

## به کارگیری الگوریتم تکاملی علف هرزهای مهاجم در تعیین موقعیت ماهواره با استفاده از

### استخراج TLE<sup>۱</sup>

حسین بلندی<sup>۱</sup>، محمدحسن اشتری لرکی<sup>۲</sup>، محمدصادق ضیغمی<sup>۳</sup>،

سیدحسن صدیقی<sup>۴</sup>، سیدمجید اسماعیلزاده<sup>۵</sup>

۱ و ۲- مرکز تحقیقات فضایی و دانشکده مهندسی برق - دانشگاه علم و صنعت ایران - تهران - ایران

bolandy@iust.ac.ir, mh.ashtari.larki@gmail.com

۳ و ۵ - مرکز تحقیقات فضایی و دانشکده مهندسی برق - دانشگاه علم و صنعت ایران - تهران - ایران

mszeyghami@gmail.com, smsmailzade@iust.ac.ir

۴- مرکز تحقیقات فضایی و دانشکده فناوری‌های نوین - دانشگاه علم و صنعت ایران - تهران - ایران

sedighy@iust.ac.ir

### چکیده

در این مقاله روش نوینی برای استخراج داده TLE<sup>۱</sup>، مبتنی بر الگوریتم تکاملی IWO<sup>۲</sup> و براساس داده‌های اندازه‌گیری ایستگاه زمینی ارائه شده است. امروزه پیش‌بینی موقعیت ماهواره براساس داده TLE به علت استفاده آسان و هزینه اندک، در بسیاری از مأموریت‌های فضایی استفاده می‌شود. مؤسسه NORAD<sup>۳</sup>، داده TLE را برای اجرام سماوی محاسبه می‌کند و در اختیار عموم قرار می‌دهد. با توجه به محدودیت‌های موجود در ارائه داده TLE، نظیر فواصل زمانی نامنظم به‌روزرسانی، دقت داده TLE و ... استخراج داده TLE به‌صورت مستقل در مأموریت‌های ماهواره‌ای مدنظر قرار گرفته است. شبیه‌سازی‌ها براساس داده‌های اندازه‌گیری زوایای رؤیت و فاصله ماهواره CHAMP از ایستگاه زمینی انجام شده است. ارزیابی دقت داده TLE استخراج‌شده، با مقایسه موقعیت پیش‌بینی‌شده ماهواره براساس انتشارگر SGP4<sup>۴</sup> و موقعیت واقعی ماهواره CHAMP حاصل از گیرنده GPS<sup>۵</sup> مستقر در ماهواره انجام شده است. نتایج شبیه‌سازی‌ها حاکی از آن است که با وجود خطای اندازه‌گیری بالا در داده‌های اندازه‌گیری حاصل از ایستگاه زمینی، دقت TLE استخراج‌شده، پذیرفتنی بوده است و می‌توان موقعیت ماهواره را با دقتی بهتر از ۲۰ کیلومتر در هر مؤلفه، در طول ۲ روز آینده پیش‌بینی کرد.

**واژه‌های کلیدی:** استخراج داده TLE، الگوریتم بهینه‌سازی علف‌های هرز مهاجم (IWO)، انتشارگر SGP4

### ۱- مقدمه

موقعیت ماهواره از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. اطلاعات مربوط به موقعیت مداری ماهواره در بسیاری از کاربردها نظیر: کنترل مأموریت ماهواره، برچسب‌زنی تصاویر گرفته‌شده از سطح زمین [۱]، پیش‌بینی بلندمدت مدار ماهواره به‌منظور جهت‌گیری اولیه تجهیزات ردیابی (برای مثال، آنتن‌های مخابراتی) در ایستگاه زمینی در طلوع‌های آینده ماهواره و برنامه‌ریزی برای انجام مانورهای مداری [۲] استفاده می‌شود. تعیین موقعیت ماهواره به دو

امروزه در مأموریت‌های فضایی، دقت بالای تعیین

<sup>۴</sup> تاریخ ارسال مقاله: ۱۳۹۴/۰۶/۱۳

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۴/۱۰/۲۳

نام نویسنده مسئول: سیدحسن صدیقی

نشانی نویسنده مسئول: ایران - تهران - دانشگاه علم و صنعت

ایران - دانشکده فناوری‌های نوین

علاوه بر این، با پیاده‌سازی انتشارگر SGP4 در پردازشگر برد زیرسیستم تعیین موقعیت تعبیه شده در ماهواره، امکان تعیین موقعیت روی برد نیز به وجود می‌آید [۶].

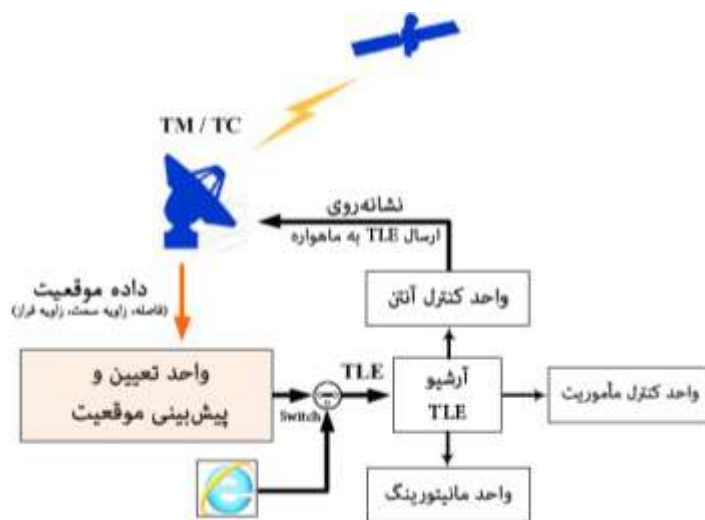
با وجود استفاده فراگیر داده TLE در تعیین موقعیت ماهواره‌ها، برخی محدودیت‌ها در کاربرد این داده در مأموریت‌های فضایی وجود دارد. یکی از این محدودیت‌ها نبود معیار مشخصی برای دقت داده‌های TLE ارائه شده مؤسسه NORAD است. نُرم خطای پیش‌بینی بردار موقعیت در Epoch داده TLE در حدود ۲ کیلومتر است و با طولانی شدن زمان پیش‌بینی بعد از این Epoch، خطا به صورت سهموی افزایش می‌یابد که نرخ افزایش خطا با گذر زمان برای داده TLE، مشخص نیست [۷]. از طرفی مؤسسه NORAD، داده TLE را به صورت نامنظم انتشار می‌دهد [۸] که این موضوع در بسیاری از مأموریت‌های فضایی چالش برانگیز است.

به منظور برطرف کردن محدودیت‌های اشاره شده، می‌توان با محاسبه داده TLE به صورت مستقل از مؤسسه NORAD، به داده TLE در Epoch دلخواه و دقتی مناسب دسترسی داشت و براساس آن، پیش‌بینی موقعیت ماهواره را انجام داد. در شکل (۱) رویه تولید داده TLE و برخی از کاربردهای آن در مأموریت‌های ماهواره‌ای همچون کاربرد در واحدهای کنترل مأموریت، مانیتورینگ و کنترل آنتن نشان داده شده است.

صورت انجام می‌گیرد: روی بُرد و در ایستگاه زمینی. از راهکارهای تعیین موقعیت روی برد، می‌توان به استفاده از گیرنده فضایی GPS<sup>۹</sup> در ماهواره و یا استفاده از مدل‌های تخمین مداری مانند انتشارگر SGP4<sup>۹</sup> و پیاده‌سازی آن در پردازنده زیرسیستم تعیین موقعیت ماهواره اشاره کرد. تعیین موقعیت در ایستگاه زمینی ماهواره نیز می‌تواند به دو صورت لحظه‌ای صورت گیرد: ۱. با تجهیزات نصب شده (تجهیزات مخابراتی، اپتیکی و یا لیزری) در ایستگاه زمینی؛ ۲. یا به صورت بلندمدت با استفاده از داده TLE و انتشارگر SGP4.

استفاده از انتشارگر SGP4، کاربرد وسیعی در تعیین موقعیت بلندمدت ماهواره‌های مدار پایین دارد. ورودی این مدل، داده TLE و مقدار زمان سپری شده نسبت به زمان Epoch<sup>۱۰</sup> داده TLE است. خروجی انتشارگر SGP4 بردار موقعیت و سرعت ماهواره در دستگاه مختصات ECI است [۳]. مؤسسه NORAD<sup>۱۱</sup> داده TLE را به صورت رایگان در اختیار عموم قرار می‌دهد [۴].

امروزه به علت دراختیار بودن نرم‌افزارهای رایج و متعدد از قبیل STK، NOAA و ... استفاده از داده TLE کاربرد فراگیر و چشمگیری در پیش‌بینی موقعیت ماهواره پیدا کرده است؛ به طوری که در بسیاری از مأموریت‌های فضایی همچون NAVID [۵]، EgyptSat-1، STR&AND-1 و ... تعیین موقعیت ماهواره با استفاده از داده TLE شده است.



شکل (۱): سیستم تعیین موقعیت در ایستگاه زمینی براساس داده TLE مستقل از مؤسسه NORAD

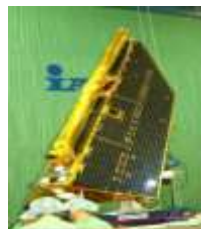
نظر گرفته شده است، دربردارنده اثر سطح مقطع مؤثر برخورد ماهواره با سیال پیرامونی در مدار، چگالی سیال و جنس سطح بدنه ماهواره و ... است. الگوریتم بهینه‌سازی عددی IWO، اولین بار در سال ۲۰۰۶ ارائه شد [۱۴] و تا به امروز کاربرد وسیعی در صنایع مختلف پیدا کرده است. با انتخاب درست پارامترها در الگوریتم IWO، این روش در مقایسه با روش‌های عددی بهینه‌سازی شناخته شده مانند GA، PSO، SFA<sup>۹</sup> و Memetic<sup>۱۰</sup> در حل مسائل چندمتغیره و غیرخطی معروف<sup>۱۱</sup> عملکرد مناسبی در سرعت همگرایی و دقت یافتن پاسخ مسئله دارد [۱۴]. به همین دلیل در این مقاله از این روش بهینه‌سازی برای حل مسئله استفاده شده است.

از در دسترس‌ترین داده‌های موقعیت ماهواره، داده‌های مربوط به ردیابی ماهواره در ایستگاه زمینی هستند. از آنجاکه ماهواره در بازه‌های زمانی محدودی در رؤیت ایستگاه زمینی قرار می‌گیرد، از این رو داده‌های اندازه‌گیری به صورت غیرپیوسته و کوتاه مدت هستند. از طرفی، به دلیل محدودیت‌های موجود در تجهیزات ردیابی نصب شده در ایستگاه‌های زمینی، داده‌های اندازه‌گیری معمولاً با نویز همراه هستند.

در این مقاله به دلیل عدم دسترسی به داده‌های اندازه‌گیری شده واقعی در ایستگاه زمینی، از داده‌های موقعیت ماهواره CHAMP [۱۵] دریافتی از گیرنده GPS مستقر در این ماهواره استفاده شده است. به این صورت که با در نظر گرفتن یک ایستگاه زمینی فرضی، داده‌های موقعیت GPS ماهواره با انجام تبدیلات مختصات لازم به داده‌های فاصله، زاویه سمت و زاویه فراز معادل، برای ایستگاه زمینی مفروض تبدیل شده است. تصویر ماهواره CHAMP و مشخصات آن در شکل (۲) مشاهده می‌شود.

روش‌های گوناگونی به منظور محاسبه داده TLE ارائه شده‌اند. در مرجع [۹] یک روش بازگشتی برای تبدیل پارامترهای مداری کپلری لحظه‌ای به پارامترهای مداری کپلری متوسط ارائه شده است. مرجع [۱۰] یک روش براساس روش تکرار مستقیم ارائه داده است. در این دو روش، فقط ۶ پارامتر مداری کپلری متوسط از داده TLE محاسبه می‌شوند و ضریب<sup>\*</sup> B محاسبه نشده است و مقدار آن صفر در نظر گرفته می‌شود. در مرجع [۱۱] نیز روشی مبتنی بر الگوریتم بهینه‌سازی علف‌های هرز مهاجم (IWO<sup>۹</sup>) به منظور استخراج ۶ پارامتر مداری کپلری متوسط از داده TLE ارائه شده است. در این روش، فرض بر این است که مقدار واقعی ضریب<sup>\*</sup> B و ۵۰۰ داده موقعیت حاصل از گیرنده GPS مستقر در ماهواره در دسترس است. روشی مبتنی بر روش کمترین مربعات نیز به منظور محاسبه تمام پارامترهای داده TLE، در [۱۲] ارائه شده است. در این روش، داده TLE با استفاده از مجموعه‌ای از داده‌های لحظه‌ای موقعیت ماهواره محاسبه می‌شود. این روش، نیازمند داده موقعیت پیوسته در طول دست کم ۲ روز، به منظور تخمین مناسب داده TLE است [۱۳]. در کاربردهایی که داده‌های اندازه‌گیری، کم و غیرپیوسته در طول یک شبانه‌روز در دسترس است، خطای این روش افزایش می‌یابد و داده TLE استخراج شده بی‌استفاده می‌شود؛ بنابراین ارائه روشی جدید که ضمن برطرف کردن این محدودیت، خطای تخمین را نیز بهبود دهد، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است.

در این مقاله، روشی مبتنی بر الگوریتم بهینه‌سازی علف‌های هرز مهاجم به منظور استخراج پارامترهای مداری کپلری متوسط و ضریب<sup>\*</sup> B داده TLE ارائه شده است. این ضریب که برای مدل‌سازی اثر درگ در پارامترهای TLE در



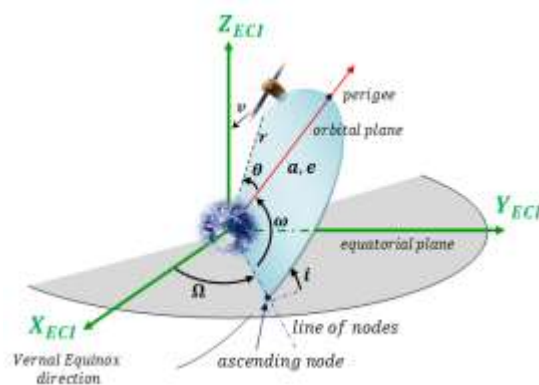
تاریخ پرتاب: ۱۵ جولای ۲۰۰۰ ساعت ۱۱:۵۹:۵۹/۶۲۸  
ارتفاع مداری: ۴۵۴ کیلومتر  
گریز از مرکز متوسط = حدود ۰/۰۰۵  
شیب مداری متوسط = حدود ۸۵ درجه  
تعداد دوران مداری متوسط = حدود ۱۵/۵ دور در روز

شکل (۲): مشخصات ماهواره CHAMP

NORAD استخراج می کند که از داده های اندازه گیری با بازه زمانی کافی و تجهیزات با دقت بالا استفاده می کنند. بنابراین این اختلاف در دقت، طبیعی و پیش بینی شده بود. طرح کلی مقاله به این صورت است که در بخش دوم، داده TLE و انتشارگر SGP4 معرفی می شوند. در بخش سوم، الگوریتم IWO ارائه شده است. در بخش چهارم با انجام شبیه سازی، داده TLE به روش IWO با استفاده از داده های اندازه گیری در ایستگاه زمینی استخراج شده است و در بخش آخر، مطالب، جمع بندی می شود.

## ۲- داده TLE و انتشارگر SGP4

داده TLE حاوی اطلاعات مداری ماهواره بوده است که تحت یک فایل متنی دو خطی در اختیار کاربران قرار می گیرد [۴]. این اطلاعات شامل ۶ پارامتر مداری کپلری متوسط و ضریب ترم درگ  $B^*$  در یک Epoch مشخص است. ۶ پارامتر مداری کپلری مطابق شکل (۳) تعریف می شوند.



شکل (۳): پارامترهای مداری کپلر

Line	Satellite Number	Class	International Designator			Epoch		Mean motion derivative		Mean motion second derivative		Bstar (ER)		Elem num	Chk sum	
			Year	Lch#	Piece	Yr	Day of Year (plus fraction)	S		S		S	E			
1	16609	U	86	017	A	93	352.53502934	00007889		000000		10529-3	0	342		
			Inclination (deg)			Right Ascension of the Node (deg)		Eccentricity		Arg of Perigee (deg)		Mean Anomaly (deg)		Epoch Rev		Chk
2	16609		51	619	0	13.3340	0005770	102.5680	257.5950	15.59114070447869						

شکل (۴): بخش های تشکیل دهنده یک داده TLE نمونه [۱۷]

به دلیل نویز بسیار کم داده های موقعیت حاصل از گیرنده GPS مستقر در ماهواره CHAMP، به منظور تشابه بیشتر این داده ها به واقعیت، نویز و بایاس کافی به داده های تولید شده در ایستگاه زمینی اعمال شده است. سپس با استفاده از داده های مصنوعی اندازه گیری و اعمال الگوریتم IWO، داده TLE تخمین زده می شود. برای ارزیابی میزان دقت الگوریتم پیشنهادی، خطای پیش بینی موقعیت در ۲ روز آتی براساس داده TLE تخمینی، نسبت به داده های موقعیت واقعی ماهواره CHAMP مقایسه شده است.

نتایج شبیه سازی نشان می دهد، خطای پیش بینی در حالتی که به داده های اندازه گیری شده در ایستگاه زمینی نویز اضافه نشود، در طول دو روز آینده به کمتر از ۱۰ کیلومتر می رسد. در حالتی که به داده های مذکور نویز اضافه شود، این خطا به کمتر از ۲۰ کیلومتر می شود؛ درحالی که همین خطا برای داده TLE ارائه شده توسط مؤسسه NORAD کمتر از ۸ کیلومتر است. دلیل این اختلاف ۱۰ کیلومتری در دقت داده ها این است که مؤسسه NORAD، داده های ارائه شده را به وسیله داده های دریافتی از ایستگاه های زمینی

مدل، معادله حالت مربوط به انتشارگر SGP4 مطابق رابطه (۱) توصیف می‌شود:

$$y(t) = f(x_0, B^*, t) \quad (1)$$

در رابطه فوق  $y(t)$  بردار حالت شامل مکان و سرعت ماهواره، تابع انتشارگر SGP4،  $x_0$  پارامترهای مداری کپلری متوسط و  $B^*$  ضریب اثر درگ اتمسفر و  $t$  زمان است. بردار پارامترهای مداری کپلری  $x_0$  به کاررفته در رابطه (۱) مطابق رابطه (۲) تعریف می‌شود.

$$x_0 = (e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0, n_0) \quad (2)$$

اندیس پارامترها نشانگر متوسط بودن آنهاست. ضریب  $B^*$  مطابق با رابطه (۳) محاسبه می‌شود.

$$B^* = \frac{1}{2} B \rho_0 \quad (3)$$

که  $B$  ثابت بالستیک و  $\rho_0$  چگالی مرجع اتمسفر است [۱۷].

در این مقاله، منظور از تخمین داده TLE، تخمین ۶ پارامتر مداری کپلری متوسط و ضریب  $B^*$  در یک Epoch مشخص است. برنامه انتشارگر SGP4 استفاده شده در فرآیند تخمین و شبیه‌سازی، نسخه سال ۱۹۸۰ میلادی است [۳] که در محیط نرم‌افزار MATLAB پیاده‌سازی شده است.

### ۳- الگوریتم بهینه‌سازی علف‌های هرز

#### مهاجم (IWO)

الگوریتم بهینه‌سازی علف‌های هرز مهاجم (IWO) یک روش بهینه‌سازی عددی است که اولین بار در سال ۲۰۰۶ ارائه شد [۱۴]. این الگوریتم از الگوی تکثیر علف‌های هرز بهره گرفته است و امروزه در کاربردهای مختلفی از جمله طراحی آنتن‌های مخابراتی [۲۰]، جایابی عملگرها و سنسورهای توزیع‌یافته [۲۱] و حل مسائل بهینه‌سازی چند متغیره [۲۲] و ... استفاده شده است.

در این الگوریتم، هدف، یافتن بهترین نقطه از یک محیط مشخص برای زیستن بذرها است. علف‌های والد

مطابق با شکل (۳) پارامترهای مداری کپلری عبارت‌اند از [۱۶]:

$e$ : گریز از مرکز<sup>۱۲</sup>

$i$ : شیب مداری<sup>۱۳</sup>

$\Omega$ : زاویه RAAN<sup>۱۴</sup>

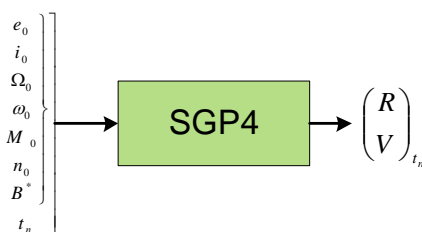
$\omega$ : آرگومان حضیض زمینی<sup>۱۵</sup>

$\theta$ : زاویه ماهواره نسبت به نقطه حضیض مدار<sup>۱۶</sup>

$a$ : شبه قطر اصلی<sup>۱۷</sup>

گفتنی است، پارامترهای مداری کپلری ارائه شده در داده TLE مقادیر متوسط هستند؛ البته در داده TLE به جای شبه قطر اصلی متوسط، پارامتر متوسط تعداد دوران مداری ماهواره<sup>۱۸</sup> ( $n$ ) در طول یک شبانه‌روز در نظر گرفته شده [۳] که تبدیل پذیر به یکدیگر هستند. همچنین در تعریف داده TLE، حرف  $M$  را برای پارامتر زاویه متوسط ماهواره نسبت به نقطه حضیض مدار<sup>۱۹</sup> در نظر می‌گیرند [۳]. در شکل (۴)، بخش‌های تشکیل دهنده یک داده TLE نمونه نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌کنیم، ۶ پارامتر مداری کپلری متوسط در سطر دوم و ضریب  $B^*$  در سطر اول داده TLE قرار دارند.

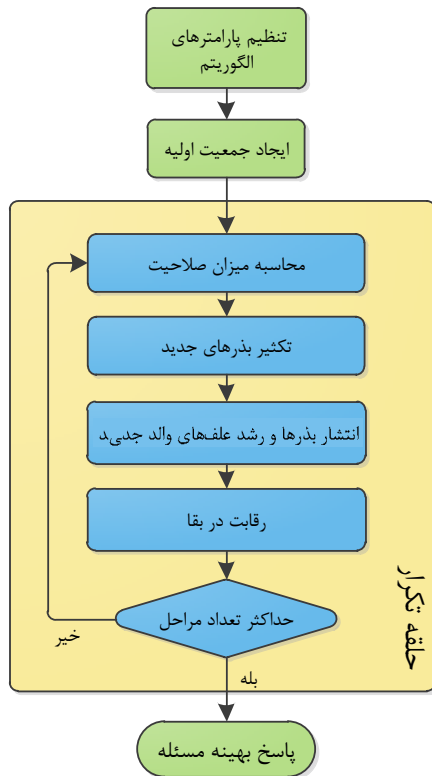
یکی از روش‌های رایج تعیین موقعیت ماهواره، استفاده از انتشارگر SGP4 است که مؤسسه NORAD، اولین بار در سال ۱۹۶۶ براساس قضیه تحلیلی Kozai منتشر کرد و در سال ۱۹۷۹ عملیاتی شد [۱۸]. این انتشارگر با دریافت داده TLE بردار مکان و سرعت ماهواره را محاسبه می‌کند. مدل شماتیکی این انتشارگر مطابق شکل (۵) است.



شکل (۵): مدل شماتیکی انتشارگر SGP4

اندیس پارامترهای مداری کپلری نشانگر مقادیر متوسط بوده و  $t_n$  برچسب زمانی این پارامترها است.  $R$  و  $V$  نیز به ترتیب بردار مکان و سرعت در لحظه  $t_n$  هستند. در این

۶. تکرار مراحل: بازگشت به مرحله سوم و تکرار مراحل تا اینکه به حدِ بیشینه تعداد مراحل تکرار برسیم. فلوجارت کلی الگوریتم IWO در شکل (۶) مشاهده می شود.



شکل (۶): فلوجارت الگوریتم بهینه سازی علف های هرز مهاجم (IWO)

همان طور که در بخش قبل ذکر شد، به منظور محاسبه داده TLE به پارامترهای مداری متوسط احتیاج است؛ درحالی که داده های اندازه گیری در ایستگاه زمینی، مقادیر لحظه ای هستند؛ بنابراین برای محاسبه مقادیر متوسط باید به مجموعه ای از داده های لحظه ای دسترسی داشت. بدین ترتیب اگر فرض کنیم مجموعه N تایی از داده های لحظه ای در اختیار باشد، تابع صلاحیت الگوریتم IWO مطابق رابطه (۵) تعریف می شود.

$$fitness = \max_{i \in [1, N]} \left\| \bar{R}_{SGP4}^i - \bar{R}_{GS}^i \right\| \quad (5)$$

در رابطه (۵)  $\bar{R}_{SGP4}^i$  و  $\bar{R}_{GS}^i$  به ترتیب داده موقعیت i-ام ماهواره در دستگاه مختصات ECI حاصل از مجموعه

جست و جو را با انتشار بذر انجام می دهد. در مرحله اول، بخش هایی از محیط که کاندیدای بهترین منطقه برای زیستن هستند، تعیین می شود و در مراحل بعد، جست و جو در محدوده های با شرایط زیست بهتر انجام می شود؛ بنابراین ایده اصلی روش، افزایش تمرکز و قدرت جست و جو با گذر زمان در محدوده های با قابلیت وجود جواب بهتر است. مراحل اجرای این الگوریتم به صورت خلاصه بیان می شود:

۱. تولید جمعیت اولیه: تعداد مشخصی از جواب ها با توزیع یکنواخت در فضای جست و جوی مسئله انتخاب می شود.
۲. محاسبه میزان صلاحیت: میزان صلاحیت علف ها با تابع صلاحیت سنجیده می شود.
۳. تعیین تعداد علف های جدید: مطابق با میزان صلاحیت هر علف والد، تعداد بذرها در اطراف هر علف تعیین می شود.
۴. توزیع بذرها جدید: بذرها در اطراف علف های جدید به ازای هر علف والد (قدیمی)، با توزیع گوسی<sup>۲۰</sup> (نرمال) حول علف والد منتشر می شود. انحراف معیار این توزیع، طبق رابطه (۴) است.

$$\sigma_{iter} = \frac{(iter_{max} - iter)^n}{(iter_{max})^n} (\sigma_{initial} - \sigma_{final}) + \sigma_{final} \quad (4)$$

در رابطه فوق،  $iter_{max}$  تعداد کل مراحل انتشار فرآیند جست و جو،  $iter$  شماره مرحله انتشار جاری،  $\sigma_{initial}$  انحراف معیار انتشار بذرها حول علف های والد در اولین مرحله انتشار،  $\sigma_{final}$  انحراف معیار انتشار بذرها در آخرین مرحله انتشار و  $n$  ضریب مدولاسیون که روند کاهش انحراف معیار (افزایش تمرکز در جست و جو) هر مرحله از انحراف معیار اولیه (حداکثر) به انحراف معیار نهایی (حداقل) را مشخص می کند.

۵. مبارزه جهت حفظ بقا: در هر مرحله میزان صلاحیت تمام علف ها، تعیین و علف ها اعم از قدیمی و جدید به ترتیب رتبه بندی می شوند. اگر جمعیت نهایی از حدِ بیشینه جمعیت فراتر رفته باشد، پاسخ های اضافه با میزان صلاحیت کمتر حذف می شوند.

فاصله<sup>۲۲</sup>، زاویه سمت<sup>۲۳</sup> و زاویه فراز<sup>۲۴</sup> به دستگاه مختصات ناظر مرکز (AER<sup>۲۵</sup>) تبدیل شوند [۱۶].

به ازای استفاده از یک شبانه‌روز داده GPS ماهواره CHAMP با زمان نمونه‌برداری ۱ دقیقه، تنها ۲۷ دقیقه (معادل ۲۷ داده اندازه‌گیری) توسط ایستگاه زمینی تهران رؤیت‌پذیر است. نمودار حرکت مداری ماهواره CHAMP در طول یک شبانه‌روز و منطقه پوشش ایستگاه زمینی تهران در شکل (۸) مشاهده می‌شود.

از آنجاکه داده‌های موقعیت ماهواره دریافتی از گیرنده GPS دارای دقت زیادی هستند، داده‌های اندازه‌گیری تولیدشده برای ایستگاه زمینی نیز عملاً از خطای بسیار اندکی برخوردار خواهند بود. براین اساس، برای هرچه واقعی‌تر کردن این داده‌های اندازه‌گیری، به داده فاصله، نویز  $\pm 500$  متری و بایاس  $+500$  متری و به داده زوایای رؤیت سمت و فراز، نویز  $\pm 0.5$  درجه و بایاس  $+0.5$  درجه افزوده شده است. گفتنی است، بسیاری از تجهیزات به‌کاررفته برای تعیین موقعیت ماهواره‌ها، امکان ارائه داده موقعیت ماهواره با دقت بهتری از این اعداد را نیز دارند.

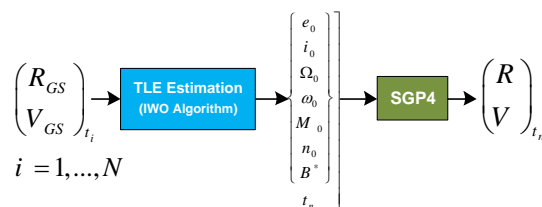
این داده‌های موقعیت، مطابق رابطه (۵) به‌عنوان داده‌ها مبنای تعریف تابع صلاحیت الگوریتم IWO استفاده می‌شوند. از طرفی، موقعیت و سرعت انتشار یافته با انتشارگر SGP4 در دستگاه مختصات ECI هستند؛ بنابراین موقعیت ماهواره حاصل از داده‌های اندازه‌گیری ایستگاه زمینی نیز باید در دستگاه مختصات ECI بیان شوند. بدین منظور، داده‌های اندازه‌گیری ابتدا از دستگاه مختصات ناظر مرکز AER به دستگاه مختصات ECF و سپس با انجام تبدیلات لازم به دستگاه مختصات ECI منتقل می‌شوند. به‌منظور محاسبه ماتریس تبدیل دستگاه مختصات ناظر مرکز AER به دستگاه مختصات ECF، می‌توان از روابط صریح موجود در [۱۵] استفاده کرد؛ درحالی‌که به‌منظور محاسبه ماتریس تبدیل دستگاه مختصات ECF به ECI روابط تقریبی وجود دارد که در رابطه (۶) ارائه شده است [۲۱].

$$R_{ECI} = C_P C_N C_S C_M R_{ECF} \quad (6)$$

$C_M$  ماتریس دوران مربوط به جابه‌جایی قطبی<sup>۲۶</sup> زمین،  $C_S$  ماتریس دوران زمین به دور خود<sup>۲۷</sup>،  $C_N$  ماتریس

داده‌های اندازه‌گیری ایستگاه زمینی ( $GS^1$ ) و حاصل از انتشار داده TLE براساس انتشارگر SGP4 است. منظور از  $\| \cdot \|$  نرم ۲ است. بدین ترتیب در هر مرحله از الگوریتم، برای هر TLE (تمام علف‌های جدید و قدیم) با استفاده از انتشارگر SGP4، بردار  $\bar{R}_{SGP4}^i$  محاسبه می‌شود و با بردار  $\bar{R}_{GS}^i$  مقایسه می‌شود.

بدین ترتیب با اجرای الگوریتم IWO، پارامترهای مداری کپلری متوسط ( $x_0$ ) و ضریب  $B^*$  در یک Epoch مشخص، تخمین زده می‌شود و با استفاده از انتشارگر SGP4 موقعیت ماهواره در زمان‌های آتی پیش‌بینی می‌شود. این روند در شکل (۷) نمایش داده شده است.



شکل (۷): روند تعیین موقعیت ماهواره در الگوریتم IWO

#### ۴- شبیه‌سازی

در این بخش، ابتدا رویه تولید داده‌های اندازه‌گیری برای ایستگاه زمینی با استفاده از داده‌های موقعیت GPS درون ماهواره، مرور می‌شود و در ادامه، دقت تخمین داده TLE بررسی می‌شود.

#### ۴-۱- داده‌های اندازه‌گیری

به‌منظور تولید داده‌های اندازه‌گیری در ایستگاه زمینی برای ماهواره CHAMP، از داده‌های GPS این ماهواره [۱۴]، در بازه زمانی 21:37:46 28-May-2008 الی 21:36:46 May-2008 استفاده شده است. زمان نمونه‌برداری داده‌ها ۱ دقیقه است. برای انجام شبیه‌سازی‌ها یک ایستگاه زمینی فرضی در شهر تهران، یعنی در طول جغرافیایی  $35/78$  درجه و عرض جغرافیایی  $51/45$  درجه در نظر گرفته شده است.

داده‌های موقعیت دریافتی از گیرنده GPS در دستگاه مختصات ECF است که باید برای تبدیل به داده‌های

به داده‌ای با کم‌ترین زاویه فراز (معادل ۳۸ کیلومتر) و کمترین خطا مربوط به داده‌های با بیشترین زاویه فراز (معادل ۸ کیلومتر) است. بدین ترتیب، اندازه زاویه فراز، معیار مناسبی برای قضاوت در خصوص میزان خطای داده‌های اندازه‌گیری شده در ایستگاه زمینی در کاربردهای عملیاتی خواهد بود. در پایان این بخش، در شکل (۱۱) داده‌های اندازه‌گیری در ایستگاه زمینی برای مجموعاً چهار بار رؤیت ماهواره CHAMP در ایستگاه تهران، در طول یک شبانه‌روز و در چهار ستون نمایش داده شده است. روند طلوع (ورود از افق به زاویه دید ایستگاه) و غروب (خروج از زاویه دید ایستگاه به افق) ماهواره در نمودارهای مربوط به زاویه فراز به خوبی مشاهده می‌شود که از صفر شروع شده و به صفر ختم می‌شود. همان‌طور که ذکر شد، با کاهش زاویه فراز، فاصله ماهواره تا ایستگاه زمینی افزایش می‌یابد. این موضوع در مقایسه نمودارهای مربوط به زاویه فراز و فاصله کاملاً مشهود است.

#### ۴-۲- تخمین داده TLE

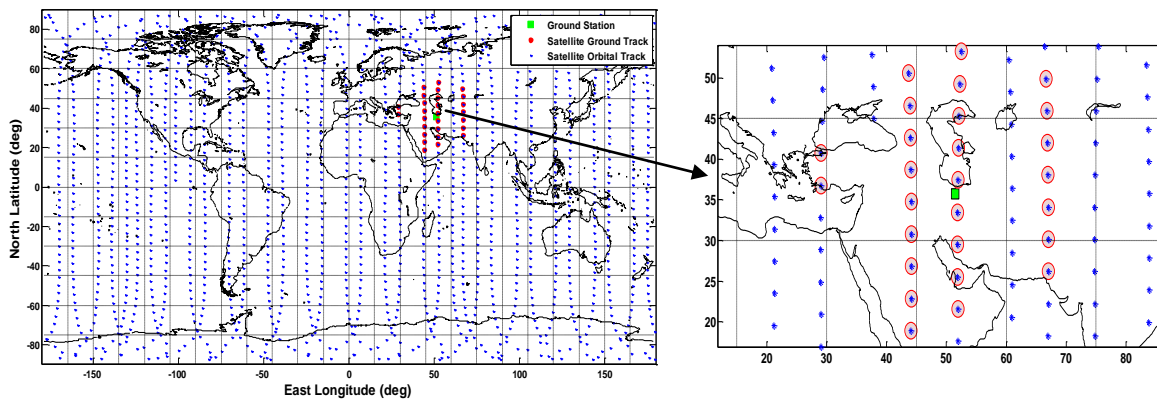
در این مرحله، داده TLE به روش IWO و با استفاده از داده‌های اندازه‌گیری ایستگاه زمینی تخمین زده، سپس دقت آن ارزیابی می‌شود. در این راستا، ابتدا پارامترهای مربوط به الگوریتم IWO تنظیم می‌شوند، سپس بر روی مسئله تخمین داده TLE ماهواره، اعمال می‌شوند. پارامترهای الگوریتم IWO براساس [۱۴] مطابق جدول (۱) و جدول (۲) تنظیم می‌شوند.

دوران مربوط به اثر رقص محوری<sup>۲۸</sup> زمین و  $C_p$  ماتریس مربوط به اثر حرکت تقدیمی<sup>۲۹</sup> زمین هستند.

بدین ترتیب به منظور تولید داده اندازه‌گیری ایستگاه زمینی، ابتدا داده‌های موقعیت GPS ماهواره CHAMP که در دستگاه مختصات ECF تعریف شده‌اند به دستگاه مختصات ناظر مرکز AER منتقل می‌شود و پس از اعمال نویز و بایاس به داده‌ها، با اعمال ماتریس تبدیل دستگاه‌های ناظر مرکز AER به ECF و در ادامه اعمال ماتریس تبدیل دستگاه مختصات ECF به ECI، داده‌های اندازه‌گیری برای فرآیند تخمین آماده می‌شوند. این روال در شکل (۹) مشاهده می‌شود.

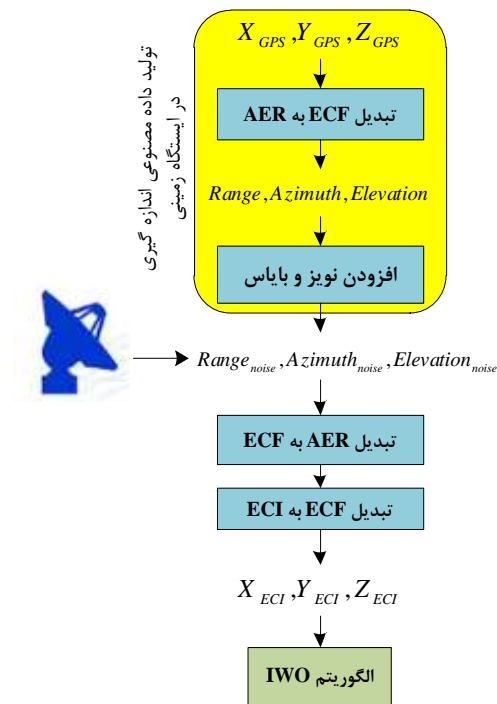
واضح است در کاربردهای واقعی بلوک ابتدایی شکل (۹) برای تولید داده‌های مصنوعی، اندازه‌گیری دیگر مورد نیاز نخواهد بود و داده‌های مورد نیاز مستقیماً از ادوات مستقر در ایستگاه زمینی حاصل خواهند شد. پس از آماده‌سازی داده‌های موقعیت به منظور تخمین داده TLE، بررسی بر روی اثر تغییر زاویه رؤیت ماهواره بر روی خطای اندازه‌گیری خواهیم داشت.

با کاهش زاویه فراز رؤیت ماهواره، فاصله ماهواره نسبت به ایستگاه زمینی افزایش می‌یابد. بدین ترتیب در صورت وجود خطا در داده‌های اندازه‌گیری زوایای رؤیت، خطای سنجش موقعیت ماهواره در بیشینه مقدار خود قرار می‌گیرد. به منظور اثبات این ادعا، نمودار زاویه فراز بر حسب خطای موقعیت داده‌های اندازه‌گیری مصنوعی تولید شده نسبت به داده‌های GPS واقعی در دستگاه مختصات ECI، بررسی می‌شود که در شکل (۱۰) نمایش داده شده است. همان‌طور که در شکل ۱۰ دیده می‌شود، بیشترین خطا متعلق

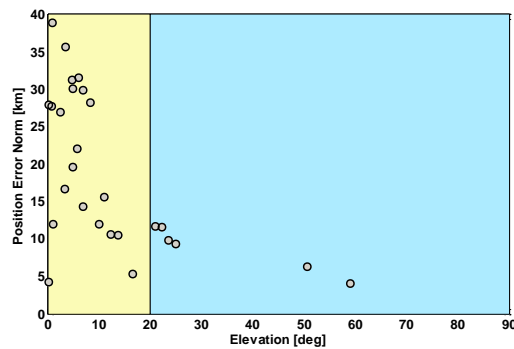


شکل (۸): حرکت مداری ماهواره CHAMP در طول یک شبانه‌روز و منطقه پوشش ایستگاه زمینی تهران





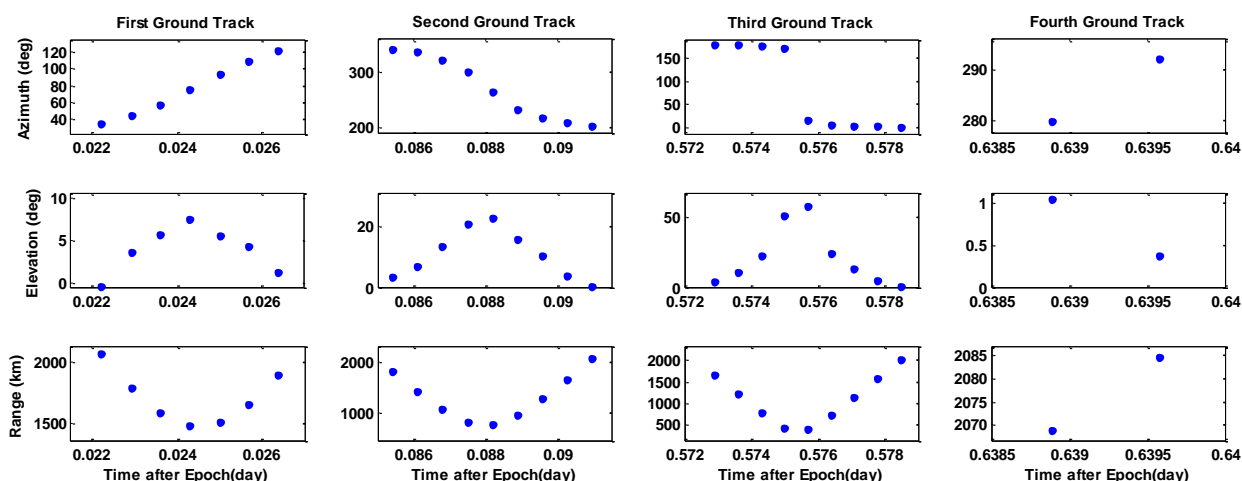
شکل (۹): آماده‌سازی داده‌های موقعیت به‌منظور تخمین داده TLE به روش IWO



شکل (۱۰): بررسی تغییرات خطای اندازه‌گیری در دستگاه مختصات ECI بر اثر تغییرات زاویه فراز

جدول (۱): پارامترهای مختص هر کمیت مداری در الگوریتم IWO

مقدار							توصیف	پارامتر
$B^*$	$n_0$ (دور / روز)	$M_0$ (درجه)	$\omega_0$ (درجه)	$\Omega_0$ (درجه)	$i_0$ (درجه)	$e_0$		
۰/۰۰۰۱	۰/۰۷۵۰	۰/۵	۰/۵	۰/۱۲۵۰	۰/۱۲۵۰	۰/۰۰۱۳	انحراف از معیار اولیه انتشار بذرها	$\sigma_{initial}$
۰/۰۰۰۰۰۱	۰/۰۰۰۰۷۵۰	۰/۰۰۰۵	۰/۰۰۰۵	۰/۰۰۰۱۲۵۰	۰/۰۰۰۱۲۵۰	۰/۰۰۰۰۱۳ ۰	انحراف از معیار نهایی انتشار بذرها	$\sigma_{final}$
۰	۱۵/۵۰۷۵	۲۷۸/۳۴۱۹	۷۷/۸۲۹۰	۱۰۸/۷۳۷۶	۸۶/۷۲۴۷	۰	فضای جستجو جهت یافتن پارامتر بهینه	فضای جستجو
الی ۰/۰۰۰۱	الی ۱۶/۱۰۷۵	الی ۲۸۲/۳۴۱۹	الی ۸۱/۸۲۹۰	الی ۱۰۹/۷۳۷۶	الی ۸۷/۷۲۴۷	الی ۰/۰۱		



شکل (۱۱): زاویه سمت، زاویه فراز و فاصله مربوط به رؤیت‌های ماهواره CHAMP در ایستگاه زمینی تهران در طول یک شبانه‌روز (فواصل زمانی داده‌های اندازه‌گیری ۱ دقیقه است)

اندازه‌گیری شده در ایستگاه زمینی هستند که در شکل (۱۲) به خوبی نمایش داده شده است.



شکل (۱۲): نواحی پوشش رد مداری ماهواره CHAMP در ایستگاه زمینی تهران

بنابراین در مجموع، سه داده TLE تخمین زده می‌شود که در پایان دقت داده‌های تخمینی و داده TLE مؤسسه NORAD با هم مقایسه می‌شوند. به منظور ارزیابی نتایج، خطای پیش‌بینی موقعیت ماهواره با استفاده از انتشارگر SGP4 و داده‌های TLE تخمینی نسبت به داده‌های موقعیت ماهواره CHAMP محاسبه شده است. به منظور ارزیابی بهتر، این خطا برای داده TLE متناظر ارائه شده مؤسسه NORAD هم محاسبه می‌شود. بدین منظور، Epoch داده‌های TLE تخمینی در Epoch داده

جدول (۲): پارامترهای الگوریتم IWO به منظور تخمین داده

TLE		
پارامتر	توصیف	مقدار
N	تعداد جمعیت اولیه	۸۰
D	بُعد مسئله	۷
$P_{max}$	بیشینه جمعیت در هر مرحله	۸۰
$S_{max}$	بیشینه جمعیت علف‌های ولد در هر مرحله	۱۰
$S_{min}$	کمینه جمعیت علف‌های ولد در هر مرحله	۲
n	ضریب مدولاسیون غیرخطی	۳

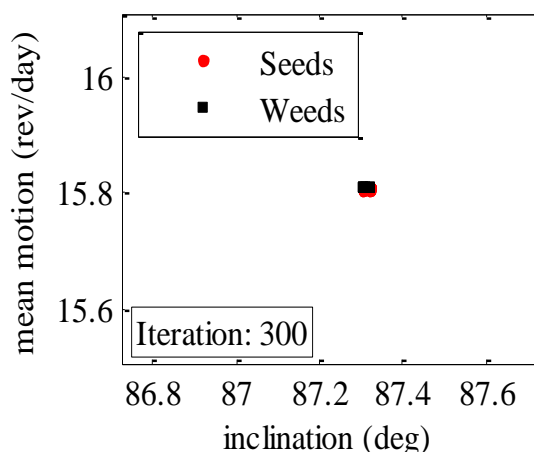
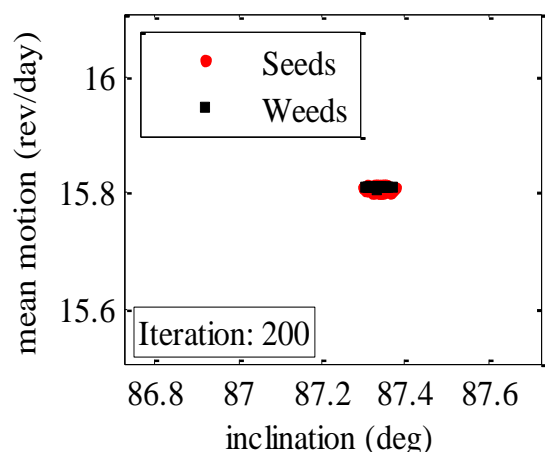
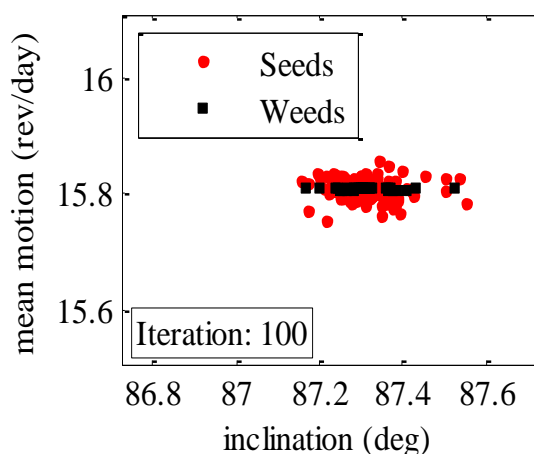
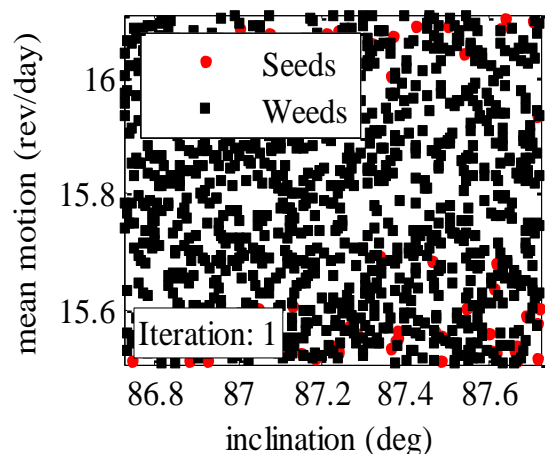
برای بررسی اثر خطا در داده‌های اندازه‌گیری استفاده شده در میزان دقت تخمین داده TLE، روش IWO را یک‌بار با استفاده از داده‌های اندازه‌گیری تولید شده در ایستگاه زمینی در حالت بدون نویز و بار دیگر در حالت وجود نویز اندازه‌گیری تکرار می‌کنیم.

همان‌طور که در بخش قبل در شکل (۱۰) مشاهده شد، خطا در موقعیت ماهواره، ناشی از خطا در زاویه فراز متغیر است. داده‌های اندازه‌گیری با زاویه فراز کم، خطای زیاد و داده‌های با زاویه فراز زیاد، خطای کمتری دارند. به نظر می‌رسد با حذف تعداد محدودی از داده‌های با زاویه فراز پایین، دقت تخمین بهبود می‌یابد. برای اثبات این ادعا، تخمین داده TLE برای داده‌های اندازه‌گیری شده در ایستگاه زمینی با زاویه فراز بیشتر از ۲۰ درجه تکرار شده است. این دو بسته داده به ترتیب شامل ۲۷ و ۶ دقیقه داده

جدول (۳): داده TLE تخمینی به روش IWO با استفاده از داده‌های اندازه‌گیری بدون نویز و داده متناظر TLE مؤسسه NORAD (متناظر با شکل ۴)

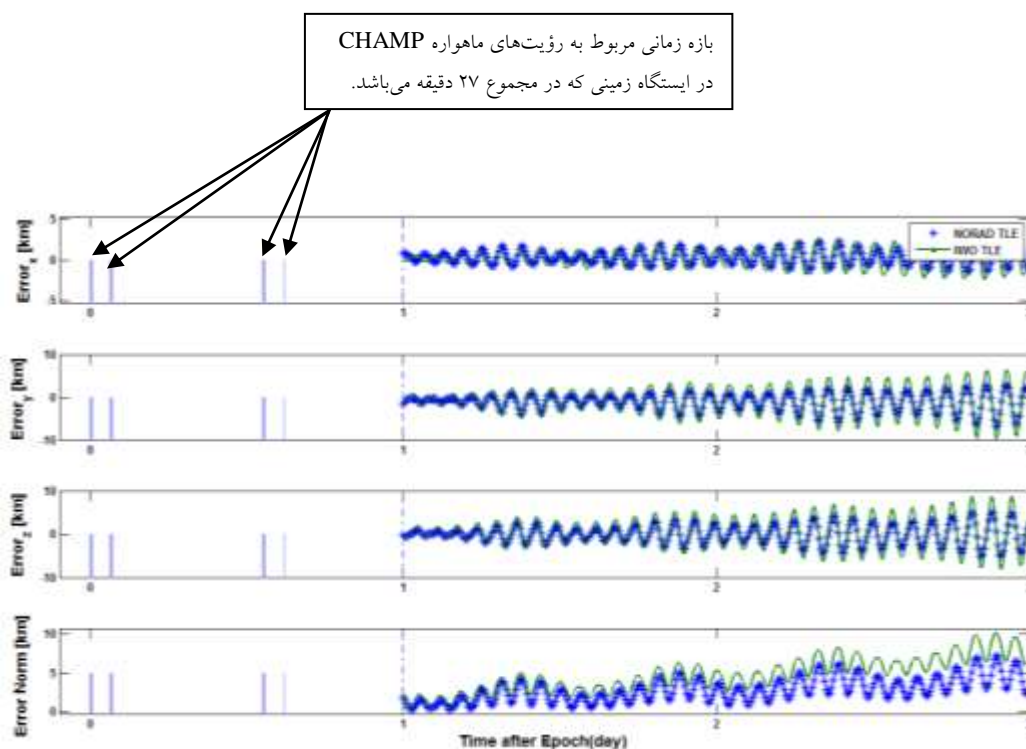
NORAD TLE:	
1	26405U 00039B 08149.90060882 .00007326 00000-0
	37958-4 0 5501
2	26405 087.2247 109.2376 0003837 079.8290 280.3419
	15.80749474448858
IWO TLE:	
*	***** 08149.90060882 .***** ***** *
	+34936-4 * ****
*	***** 087.2764 109.1286 0003453 081.3467 278.8403
	15.80748563*****

TLE مؤسسه NORAD، یعنی 28 May 2008 قرار داده شده است. گفتنی است، در پیش‌بینی موقعیت با استفاده TLE مؤسسه NORAD، از انتشارگر SGP4 نرم‌افزار STK استفاده شده است. در مرحله اول، با استفاده از داده‌های اندازه‌گیری مصنوعی تولیدشده برای ایستگاه زمینی، بدون افزودن نویز و بایاس، داده TLE تخمین زده شده است. این داده به همراه داده TLE مؤسسه NORAD در جدول (۳) نشان داده شده است.



شکل (۱۳): روند انتشار دو کمیت شیب مداری متوسط و تعداد متوسط دوران در یک شبانه‌روز در الگوریتم IWO در تخمین داده

TLE



شکل (۱۴): خطای پیش‌بینی دو روزه داده TLE تخمینی برای حالت بدون نویز و داده TLE مؤسسه NORAD نسبت به داده‌های GPS واقعی در مؤلفه‌های  $x$ ،  $y$  و  $z$  و نرم ۲ این سه مؤلفه

نمایش داده شده است.

همان‌طور که در شکل (۱۴) مشاهده می‌شود، از داده‌های اندازه‌گیری شده در یک شبانه‌روز که در مجموع، ۲۷ دقیقه است برای تخمین داده TLE استفاده شده است و با استفاده از این داده TLE، انتشارگر SGP4، دو موقعیت ماهواره را در دو شبانه‌روز بعد پیش‌بینی کرده است. مطابق این شکل، خطای پیش‌بینی موقعیت با استفاده از داده TLE (که مؤسسه NORAD ارائه کرده است) در سه مؤلفه و نیز نرم آن‌ها به کمتر از ۱۰ کیلومتر می‌رسد؛ در حالی که خطای پیش‌بینی موقعیت با داده TLE تخمین زده شده است، با استفاده از تمام داده‌های اندازه‌گیری شده در ایستگاه زمینی (۲۷ دقیقه)، در مؤلفه  $x$  کمتر از ۵ کیلومتر، در مؤلفه‌های  $y$  و  $z$  کمتر از ۱۰ کیلومتر است.

شبیه‌سازی برای داده‌های اندازه‌گیری پس از افزودن نویز و بایاس تکرار شده است. نتیجه تخمین داده TLE در جدول (۴) آمده است.

قبل از ارزیابی داده‌های TLE تخمینی، برای درک بهتر نسبت به روند جست‌وجو در الگوریتم IWO به منظور یافتن پاسخ بهینه، روند انتشار علف‌ها در طول چندین مرحله از الگوریتم بررسی شده است. بدین منظور، انتشار دو کمیت شیب مداری متوسط و تعداد متوسط دوران مداری ماهواره در فضای جست‌وجو، در ۴ مرحله از مراحل الگوریتم در شکل (۱۳) رسم شده است. روند همگرایی به پاسخ بهینه به خوبی مشاهده می‌شود. نقاط مربعی شکل، علف‌های هرزی هستند که از مرحله قبل باقی مانده‌اند و نقاط دایره‌ای شکل، بذره‌های جدیدی هستند که در مرحله جاری منتشر شده‌اند.

در مرحله ارزیابی، خطای پیش‌بینی داده‌های TLE تخمینی با استفاده از داده‌های اندازه‌گیری بدون نویز و داده TLE ارائه شده مؤسسه NORAD نسبت به داده‌های GPS ماهواره CHAMP مقایسه می‌شود. انتشارگر SGP4، بازه زمانی 29-May-2008-21:37:46 الی 31-May-2008-21:36:46 را پیش‌بینی کرده است و خطای موقعیت در سه مؤلفه  $x$ ،  $y$  و  $z$  نسبت به داده‌های GPS در شکل (۱۴)

فراز کمتر از ۲۰ درجه، خطای پیش‌بینی بهبود می‌یابد و به کمتر از ۲۰ کیلومتر می‌رسد. بنابراین با استفاده از داده‌های اندازه‌گیری نویزی در ایستگاه زمینی، به روش IWO داده TLE مستقل از مؤسسه NORAD استخراج شد که نرم خطای پیش‌بینی دو روزه آن کمتر از ۲۰ کیلومتر است.

### ۵- نتیجه‌گیری

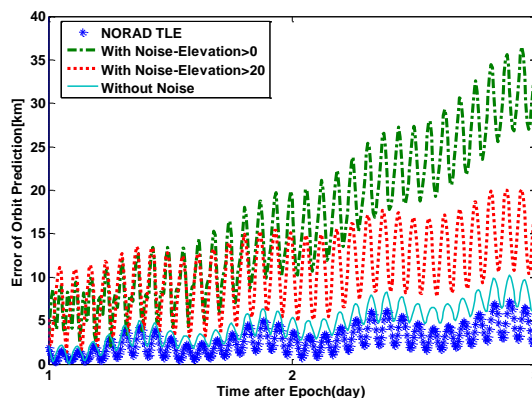
در این مقاله، روشی نوین جهت تخمین داده TLE ارائه شد. داده‌های استفاده‌شده، به‌منظور تخمین داده TLE، داده‌های اندازه‌گیری در ایستگاه زمینی هستند. به دلیل دسترسی نداشتن به داده‌های اندازه‌گیری در ایستگاه زمینی، این داده‌ها به‌صورت مصنوعی و براساس داده‌های موقعیت واقعی حاصل از گیرنده GPS مستقر در ماهواره CHAMP و برای ایستگاه زمینی تهران تولید شده‌اند. با توجه به این محل ایستگاه زمینی در طول یک شبانه‌روز، در مجموع ۲۷ دقیقه داده اندازه‌گیری در اختیار بوده است. سپس به روش IWO، داده TLE مستقل از مؤسسه NORAD استخراج شد و نشان داده شد که نرم خطای پیش‌بینی دو روزه این داده TLE به کمتر از ۱۰ کیلومتر می‌رسد؛ درحالی‌که این خطا برای داده TLE مؤسسه NORAD کمتر از ۸ کیلومتر است.

برای شبیه‌سازی حالت واقعی، به دلیل اینکه در کاربردهای عملیاتی، داده‌های اندازه‌گیری در ایستگاه زمینی به علت محدودیت‌های تجهیزات ردیابی ماهواره خطا دارند، نویز و بایاس کافی به داده‌ها اضافه شد و فرآیند تخمین داده TLE مجدداً تکرار شد. با حذف داده‌های با زاویه فراز کمتر از ۲۰ درجه، داده‌های اندازه‌گیری با خطایی درخور توجه از مجموعه داده اندازه‌گیری کنار گذاشته شد. به عبارت دیگر، تنها ۶ داده اندازه‌گیری با خطای کم از مجموع ۲۰ داده، برای استخراج TLE استفاده شد. فرآیند استخراج داده TLE برای این داده‌ها نیز تکرار شد. مشاهده شد، نرم خطای پیش‌بینی برای داده TLE استخراج‌شده با استفاده از ۲۷ دقیقه داده اندازه‌گیری نویزی، به حدود ۳۵ کیلومتر می‌رسد؛ درحالی‌که این خطا برای داده TLE استخراج‌شده با استفاده از داده‌های اندازه‌گیری نویزی با

جدول (۴): داده‌های TLE تخمینی به روش IWO با افزودن نویز به داده‌های اندازه‌گیری و داده TLE متناظر مؤسسه NORAD (متناظر با شکل ۴)

NORAD TLE:	
1	26405U 00039B 08149.90060882 .00007326
	00000-0 37958-4 0 5501
2	26405 087.2247 109.2376 0003837 079.8290
	280.3419 15.80749474448858
IWO TLE <sub>Noise1</sub> (Elevation>0):	
*	***** 08149.90060882 .***** *****_
*	+12320-4 * *****
*	***** 087.2388 109.1852 0000022 079.1021
	281.1506 15.80736090*****
IWO TLE <sub>Noise2</sub> (Elevation>20):	
*	***** 08149.90060882 .***** *****_
*	+35488-4 * *****
*	***** 087.3019 109.1004 0000004 079.5213
	280.6438 15.80744839*****

مطابق با مرحله قبل، برای ارزیابی دقت نتایج، خطای پیش‌بینی موقعیت دو روزه برای داده‌های TLE تخمینی در حالت‌های وجود و عدم وجود نویز اندازه‌گیری، محاسبه و در شکل (۱۵) نمایش داده شده است. همچنین در این شکل، TLE مؤسسه NORAD، خطای پیش‌بینی موقعیت را ارائه داده است.



شکل (۱۵): خطای پیش‌بینی دو روزه داده‌های TLE تخمینی در حالت وجود نویز اندازه‌گیری و داده TLE مؤسسه NORAD نسبت به داده‌های GPS واقعی

با مقایسه نتایج شکل‌های (۱۴) و (۱۵)، مشاهده می‌شود با افزودن نویز و بایاس به داده‌های اندازه‌گیری در ایستگاه زمینی، نرم خطای پیش‌بینی دو روزه به حدود ۳۵ کیلومتر افزایش یافته است؛ درحالی‌که با حذف داده‌های با زاویه

- estimation by GPS data and Invasive weed optimization". Iranian aero space conference, Tehran, Iran, 2012 (in Persian)
- [12] Cho, C. H., et al., "NORAD TLE Type Orbit Determination of LEO Satellites using GPS Navigation Solutions", Journal of Astronomy and Space Sciences, Vol. 19, pp. 197-206, 2002.
- [13] Lee, B. S., & Park, J. W. "Estimation of the SGP4 Drag Term from Two Osculating Orbit States." Journal of Astronomy and Space Sciences, Vol. 20, pp.11-20, 2003.
- [14] Mehrabian, A. R., & Lucas, C. "A novel numerical optimization algorithm inspired from weed colonization." Ecological Informatics, Vol. 1, no. 4, pp. 355-366, 2006.
- [15] <ftp://sayatnova.jpl.nasa.gov/pub/genesis/>
- [16] Curtis, H., "Orbital mechanics for engineering students" Elsevier, 2nd edition, 2009.
- [17] Vallado, D. A. "Fundamentals of astrodynamics and applications", Springer, Vol. 12, 2001.
- [18] Lane, M. H., & Hoots, F. R. "General perturbations theories derived from the 1965 lane drag theory.", NASA STI/Recon Technical Report N, 80, p.23347. 1979
- [19] Montenbruck, O. "A state filter for use with analytical orbit models of low earth satellites." Aerospace Science and Technology, Vol. 4, No. 4, pp. 277-287, 2000.
- [20] Sedighy, S. H., A. R. Mallahzadeh, M. Soleimani, and J. Rashed-Mohassel. "Optimization of printed Yagi antenna using invasive weed optimization (IWO).", IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, Vol. 9, pp. 1275-1278, 2010
- [21] Mehrabian, A. R., & Yousefi-Koma, A. "A novel technique for optimal placement of piezoelectric actuators on smart structures." Journal of the Franklin Institute, Vol. 348, No. 1, pp. 12-23, 2011.
- [22] Kundu, D. et al. "Multi-objective optimization with artificial weed colonies." Information Sciences, Vol. 181, No. 12, pp. 2441-2454, 2011.
- [23] Xu, G. "Orbits." Springer, 2008.
- زاویه فراز بیش از ۲۰ درجه، به ۲۰ کیلومتر بهبود یافت. بنابراین با دراختیارداشتن داده‌های اندازه‌گیری ایستگاه زمینی به روش IWO می‌توان مستقل از مؤسسه NORAD داده TLE ماهواره را استخراج کرد و به خطای پیش‌بینی موقعیت دو روزه کمتر از ۲۰ کیلومتر دست یافت.

## مراجع

- [1] Greene, M., and Zee, R. "Increasing the Accuracy of Orbital Position Information from NORAD SGP4 Using Intermittent GPS Readings", 23rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, USA, 2009.
- [2] Bennett, J. C., J. Sang, C. H. Smith, and K. Zhang. "Accurate orbit predictions for debris orbit maneuver using ground-based lasers", Advances in Space Research, Vol. 52, No. 11, pp. 1876-1887, 2013.
- [3] Vallado, D. A., Crawford, P., Hujsak, R. and Kelso, T.S., "Revisiting Spacetrack Report #3," AIAA/AAS Astrodynamic Specialist Conference, Keystone, CO, Aug 2006.
- [4] <http://www.celestrak.com/NORAD/elements/>
- [5] Bolandi, H., Ashtrai, M.H., Nadi, M and Esmaeilzadeh, S.M., "Analysis of Navi satellite TLEs and its effect of tracking by ground station", JSST, Vol. 6, No.2, 2013 (in Persian)
- [6] Bolandi, H and et al, "Hardware implementation of SGP4 Algorithm for satellite orbit determination", Iranian aero space conference, Tehran, Iran, 2012 (in Persian)
- [7] Kahr, E., Montenbruck, O., O'Keefe, K. P. "Estimation and Analysis of Two-Line Elements for Small Satellites." Journal of Spacecraft and Rockets 50, No. 2, 2013: 433-439.
- [8] Nasirian, M., Saleh, R., & Shojae, R. "Simulation Of Tracking Process And Communication Link With Satellite". Journal of space science and technology (jsst), 2010, 2(5);51-56
- [9] Lee, B. S. "NORAD TLE conversion from osculating orbital element." Journal of Astronomy and Space Sciences 19, 2002: 395-402.
- [10] Bolandi, H. et al., "TLE estimation with position and velocity vectors by direct repetition method", Iranian aero space conference, Tehran, Iran, 2013 (in Persian)
- [11] Bolandi, H. et al., "LEO satellite orbit

## زیرنویس

<sup>1</sup>Two Line Elements

<sup>2</sup>Invasive Weeds Optimization

<sup>3</sup>North American Aerospace Defense Command

<sup>4</sup>Simplified General Perturbations model 4

<sup>5</sup>Global Positioning System

<sup>۶</sup> منظور برچسب زمانی منسوب به داده TLE است.

- <sup>7</sup> Genetic Algorithm
- <sup>8</sup> Particle Swarm Optimization
- <sup>9</sup> Shuffled Frogs Leaping
- <sup>10</sup> Memetic algorithms
- <sup>11</sup> Benchmarks
- <sup>12</sup> Eccentricity
- <sup>13</sup> Inclination
- <sup>14</sup> Right Ascension of the Ascending Node
- <sup>15</sup> Argument of Perigee
- <sup>16</sup> Anomaly
- <sup>17</sup> Major axis
- <sup>18</sup> Mean Motion
- <sup>19</sup> Mean Anomaly
- <sup>20</sup> Gaussian Distribution
- <sup>21</sup> Ground Station
- <sup>22</sup> Range
- <sup>23</sup> Azimuth
- <sup>24</sup> Elevation
- <sup>25</sup> Azimuth-Elevation-Range
- <sup>26</sup> Polar Motion
- <sup>27</sup> Earth Rotation
- <sup>28</sup> Nutation
- <sup>29</sup> Precession

