گرفته است.



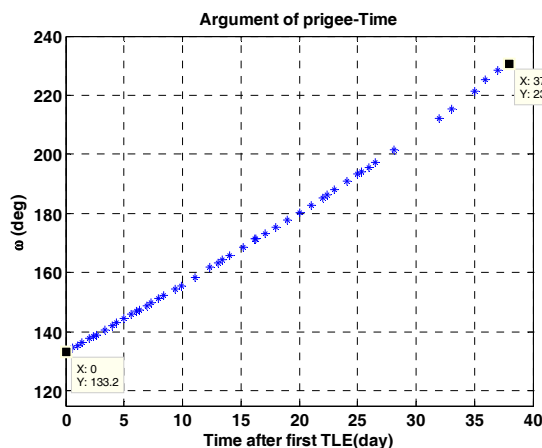
شکل ۱۰ - تغییرات پارامتر B^* ماهواره نوید در طول دوره مأموریت

در شکل (۱۱) فواصل زمانی به‌روزرسانی داده‌های TLE مورد توجه قرار گرفته است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در ابتدای قرارگیری ماهواره در مدار، داده‌های TLE با فواصل زمانی مناسبی به‌روزرسانی شده (تقریباً ۲ بار در روز) و با گذشت زمان فاصله به‌روزرسانی افزایش یافته است. البته باید تذکر داد هیچ نظم خاصی در فواصل زمانی به‌روزرسانی داده‌های TLE مشاهده نمی‌شود. مطابق پیوست، اولین داده TLE ماهواره نوید برای زمان ۴۴ ساعت پس از پرتاب ماهواره (3 Feb 2012 19:34:37.514UTCG) تنظیم و در پایگاه‌های اینترنتی ارائه شد. کمترین و بیشترین فاصله زمانی به‌روزرسانی داده‌های TLE ماهواره نوید به ترتیب ۹/۵ دقیقه و ۳/۸۷ روز است.

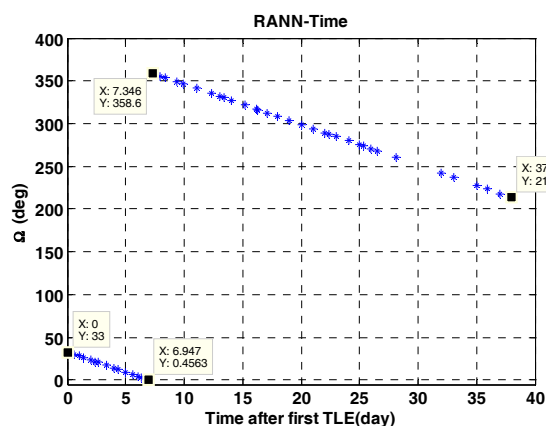


شکل ۱۱ - تغییرات فواصل به‌روزرسانی داده‌های TLE ماهواره نوید در طول دوره مأموریت

تغییرات پارامترهای Ω , ω . به ترتیب در شکل‌های (۸) و (۹) نشان داده شده است. در یک دیدگاه کلی به طور متوسط پارامتر ω به میزان ۲/۵۷ درجه در روز افزایش و پارامتر Ω به میزان ۴/۷۲ درجه در روز کاهش می‌یابد. این در حالی است که بر اساس روابط (۱) و (۲)، میزان تغییر این پارامترها تنها ناشی از ترم J_2 برابر $\dot{\omega}_{J_2} = 2.7^\circ$ و $\dot{\Omega}_{J_2} = -4.8^\circ$ به دست می‌آید.



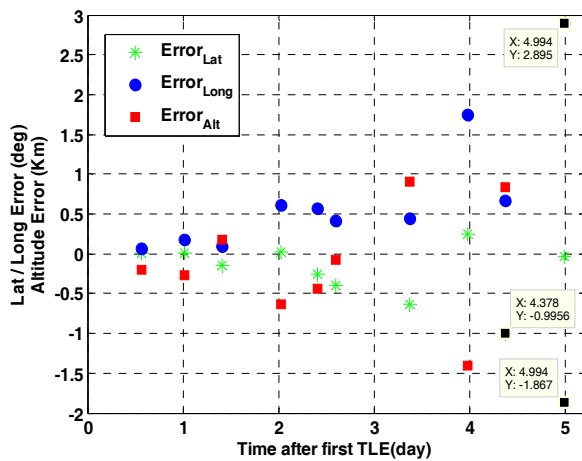
شکل ۸ - تغییرات پارامتر ω ماهواره نوید در طول دوره مأموریت



شکل ۹ - تغییرات پارامتر Ω ماهواره نوید در طول دوره مأموریت

تغییرات پارامتر B^* داده TLE در شکل (۱۰) نشان داده شده است. با توجه به تحلیل‌های دینامیک مداری و رابطه (۳) که بیانگر عوامل مؤثر در پارامتر B^* است و به دلیل کاهش ارتفاع مداری ماهواره و افزایش چگالی اتمسفر، این پارامتر باید رویه افزایشی را طی کند. هر چند که تغییرات کلی پارامتر B^* در شکل (۱۱) افزایشی است لکن در پاره‌ای از نقاط خلاف این مطلب نشان داده شده است که حاکی از عدم ثبات رویه در داده‌های ارائه شده برای این پارامتر است. البته باید به این نکته نیز توجه داشت که مطابق رابطه (۳) پارامتر B^* متأثر از سطح مقطع مؤثر ماهواره در برخورد با ذرات اتمسفر است و به دلیل چرخان بودن نوع پایداری ماهواره نوید، تا

برای درک بهتر نتایج، بزرگ‌نمایی خطای پیش‌بینی طول و عرض و ارتفاع جغرافیایی ماهواره در ۵ روز اول پس از ارائه اولین داده TLE در شکل (۱۴) نشان داده شده است. مشاهده می‌شود در صورتی که تنها بر اساس داده TLE روز اول، پیش‌بینی موقعیت ماهواره صورت پذیرد، پس از گذشت زمان تقریبی ۴ الی ۵ روز، به میزان تقریبی ۱ درجه در مؤلفه عرض جغرافیایی، ۳ درجه در مؤلفه طول جغرافیایی و ۲ کیلومتر در ارتفاع، خطای پیش‌بینی خواهیم داشت.



شکل ۱۴- بزرگ‌نمایی شکل ۱۳

تحلیل خطای پیش‌بینی زمان طلوع و جهت‌گیری آنتن‌ها بر اساس داده‌های TLE ماهواره نوید

در رویه بهره‌برداری از ماهواره توسط کاربران مستقر ایستگاه زمینی ادبیات متفاوتی نسبت به تحلیل خطای پیش‌بینی موقعیت براساس داده‌های TLE ماهواره نوید مورد استفاده قرار می‌گیرد. بنابراین در این بخش مواردی از قبیل زمان طلوع و راستای اوج و سمت جهت‌گیری آنتن‌های ایستگاه زمینی مورد تحلیل قرار می‌گیرد.

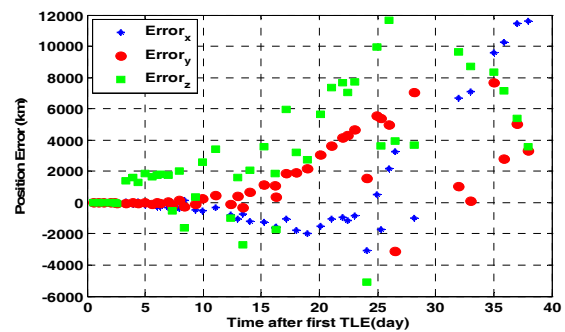
برای این منظور ایستگاه زمینی دلخواه اصفهان را در نرم‌افزار STK تعریف کرده و بر اساس اولین داده TLE ماهواره نوید، پیش‌بینی از زمان طلوع ماهواره و منحنی زوایای اوج و سمت قرارگیری ماهواره نسبت به ایستگاه را در زمان‌های رؤیت و در طول دوره مأموریت محاسبه می‌کنیم. سپس همین موارد را به کمک سایر داده‌های TLE و برای اولین رؤیت توسط ایستگاه اصفهان پس از زمان Epoch مربوط به هر یک از داده‌های TLE به‌دست می‌آوریم. در ادامه اختلاف مقادیر ناشی از هر یک از این دو روش مورد بررسی قرار گرفته است.

در شکل (۱۵) خطای پیش‌بینی زمان طلوع ماهواره در این دو روش نشان داده شده است. مشاهده می‌شود با گذشت زمان نسبت

تحلیل خطای پیش‌بینی موقعیت براساس داده‌های TLE ماهواره نوید

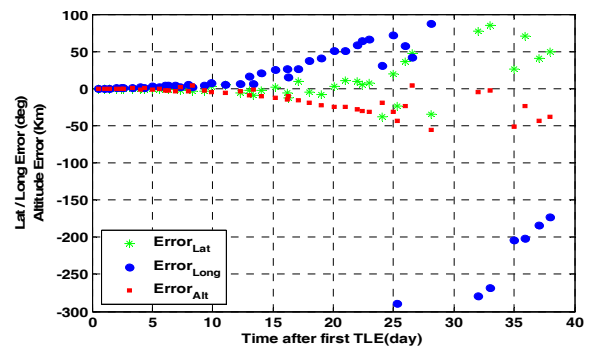
در این بخش به بررسی خطای پیش‌بینی موقعیت ماهواره به‌دلیل استفاده از داده‌های TLE می‌پردازیم. در این راستا ابتدا خطا در مؤلفه‌های X ، Y و Z موقعیت ماهواره در دستگاه اینرسی و در ادامه خطا در پارامترهای طول و عرض جغرافیایی و ارتفاع قرارگیری ماهواره می‌پردازیم.

برای این منظور براساس اولین داده TLE ماهواره نوید، پیش‌بینی از موقعیت ماهواره در طول ۴۰ روز را محاسبه کرده و با موقعیت به‌دست آمده از سایر داده‌های TLE در زمان Epoch آن‌ها مقایسه می‌نماییم. در شکل (۱۲) خطای پیش‌بینی موقعیت ماهواره در راستاهای X ، Y و Z نشان داده شده است. مشاهده می‌شود با گذشت زمان خطای مذکور افزایش می‌یابد. با مدنظر قرار دادن اندازه شعاع زمین ۶۳۷۸ کیلومتر، درک بهتری از نتایج و میزان خطای ارائه شده در شکل (۱۲) ایجاد می‌شود.

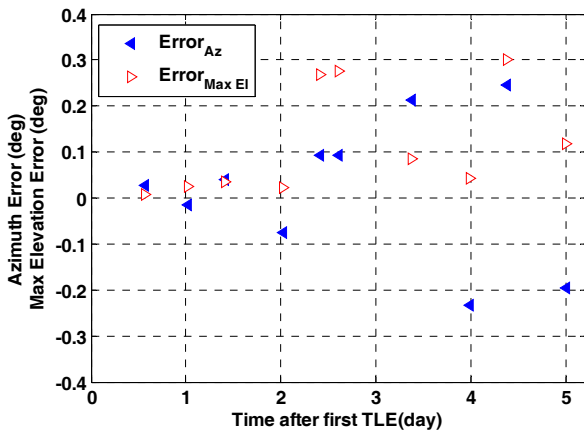


شکل ۱۲- خطای پیش‌بینی موقعیت براساس اولین داده TLE، نسبت به سایر داده‌های TLE ماهواره نوید

در ادامه خطای پیش‌بینی موقعیت ماهواره را در دستگاه مختصات طول و عرض و ارتفاع جغرافیایی مورد بررسی قرار می‌دهیم. این موضوع در شکل (۱۳) نشان داده شده است. مشاهده می‌شود با گذشت زمان خطای پیش‌بینی موقعیت در این سه مؤلفه افزایش یافته است.

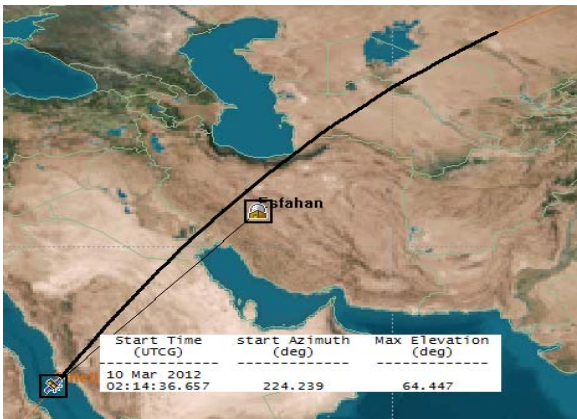


شکل ۱۳- خطای پیش‌بینی طول، عرض و ارتفاع جغرافیایی ماهواره بر اساس اولین داده TLE، نسبت به سایر داده‌های TLE ماهواره نوید

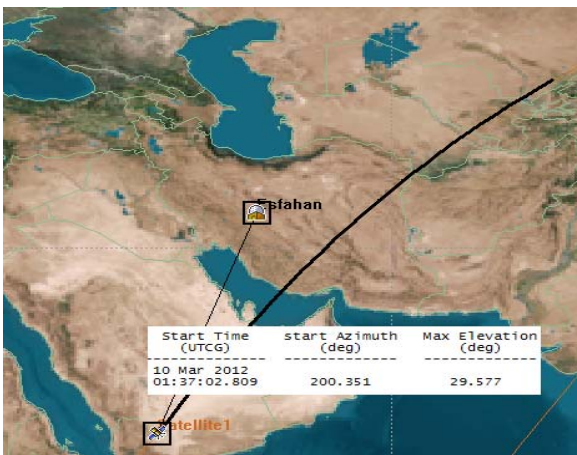


شکل ۱۶- بزرگنمایی شکل ۱۶

نکته مهم‌تر در شکل‌های (۱۸) و (۱۹) رویه تغییرات زاویه سمت جهت‌گیری آنتن‌هاست. به طوری که در شکل (۱۸) فرمان سمت آنتن باید افزایش یابد، در حالی که در شکل (۱۹) فرمان زاویه سمت آنتن باید کاهش یابد که در خلاف همدیگر هستند. این مسئله منجر به عدم برقراری ارتباط با ماهواره خواهد شد.



شکل ۱۸- پیش‌بینی رد زمینی ماهواره بر اساس اولین داده TLE

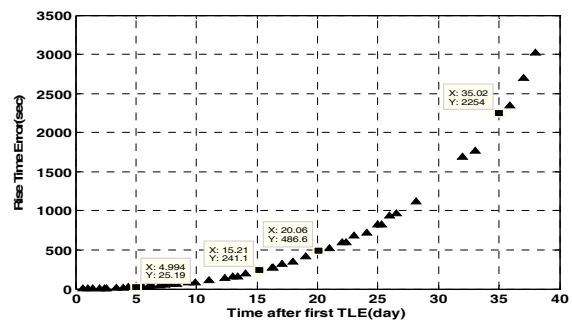


شکل ۱۹- پیش‌بینی رد زمینی ماهواره بر اساس TLE به‌روزرسانی شده با فاصله زمانی ۳۵ روز پس از اولین داده TLE

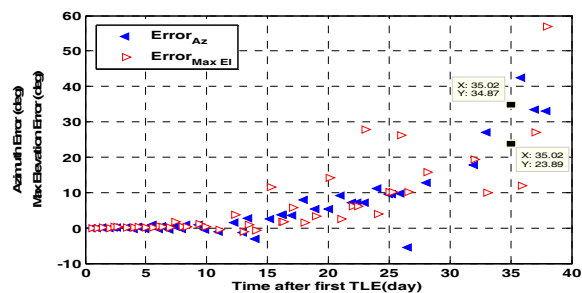
به اولین داده TLE، خطای مذکور افزایش می‌یابد. به طوری که پس از گذشت ۵ روز نزدیک به ۲۵ ثانیه و پس از گذشت ۱۵ روز، به ۲۴۱ ثانیه خطا در پیش‌بینی زمان طلوع ماهواره ایجاد شده و به مرور افزایش می‌یابد. این مسئله از دیدگاه عملیاتی و بهره‌برداری از ماهواره توسط ایستگاه زمینی بسیار چالش‌ساز خواهد بود. در شکل (۱۶) مشاهده می‌شود با گذشت زمان اندازه خطای پیش‌بینی زاویه سمت در لحظه طلوع و خطای بیشینه زاویه اوج رؤیت ماهواره رویه افزایشی دارند. در شکل (۱۷) بر روزهای اول مأموریت تمرکز بیشتری انجام شده است. مشاهده می‌شود با گذشت زمان تقریبی ۵ روز این خطاها کمتر از ۰/۳ درجه است که از لحاظ عملیاتی مطلوب است و با توجه به زاویه دید آنتن‌ها مشکل چندانی در یافتن اولیه ماهواره ایجاد نمی‌کند.

برای درک بهتر نتایج، در شکل‌های (۱۸) و (۱۹) نمایش دوبعدی از رد زمینی ماهواره برای ایستگاه اصفهان در روز ۱۰ مارس مطابق با ۲۰ اسفند نشان داده شده است. شکل (۱۸) بر اساس اولین داده TLE ارائه شده برای ماهواره نوید در تاریخ ۱۵ بهمن ۱۳۹۰ و شکل (۱۹) بر اساس داده TLE به‌روزرسانی شده در تاریخ ۹ مارس مطابق با ۱۹ اسفند ساعت ۲۰:۰۷:۳۷.۱۹۷UTC تولید شده است.

مشاهده می‌شود در حدود ۳۷ دقیقه در پیش‌بینی زمان طلوع ماهواره و ۲۴ درجه در پیش‌بینی زاویه سمت طلوع ماهواره و ۳۵ درجه در پیش‌بینی بیشینه زاویه اوج رؤیت ماهواره خطا وجود دارد.



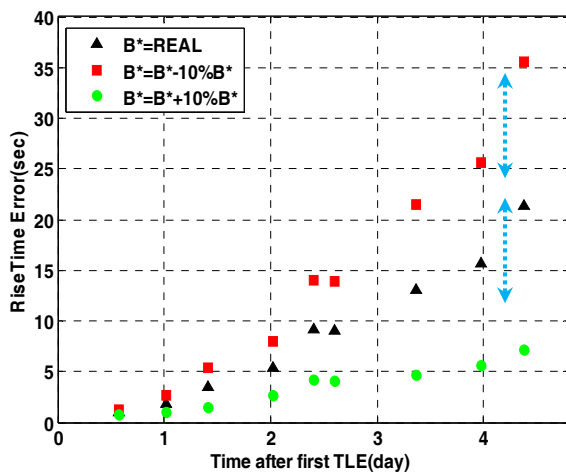
شکل ۱۵- خطای پیش‌بینی زمان طلوع ماهواره بر اساس اولین داده TLE، نسبت به سایر داده‌های TLE ماهواره نوید



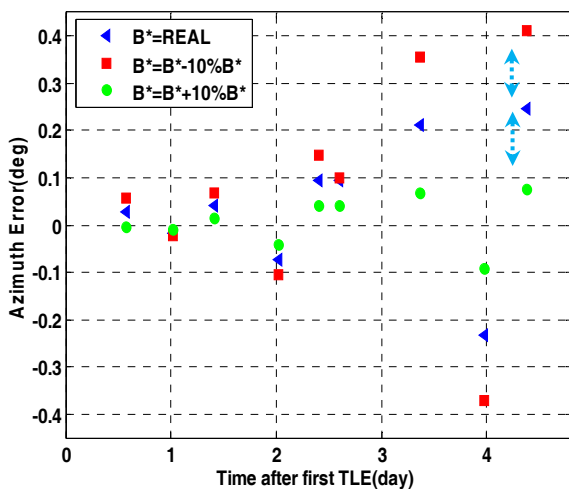
شکل ۱۶- خطای پیش‌بینی راستای سمت رؤیت ماهواره بر اساس اولین داده TLE، نسبت به سایر داده‌های TLE ماهواره نوید

TLE، در حدود ۱۰ ثانیه نسبت به حالتی که از پارامتر B^* واقعی مربوط به اولین داده TLE استفاده شود خطا در پیش‌بینی زمان طلوع ماهواره ایجاد خواهد شد. باید توجه داشت این میزان خطا نیز رویه افزایشی دارد.

با توجه به نتایج شکل‌های (۲۱) و (۲۲) مشاهده می‌شود پس از ۴/۴ روز از ارائه اولین داده TLE نزدیک به ۰/۱۴ درجه خطا در پیش‌بینی زاویه سمت طلوع و ۰/۱۸ درجه خطا، در پیش‌بینی بیشینه زاویه اوج ماهواره نسبت به ایستگاه زمینی در مقایسه با شرایط استفاده از پارامتر B^* واقعی، ایجاد می‌شود. این میزان خطا در جهت‌گیری اولیه آنتن‌ها و با توجه به محدوده زاویه دید آنتن‌ها، چندان چالش برانگیز نخواهد بود.



شکل ۲- خطای پیش‌بینی زمان طلوع ماهواره، بر اساس اولین داده TLE در سه حالت با تغییرات ضریب B^* ، نسبت به سایر داده‌های TLE ماهواره نوید



شکل ۳- خطای پیش‌بینی راستای سمت رؤیت ماهواره، بر اساس اولین داده TLE در سه حالت با تغییرات ضریب B^* ، نسبت به سایر داده‌های TLE ماهواره نوید

با توجه به نتایج ارائه شده و با مدنظر قراردادن شرایط عملیات، پیشنهاد می‌شود در صورت به‌روزرسانی داده‌های TLE در پایگاه‌های اینترنتی حداقل به فواصل زمانی ۱ روز، از داده TLE جدید در فرآیند رهگیری ماهواره استفاده شود. در غیر این صورت باید تمهیدات سخت-افزاری و نرم‌افزاری دیگری تهیه و مورد استفاده قرار گیرند.

تحلیل میزان تأثیر ضریب B^* داده TLE بر خطای پیش‌بینی زمان طلوع و جهت‌گیری آنتن‌های ایستگاه زمینی

پارامتر B^* یکی از ترم‌های مهم داده TLE و مورد استفاده در الگوریتم SGP4 است. با توجه به تحلیل‌های داده‌های TLE ماهواره نوید و شکل (۱۰) و تغییرات نامنظم مقادیر ارائه شده برای این داده در طول دوره مأموریت، در این بخش به بررسی میزان تأثیر تغییرات و ناپیوستگی موجود در مقادیر پارامتر B^* ، در عملکرد رهگیری توسط ایستگاه زمینی می‌پردازیم. برای این منظور مطابق بخش‌های قبل، از داده TLE روز اول که پارامتر B^* آن معادل 10^{-3} است استفاده کرده و در کنار آن در دو حالت دیگر نیز با تغییر در پارامتر B^* به میزان ۱۰ درصد افزایش و ۱۰ درصد کاهش و تولید دو داده TLE به صورت مصنوعی، شبیه‌سازی‌های تحلیل خطای پیش‌بینی زمان طلوع و جهت‌گیری آنتن‌ها بر اساس داده‌های TLE، ماهواره نوید را در ارتباط با عملکرد ایستگاه زمینی (پیش‌بینی زمان طلوع و زاویه جهت‌گیری آنتن‌ها) تکرار می‌نماییم. داده‌های TLE مورد استفاده در این بخش مطابق جدول (۲) هستند.

جدول ۲- تغییر در ضریب B^* داده TLE

NAVID1 ($B^* = 1.0 \times B^* \text{ Real}$)	
1 38075U 12005A 12034.81571197 .00107439 14291-4 43761-3-0 57	2 38075 056.0248 033.0037 0073604 133.2341 297.4193 15.81871033 1390
NAVID1 ($B^* = 1.1 \times B^* \text{ Real}$)	
1 38075U 12005A 12034.81571197 .00107439 14291-4 48137-3-0 57	2 38075 056.0248 033.0037 0073604 133.2341 297.4193 15.81871033 1390
NAVID1 ($B^* = 0.9 \times B^* \text{ Real}$)	
1 38075U 12005A 12034.81571197 .00107439 14291-4 39384-3-0 57	2 38075 056.0248 033.0037 0073604 133.2341 297.4193 15.81871033 1390

در شکل‌های (۲۰) الی (۲۲) به ترتیب خطاهای پیش‌بینی زمان طلوع ماهواره، زاویه سمت طلوع ماهواره و زاویه اوج رؤیت ماهواره برای ایستگاه زمینی نشان داده شده است.

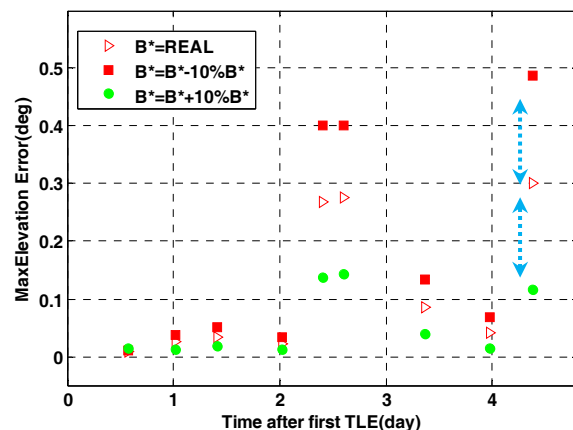
همان‌طور که از نتایج شبیه‌سازی‌ها مشاهده می‌شود پارامتر خطای پیش‌بینی زمان طلوع ماهواره حساسیت بالایی نسبت به تغییرات پارامتر B^* دارد. به‌طوری‌که با گذشت ۴/۴ روز از اولین داده

۰/۳ درجه خطا در زاویه جهت‌گیری اولیه آنتن‌ها ایجاد خواهد شد. با توجه به سرعت خطی ماهواره که نزدیک به ۷ کیلومتر بر ثانیه است، این میزان خطا در پیش‌بینی زمان طلوع از لحاظ عملیاتی مشکل‌ساز خواهد شد.

در بخش انتهایی شبیه‌سازی‌ها، میزان تأثیر ضریب B^* داده TLE در عملکرد رهگیری ماهواره توسط ایستگاه زمینی مورد بررسی قرار گرفته است. نشان داده شد، خطای پیش‌بینی زمان طلوع حساسیت بالایی نسبت به تغییرات پارامتر B^* دارد. با توجه به توضیحات اشاره شده و منظم نبودن فواصل به‌روزرسانی داده TLE پیشنهاد می‌شود ایستگاه‌های زمینی مستقل از داده‌های TLE ارائه شده در پایگاه‌های اینترنتی، مجهز به سیستم ردیابی ماهواره است و استفاده از داده‌های TLE به عنوان راهکار پشتیبان مدنظر قرار گیرد. در این حالت نیز پیشنهاد می‌شود برای رهگیری موفق ماهواره روزانه داده TLE به‌روزرسانی شوند. غیراین‌صورت باید ملاحظات سخت‌افزاری و نرم‌افزاری دیگری اندیشیده شود.

مراجع

- [1] Gooding, R. H., *A New Procedure for Orbit Determination Based on Three Lines of Sight (Anglesonly)*, Technical Report 93004, 1993.
- [2] Hingcheung, So., Shunping, HUI, "Constrained Location Algorithm Using TDOA Measurement," *IEICE*, Vol. E86-A, No. 12, 2003, pp. 3291-3293.
- [3] Escobal, P. R., *Methods of Orbit Determination*, John Wiley & Sons, NewYork, Reprint: Krieger Publishing Company, Malahar, Florida, 1976.
- [4] Curtis, H., *Orbital Mechanics for Engineering Student*, Elsevier, 2010.
- [5] Vergez, P., Sauter, L. and S. Dahlke, "An Improved Kalman Filter for Satellite Orbit Predictions," *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 52, No. 3, 2004, pp. 1-22.
- [6] Jia, P. Z. and Xiong, Y. Q., "An Orbit Determination Algorithm with Onboard GPS Using Kalman Filter", *Acta Astronom ICA Sinica*, Vol. 46, No.4 2005, pp. 441-251.
- [7] Choi, E. J., et. al, "Onboard orbit Determination Using GPS Observations Based on the Unscented Kalman Filter," *Advances in Space Research*, Vol. 46, No.11, 2010, pp. 1440-1450.
- [8] Romanenko, A. and Castro, J. A. A. M., "The Unscented Filter as an Alternative to the EKF for Nonlinear State Estimation a Simulation Case Study," *Computers and Chemical Engineering*, Vol. 28, No.3 2004, pp. 347-355.
- [9] Nakajima, A., et. al, "Space Debris Observation by Ground-Based Optical Telescope," *Symposium Space Technology and Science (ISTS)*, 22nd Proceeding, 2000, pp. 2055-2060.



شکل ۲۲- خطای پیش‌بینی بیشینه میزان زاویه اوج رؤیت ماهواره، بر اساس اولین داده TLE در سه حالت با تغییرات ضریب B^* ، نسبت به سایر داده‌های TLE ماهواره نوید

نتیجه‌گیری

در این مقاله تحلیل داده‌های TLE ماهواره نوید علم و صنعت و تأثیر آن بر عملکرد رهگیری ماهواره توسط ایستگاه‌های زمینی مورد ارزیابی قرار گرفت. در ابتدا رویه تغییرات پارامتر i, Ω, ω, e, MM و ترم B^* از داده‌های TLE در طول دوره مأموریت بررسی شد. ملاحظه شد که به‌رغم شیب مداری ۵۵ درجه در نظر گرفته شده برای مدار حرکتی ماهواره، در فرآیند پرتاب، ماهواره در مدار با شیب ۵۶/۰۲ درجه قرار گرفته است. از جمله نتایج دیگر به تغییرات نامنظم پارامتر B^* و زمان به‌روزرسانی داده‌های TLE در پایگاه‌های اینترنتی می‌توان اشاره کرد. به‌طوری‌که کمترین فاصله به‌روزرسانی داده TLE ۹۸/۵ دقیقه و بیشترین فاصله به‌روزرسانی در حدود ۳/۸۷ روز بوده است.

در بخش دوم شبیه‌سازی‌ها میزان خطای پیش‌بینی موقعیت ماهواره در دستگاه اینرسی و در مختصات طول و عرض جغرافیایی مورد بحث قرار گرفت. نشان داده شد در صورتی‌که تنها از یک داده TLE برای فواصل زمانی طولانی برای پیش‌بینی موقعیت ماهواره استفاده شود، با گذشت زمان خطای پیش‌بینی موقعیت افزایش می‌یابد، به‌طوری‌که پس از زمان تقریبی ۴ الی ۵ روز از زمان Epoch مربوط به داده TLE در حدود ۳ درجه در مؤلفه طول جغرافیایی، ۱ درجه در عرض جغرافیایی و ۲ کیلومتر در ارتفاع جغرافیایی خطای پیش‌بینی موقعیت خواهیم داشت.

در بخش سوم شبیه‌سازی‌ها تحلیل داده‌های TLE بر اساس ادبیات مورد استفاده در ایستگاه‌های زمینی مورد بررسی قرار گرفت. مجدداً ملاحظه شد با گذشت زمان اندازه خطای پیش‌بینی زمان طلوع ماهواره و خطای جهت‌گیری آنتن‌ها در راستای سمت و خطای بیشینه زاویه اوج رؤیت ماهواره نیز افزایش می‌یابد. به‌طوری‌که با گذشت زمان تقریبی ۵ روز، ۲۵ ثانیه خطا در پیش‌بینی زمان طلوع و در حدود

- [27] Lee, B. S., "Applicable Tracking Data Arcs for Noradtle Orbit Determination of the Kompsat-1 Satellite Using GPS Navigation Solution," *Journal of Astronomy and Space Science*, Vol. 22, No. 3, 2005, pp. 243-248.
- [28] Gill, E., Montenbruck, O., Terzibaschian Th., "An Autonomous Navigation System for the German Small Satellite Mission BIRD." *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, 2000.
- [29] Greene, M. R., Zee, R. E., "Increasing the Accuracy of Orbital Position Information from NORAD SGP4 Using Intermittent GPS Readings," *23rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2009.
- [10] Thaller, D., et. al. "Preparing the Bernese GPS Software for the Analysis of SLR Ob-Servations to Geodetic Satellites," *Proceedings of the 16th International Workshop on Laser Ranging*, Poz-nan, Poland, 2008.
- [11] Bock, H., "Efficient Precise Orbit Determination of LEO Satellites Using GPS," *Elsevier*, Vol. 30, No.2, 2002, pp. 295-300.
- [12] Jia, P. Z. and Xiong, Y. Q. "An Orbit Determination Algorithm by Means of the Satellite-Borne GPS Data and Kalman Filter," *Chinese Astronomy and Astrophysics*, Vol. 30, No. 2, 2006, pp. 203-214.
- [13] Vallado, D., *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, 3rd Edition, McGraw-Hill Space Technology Series, 2007.
- [14] Battin, R.H., *An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics*, American Institute of Aeronautics & Astronautics, Washington, D.C, 1999.
- [15] Vetter, J. R., "Fifty Years of Orbit Determination Development of Modern Astrodynamics Methods," *Johns Hopkins APL Technical Digest*, Vol. 27, No.3, 2007.
- [16] Hoots, F. R. and Roehrich, R. L., *Models for Propagation of NORAD Element Sets*, Project Spacecraft Report No. 3, Aerospace Defense Command, United States Air Force, 1980.
- [17] Available, [on line]: [http:// www.N2yo.com](http://www.N2yo.com)
- [18] Montenbruck, O., *Satellite Orbits Models, Methods, Application*, Springer, 2001.
- [19] Cho, C. H., et. al, "NORAD TLE Type Orbit Determination of LEO Satellite using GPS Navigation Solution," *Journal of Astronomy and Space Science*, Vol. 19, No. 3, 2002, pp. 197-206.
- [20] Montenbruck, O. and Gill E., "Real-Time Estimation of SGP4 Orbital Elements from GPS Navigation Data," *15th International Symposium on Space Flight Dynamics*, France, 2000.
- [21] Vallado, D. A. and Crawford, P., "SGP4 Orbit Determination," *Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, August 2008.
- [22] Jochim, E. F., Gill, E., Montenbruck, O. and Kirschner, M., "GPS Based Onboard and Onground Orbit Operation for Small Satellites," *Acta Astronautica*, Vol. 39. No. 9-12, 1996, pp. 917-922.
- [23] Montenbruck, O., "An Epoch State Filter for Use with Analytical Orbit Models of Low Earth Satellites," *Aerospace Science and Technology* 4, 2000, pp. 277-287.
- [24] Kozai, Y., "The Motion of a Close Earth Satellite," *Astronomical Journal*, Vol. 64, No. 1274, 1959. pp. 367-377.
- [25] Lee, B.Y. and Park, J. W., "Estimation of The SGP4 Drag Term from Two Osculating Orbit State," *Journal of Astronomy and Space Science*, Vol. 20, No. 1, 2003, pp. 11-20.
- [26] Kahr. E., Skone. S. and O'Keefe. K., "Orbit Determination for the Canx-2 Nanosatellite Using Intermittent GPS Data," *ION GNSS, Session D4b*, 2010.

پیوست

داده‌های TLE مورد استفاده در این مقاله، که در طول دوره مأموریت ماهواره نوید علم و صنعت از [۱۷] برداشته شده است به شرح زیر است:

NAVID1

1 38075U 12005A 12034.81571197 .00107439 14291-4 43761-3 0 57
2 38075 056.0248 033.0037 0073604 133.2341 297.4193 15.81871033 1390

NAVID2

1 38075U 12005A 12035.38704069 .00138720 16851-4 55710-3 0 87
2 38075 056.0265 030.3288 0073384 134.4963 311.2313 15.82041041 2220

NAVID3

1 38075U 12005A 12035.82972905 .00116436 14975-4 46773-3 0 109
2 38075 056.0256 028.2558 0073222 135.4835 312.6165 15.82139899 2940

NAVID4

1 38075U 12005A 12036.22538194 .00117172 15039-4 46902-3 0 117
2 38075 056.0237 026.4045 0072967 136.3561 046.2561 15.82234107 3500

NAVID5

1 38075U 12005A 12036.84058559 .00129274 16042-4 51173-3 0 136
2 38075 056.0236 023.5237 0072880 137.7470 310.7580 15.82411405 4570

NAVID6

1 38075U 12005A 12037.22469630 .00128715 16002-4 50814-3 0 142
2 38075 056.0225 021.7245 0072498 138.5164 339.0972 15.82508268 5180

NAVID7

1 38075U 12005A 12037.41791975 .00126488 15816-4 49906-3 0 151
2 38075 056.0225 020.8204 0072250 138.8969 359.9806 15.82554764 5470

NAVID8

1 38075U 12005A 12038.18538194 .00117630 15109-4 46109-3 0 165
2 38075 056.0223 017.2253 0072178 140.5597 052.7131 15.82727243 6610

NAVID9

1 38075U 12005A 12038.79734686 .00126936 15880-4 49278-3 0 183
2 38075 056.0224 014.3577 0071986 142.0749 299.7059 15.82897591 7680

NAVID10

1 38075U 12005A 12039.19364583 .00129870 16141-4 50212-3 0 195

2 38075 056.0240 327.2377 0065396 165.6696 299.2418 15.85856568 23530
NAVID26
1 38075U 12005A 12050.02872954 .00138046 17161-4 46877-3 0 590
2 38075 056.0237 321.6124 0064998 168.5339 284.1931 15.86174701 25470
NAVID27
1 38075U 12005A 12051.04066751 .00163485 19868-4 54570-3 0 672
2 38075 056.0236 316.8455 0064094 171.5669 302.6069 15.86524552 27050
AVID28
1 38075U 12005A 12051.10905229 .00164940 20038-4 54876-3 0 689
2 38075 056.0233 316.5236 0064409 171.5903 333.3336 15.86550953 27100
NAVID29
1 38075U 12005A 12051.91620317 .00185055 22552-4 60683-3 0 743
2 38075 056.0235 312.7196 0063542 173.3985 264.0462 15.86873621 28460
NAVID30
1 38075U 12005A 12052.80364363 .00189911 23250-4 61282-3 0 778
2 38075 056.0233 308.5356 0063065 175.5391 294.2769 15.87217297 29820
NAVID31
1 38075U 12005A 12053.81256507 .00171094 20898-4 54634-3 0 805
2 38075 056.0221 303.7781 0062092 177.8489 299.8665 15.87548061 31410
NAVID33
1 38075U 12005A 12054.87998509 .00173850 21289-4 54577-3 0 844
2 38075 056.0208 298.7400 0061470 180.4716 280.9843 15.87924422 33160
NAVID34
1 38075U 12005A 12055.82270133 .00161936 19905-4 50412-3 0 877
2 38075 056.0221 294.2898 0060355 182.9881 270.2175 15.88218149 34630
NAVID35
1 38075U 12005A 12056.83028887 .00172113 21167-4 52696-3 0 919
2 38075 056.0219 289.5297 0059647 185.3510 271.8737 15.88577050 36260
NAVID36
1 38075U 12005A 12057.20908721 .00176093 21685-4 53565-3 0 928
2 38075 056.0210 287.7380 0059377 186.2902 278.2347 15.88716964 36880
NAVID37
1 38075U 12005A 12057.83799510 .00183735 22711-4 55230-3 0 946
2 38075 056.0197 284.7661 0059031 188.1257 275.1368 15.88957795 37810
NAVID38
1 38075U 12005A 12058.85799769 .00187432 23271-4 55468-3 0 971
2 38075 056.0207 279.9427 0057973 190.7801 350.2720 15.89344487 39400
NAVID39
1 38075U 12005A 12059.78655509 .00230990 30021-4 66732-3 0 1007
2 38075 056.0208 275.5475 0057147 193.3717 263.5973 15.89810184 40990
NAVID40
1 38075U 12005A 12060.10858125 .00242716 32113-4 69538-3 0 1015
2 38075 056.0208 274.0230 0056861 194.1714 306.7292 15.89979347 41470
NAVID41
1 38075U 12005A 12060.78932755 .00240028 31721-4 67668-3 0 1033

2 38075 056.0225 012.5008 0071640 143.0378 038.0250 15.83003458 8200
NAVID11
1 38075U 12005A 12039.80949109 .00141757 17239-4 54205-3 0 212
2 38075 056.0231 009.6153 0071476 144.4427 307.8900 15.83196056 9290
NAVID12
1 38075U 12005A 12040.38599988 .00131128 16277-4 50036-3 0 235
2 38075 056.0239 006.9128 0070861 145.9706 353.6543 15.83338778 10140
NAVID13
1 38075U 12005A 12040.88153497 .00126626 15897-4 48156-3 0 257
2 38075 056.0239 004.5889 0070505 146.9461 298.4927 15.83459422 10960
NVID14
1 38075U 12005A 12041.13760351 .00121384 15464-4 46046-3 0 262
2 38075 056.0235 003.3886 0070672 147.4463 318.3004 15.83511389 11330
NAVID15
1 38075U 12005A 12041.76273611 .00124699 15751-4 46947-3 0 282
2 38075 056.0234 000.4563 0070391 148.9412 282.1194 15.83674403 12360
NAVID16
1 38075U 12005A 12042.16123843 .00123657 15671-4 46440-3 0 291
2 38075 056.0237 358.5866 0069974 149.9099 034.0989 15.83771540 12910
NAVID17
1 38075U 12005A 12042.77221589 .00124268 15733-4 46417-3 0 319
2 38075 056.0237 355.7199 0069470 151.3049 277.8469 15.83928062 13960
NAVID18
1 38075U 12005A 12043.17406250 .00122773 15616-4 45707-3 0 325
2 38075 056.0237 353.8338 0069224 152.1882 049.3496 15.84024130 14540
NAVID19
1 38075U 12005A 12044.17179818 .00124870 15811-4 45979-3 0 354
2 38075 056.0236 349.1494 0068741 154.4304 339.4881 15.84279613 16180
NAVID20
1 38075U 12005A 12044.72867388 .00129951 16263-4 47545-3 0 371
2 38075 056.0235 346.5345 0068261 155.7178 275.7629 15.84434238 17010
NAVID21
1 38075U 12005A 12045.85882069 .00153741 18599-4 55048-3 0 419
2 38075 056.0231 341.2263 0068018 158.5517 242.6754 15.84801655 18880
NAVID22
1 38075U 12005A 12047.13777979 .00184268 22209-4 64525-3 0 450
2 38075 056.0231 335.2154 0066828 161.8719 340.3205 15.85287467 20880
NAVID23
1 38075U 12005A 12047.82528584 .00198546 24151-4 68406-3 0 478
2 38075 056.0229 331.9805 0066757 163.4186 304.4174 15.85580669 21960
NAVID24
1 38075U 12005A 12048.21291517 .00173496 20933-4 60080-3 0 498
2 38075 056.0232 330.1565 0065202 164.4938 356.9151 15.85690187 22550
NAVID25
1 38075U 12005A 12048.83337789 .00153180 18655-4 52657-3 0 529

2 38075 056.0194 237.4031 0048595 215.3008 222.8625 15.93971319 53700
NAVID46

1 38075U 12005A 12069.83862498 .00362729 63031-4 80262-3 0 1323

2 38075 056.0202 227.7821 0046658 221.5197 283.2463 15.95481114 5692

NAVID47

1 38075U 12005A 12070.71173770 .00415368 80758-4 87934-3 0 1359

2 38075 056.0198 223.6126 0045476 225.1675 258.3070 15.96338296 5833

NAVID48

1 38075U 12005A 12071.84359510 .00376960 68664-4 76835-3 0 1389

2 38075 056.0201 218.1965 0043766 228.3400 284.0023 15.97149231 6014

NAVID49

1 38075U 12005A 12072.78280808 .00355702 62579-4 70313-3 0 1404

2 38075 056.0190 213.7036 0042688 230.7928 284.9800 15.97772725 6163

2 38075 056.0206 270.7987 0056651 195.7022 243.7268 15.90298739 42590
NAVID42

1 38075U 12005A 12061.34172454 .00228598 29798-4 64034-3 0 1053

2 38075 056.0208 268.1824 0055506 197.4218 166.0395 15.90537802 43410

NAVID43

1 38075U 12005A 12062.93905580 +.00245796 +33045-4 +66409-3 0
01106

2 38075 056.0209 260.6096 0054438 201.6890 313.7499 15.912812040
04593

NAVID44

1 38075U 12005A 12066.81717132 .00280561 40751-4 68998-3 0 1219

2 38075 056.0181 242.1840 0050234 212.3688 222.5168 15.93337125 52140

NAVID45

1 38075U 12005A 12067.82130132 .00307740 47300-4 73567-3 0 1247