

استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون جهت بهبود موقعیت‌یابی با استفاده از ماهواره‌های GEO

محمد رضا وزیري^۱، میثم رئیس دانایی^{۲*}

۱- دانشکده و پژوهشکده برق، جنگ الکترونیک و سایبری، دانشگاه جامع امام حسین (علیه‌السلام)

۲- استادیار دانشکده و پژوهشکده برق، جنگ الکترونیک و سایبری، دانشگاه جامع امام حسین (علیه‌السلام)

چکیده

موقعیت‌یابی ماهواره‌ای در دهه‌های اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته است. در بحث موقعیت‌یابی مسئله یافتن تخمینی دقیق از موقعیت مکانی منبع سیگنال دریافتی ناشناس مطرح است. مواردی که در موقعیت‌یابی همواره مورد توجه بوده است؛ دقت تخمین و کاهش پیچیدگی محاسبات است. منابع متعدد عدم قطعیت در تخمین نهایی وجود دارد که اثرات آن باید به حداقل برسد؛ از جمله این منابع می‌توان به خطاهای اندازه‌گیری پارامترهای اختلاف زمان رسیدن و اختلاف فرکانس دریافتی سیگنال و همچنین عدم قطعیت موقعیت و سرعت ماهواره‌ها اشاره نمود. در روش‌های معمول که تنها با دو ماهواره اصلی و ثانویه فرایند موقعیت‌یابی انجام می‌شود؛ اگر آفست زمان و فرکانس به دلیل عدم هم‌زمانی دو ماهواره و نوسان‌سازهای داخلی ماهواره‌ها رخ دهد؛ نمی‌توان این امر را انجام داد و نیاز به ایستگاه‌های کالیبراسیون جهت حذف متغیرهای اضافی وجود دارد. در این مطالعه، استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون در موقعیت‌های شناخته‌شده بررسی می‌شود تا نشان داده شود که عملکرد موقعیت‌یابی حدود ده الی بیست درصد نسبت به حالتی که از ایستگاه‌های کالیبراسیون استفاده نمی‌شود؛ بهبود می‌یابد.

واژه‌های کلیدی

ماهواره‌های GEO، ایستگاه‌های کالیبراسیون، TDOA، FDOA، موقعیت‌یابی

Using Calibration Stations to Improve Localization Obtained with GEO Satellites

Mohammad Reza Vaziri¹, Meysam Raees Danaee^{2,*}

1. Imam Hossein University, Tehran, Iran

2. Assistant professor, Department of Electrical and Computer Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

Abstract

Geolocation has received much attention in recent decades. In the discussion of positioning, the problem of finding an accurate estimate of the location of the source of the unknown received signal is raised. Things that have always been of interest in positioning are the accuracy of estimation and the reduction of the complexity of calculations. There are many sources of uncertainty in the estimate, the effects of which should be minimized. Among these sources, we can refer to the measurement errors of the parameters of the arrival time difference and the signal received frequency difference, as well as the uncertainty of the position and speed of the satellites. In the usual methods where the positioning process is done with only two main and secondary satellites, if the time and frequency offset occurs due to the lack of synchronization between the two satellites and the internal oscillators of the satellites, it does not occur. This can be done and calibration stations are needed to remove additional variables. In this study, we investigate the use of calibration stations in known positions to show that the positioning performance improves by about ten to twenty percent compared to the case where no calibration stations are used.

Keywords

Geo Satellites, Calibration Stations, TDOA, FDOA, Geolocation.

* Corresponding author: mraeesdanaee@ihu.ac.ir

۱- مقدمه

مسئله یافتن مشخصات سینماتیکی (موقعیت و سرعت) اهداف تشعشع کننده یا منعکس کننده توسط مجموعه‌ای از گیرنده‌های توزیع شده در محیط طی چند دهه اخیر در کاربردهایی از جمله رادار، سونار، شبکه‌های حسگری بی‌سیم و مخابرات مطرح شده‌اند. این مسائل تحت عنوان موقعیت‌یابی در ادبیات شناخته می‌شوند [۱]. سیستم موقعیت‌یاب به‌طور کلی شامل تعدادی از گیرنده‌های مجزا از هم در موقعیت‌های از پیش تعیین شده است که سیگنال ساطع شده یا بازتاب شده از شیء را دریافت می‌کنند. با توجه به پوشش وسیع آنها، موقعیت‌یابی یک شیء نزدیک به زمین توسط ماهواره‌ها در سال‌های اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته است. از جمله سیستم‌های موقعیت‌یاب فعلی که در حال حاضر عملیاتی هستند می‌توان به ^۱GPS، ^۲GLONASS و GEOSTAR اشاره کرد. هر کدام از سیستم‌های مذکور دارای پوشش و دقت متفاوتی می‌باشند [۲]. این سیستم‌ها در اصل برای عملیات‌های جستجو، پشتیبانی و نظامی توسعه یافته‌اند. با این حال، برخی از آنها مانند GPS برای کاربردهای غیرنظامی در دسترس هستند. موقعیت‌یابی فرستنده به شناسایی موقعیت مکانی یک منبع روی زمین با استفاده از اندازه‌گیری‌های سیگنال مانند توان سیگنال دریافتی^۳، زاویه ورود سیگنال^۴، زمان رسیدن^۵ و اختلاف زمان رسیدن^۶ و اختلاف فرکانس رسیدن^۷ اشاره دارد [۳]. زمانی که منبع ساکن است موقعیت آن را می‌توان با استفاده از یک سیستم موقعیت‌یاب که با دو ماهواره به‌طور نسبی نسبت به یکدیگر در حال حرکت هستند، تعیین کرد. ابتدا TDOA و FDOA سیگنال منبع دریافت شده در دو ماهواره تخمین زده شده و مورد استفاده قرار می‌گیرند؛ سپس با حل مجموعه‌ای از معادلات غیرخطی مربوط به

اندازه‌گیری‌ها و مجهول مسئله که موقعیت فرستنده مورد نظر می‌باشد؛ تخمین موقعیت منبع به دست می‌آید [۴].

۲- مرور کارهای انجام شده

در مرجع [۵] برای استنتاج موقعیت ایستگاه‌های تداخل زمینی با استفاده از ماهواره‌های موجود با حداقل اختلال در عملیات با اندازه‌گیری اختلاف تأخیر زمانی سیگنالی که فرستنده تداخلگر از روی زمین با دو ماهواره مجاور مورد نظر مخابره می‌کند؛ بحث شده است. روش‌های تعیین موقعیت عبارت‌اند از: تشخیص مبتنی بر هواپیما سیگنال‌های تداخلی یا تشخیص از فضای‌ها با ارتفاع پایین. هر دوی آنها این مشکل را دارند که زمان پاسخ نسبتاً طولانی و هزینه بسیار زیادی را طلب کنند. استفاده از آنتن‌های تطبیقی در فضای‌ها برای یافتن منبع سیگنال‌های ناخواسته یا به حداقل رساندن اثرات چنین سیگنال‌هایی امکان‌پذیر است؛ اما نیازمند هزینه اضافی برای ساخت و راه‌اندازی فضای‌ها است؛ بنابراین، روشن می‌شود که تکنیک‌های جایگزین ترجیح داده می‌شوند. یک روش جایگزین استفاده از تکنیک TDOA است که در آن زمان دریافت سیگنال از طریق یک ماهواره خاص با زمان دریافت از طریق یک ماهواره مجاور مقایسه می‌شود. تفاوت در زمان رسیدن به دو مسیر مختلف مکان فرستنده ناشناس را به یک منحنی مکانی روی سطح زمین می‌رساند. رسیدن به چنین سیستمی به دو گیرنده نیاز دارد که قادر به تخمین دقیق تأخیر بین دو مسیر باشد. توان سیگنال دریافتی در مسیر ماهواره مجاور به‌طور معمول ۳۰ تا ۴۰ دسی‌بل پایین‌تر از ماهواره اصلی است. تجهیزات حساسیت بالا برای ارتباط با ماهواره مجاور مورد نیاز است. این امر همچنین مستلزم آن است که فرستنده مربوطه بر روی ماهواره مجاور فقط به‌طور سطحی اشغال شود تا با سیگنال نسبتاً ضعیف منبع مورد نظر تداخل نکند. چنین سیستم موقعیت‌یاب TDOA، بدون نیاز به اختلال در ارتباطات عادی از طریق فضای‌ها و یا جستجوی هرگونه سخت‌افزار فضایی اضافی، وعده یافتن منبع سیگنال‌ها را دارد.

در مرجع [۶]، مطالعه‌ای با هدف شناسایی مناسب‌ترین روش برای موقعیت‌یابی منابع تداخل ماهواره انجام شد. مطالعه نظری اهمیت بسیار زیاد سیستم

¹ Global Positioning System

² Global navigation satellite system

³ Received Signal Strength

⁴ Angle of Arrival

⁵ Time of arrival

⁶ Time Difference of Arrival

⁷ Frequency Difference of Arrival

موقعیت‌یاب را در استفاده از سیگنال‌های مرجع در هر دو ماهواره نشان داد. مقایسه اندازه‌گیری‌های TDOA و FDOA انجام‌شده بر روی تداخل بدون استفاده از سیگنال‌های مرجع با آنهایی که با سیگنال مرجع شناخته‌شده انجام شده‌اند؛ امکان اندازه‌گیری دقیق‌تر TDOA و FDOA را فراهم کرده و نوید کاهش خطای موقعیت‌یابی ناشی از تعدادی از منابع خطا را می‌دهد و یا آنها را حذف می‌کند.

در مرجع [7]، چالش تکنیک موقعیت‌یابی دقت اندازه‌گیری‌های اختلاف زمانی و فرکانس سیگنال‌ها معرفی شده است؛ به‌عنوان نمونه توان سیگنال تداخل دریافتی از ماهواره مجاور می‌تواند به‌اندازه 40 دسی‌بل کمتر از توان دریافتی از ماهواره اصلی باشد؛ بدین منظور، از تابع ابهام متقابل¹ برای مرتبط کردن دو سیگنال استفاده می‌کند که به‌صورت دیجیتالی توسط سیستم موقعیت‌یاب نمونه‌گیری می‌شوند. منابع متعدد عدم‌قطعیت در نتیجه نهایبی وجود دارد که اثرات آن باید به حداقل برسد. خطاها در اندازه‌گیری زمان و فرکانس صحیح با استفاده از سیگنال مرجع که از همان ماهواره‌ها عبور می‌کند و تجهیزات ایستگاه زمینی دریافت می‌کند کاهش می‌یابد یا حذف می‌شود. سهم عمده دیگر در عدم‌قطعیت می‌تواند دقت داده‌های دقیق ماهواره‌ای باشد که برای تخمین موقعیت و سرعت ماهواره‌ها در زمان اندازه‌گیری استفاده می‌شود. در مرجع [8] بحث از یک سیستم موقعیت‌یابی دو ماهواره‌ای است که محل منبع ساکن را با استفاده از اندازه‌گیری‌های DTÖ و DFÖ تخمین می‌زند. صحت و دقت این سیستم به‌دقت تخمین پارامترها و داده‌های دقیق موقعیت و سرعت دو ماهواره بستگی دارد. در مرجع [4] موقعیت‌یابی یک منبع ایستا بر روی زمین را با استفاده از اختلاف زمانی رسیدن (TDOA) و اختلاف فرکانسی رسیدن (FDOA) اندازه‌گیری‌شده توسط یک سیستم موقعیت‌یاب دو ماهواره‌ای بررسی می‌کند. TDOA و FDOA از منبع در معرض تغییرات زمان و فرکانس نامعلوم قرار دارند؛ زیرا این دو ماهواره به‌طور ناقص از نظر زمان هماهنگ شده و یا با فرکانس قفل شده‌اند. مکان‌های ماهواره‌ای به‌طور

¹ Cross Ambiguity Function

² Difference Time Offset

³ Difference Frequency Offset

دقیق مشخص نیستند. برای شناسایی موقعیت منبع و کاهش اثر خطاهای موقعیت ماهواره‌ای، ایستگاه‌های کالیبراسیون در موقعیت‌های شناخته‌شده استفاده می‌شوند.

۳- طرح مسئله

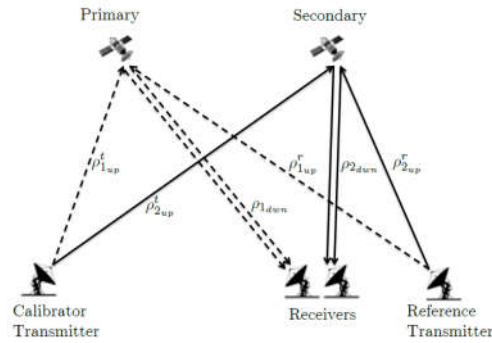
یکی از مسائلی که در نبردهای اطلاعاتی حائز اهمیت فراوان است مسئله اشراف اطلاعاتی است؛ بدین معنی که اطلاعات کامل و با جزئیات دقیق از آنچه در صحنه نبرد وجود دارد در دسترس باشد. مبحث موقعیت‌یابی یکی از این جزئیات است و دارای کاربردهای فراوان است. امروزه یافتن مکان دقیق اشیاء با استفاده از امواج الکترومغناطیس در بسیاری از پژوهش‌های علمی یافت می‌شود. یکی از این موارد که البته کمتر به آن پرداخته شده است استفاده از لینک‌های ارتباطی ماهواره‌های مدار GEO است. در پژوهش حاضر تمرکز بر روی یافتن مکان هدف ساکن دریایی با استفاده هم‌زمان از ماهواره‌های GEO و ایستگاه‌های کالیبراسیون است.

در این مطالعه فرض ما بر این است که داده‌های موقعیت ماهواره‌ها به‌صورت دقیق در دسترس نیستند و ما تنها به مشاهدات نویزی آنها دسترسی داریم. همچنین با در نظر گرفتن عدم هم‌زمان بودن ماهواره‌ها و عدم یکسان بودن اسپلاتورهای آنان، آفست‌های DC زمانی و فرکانسی نیز به معادلات اصلی ما اضافه می‌شوند. از آنجاکه این آفست‌ها متغیرهای اضافی هستند؛ پس لازم است که در ابتدا به نحوی اثر این متغیرها را از معادلات موردنظر پاک کنیم. سپس با داشتن تنها مشاهدات نویزی و خالی از آفست، تخمین قابل‌قبولی از پارامتر اصلی مسئله به دست بیاوریم.

همچنین موقعیت‌های ماهواره‌ای به‌طور دقیق مشخص نیستند. برای شناسایی موقعیت فرستنده هدف و کاهش اثر خطاهای موقعیت ماهواره‌ای، ایستگاه‌های کالیبراسیون در موقعیت‌های شناخته‌شده استفاده می‌شوند. در نتیجه تعداد معادلات ما بیشتر شده و به کمک آنها می‌توان منابع خطای در نظر گرفته شده در روند کار از جمله نویز موقعیت ماهواره‌ها و آفست‌های DC زمانی و فرکانسی تخمین زده و اثر آنها را در روابط خود کم کنیم.

۳-۱- مدل‌سازی و تعریف مسئله

در شکل زیر پیکربندی کلی مسئله موردنظر ما نشان داده شده است که شامل دو ماهواره در همسایگی یکدیگر در مدار GEO، یک فرستنده زمینی ثابت با موقعیت نامشخص، دو ایستگاه گیرنده زمینی ثابت با موقعیت معین و سه ایستگاه کالیبراسیون زمینی ثابت با موقعیت معین می‌باشد.



شکل (۱): پیکربندی موقعیت فرستنده ماهواره‌ای [۸]

همان‌طور که در شکل (۱) مشخص است فرستنده مطلوب ما ابتدا به ماهواره اصلی سیگنال ساطع کرده و بازنشر این سیگنال از طریق ماهواره اصلی به گیرنده زمینی اول ارسال می‌شود. همچنین سیگنال ناشی از پرتو جانبی

آنتن فرستنده به ماهواره ثانویه ساطع شده و بازنشر آن از طریق ماهواره ثانویه به گیرنده زمینی دوم می‌رسد. همچنین جهت حذف یا کاهش منابع خطای موجود در مسئله، از سه ایستگاه کالیبراسیون ثابت زمینی جهت بهبود دقت اندازه‌گیری بهره می‌گیریم. هرچه تعداد ایستگاه‌های کالیبراسیون بیشتر باشد مسلماً دقت بیشتری خواهیم داشت.

۳-۲- اصول اندازه‌گیری و هندسه موقعیت‌یابی

روابط ریاضی DTO مربوط به فرستنده و ماهواره‌ها در حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود ندارند به‌صورت زیر است:

$$DTO_{tx-rx} = \frac{1}{c} [(\|\vec{r}_2 - \vec{r}_{tx}\| + \|\vec{r}_2 - \vec{r}_{rx2}\|) - (\|\vec{r}_1 - \vec{r}_{tx}\| + \|\vec{r}_1 - \vec{r}_{rx1}\|)] \quad (۱)$$

که در آن بردارهای \vec{r}_1 ، \vec{r}_2 ، \vec{r}_{tx} ، \vec{r}_{rx1} و \vec{r}_{rx2} به‌صورت زیر تعریف می‌گردند:

بردار موقعیت ماهواره اولیه \vec{r}_1

بردار موقعیت ماهواره ثانویه \vec{r}_2

بردار موقعیت فرستنده هدف (مجهول) \vec{r}_{tx}

بردار موقعیت گیرنده زمینی ۱ \vec{r}_{rx1}

بردار موقعیت گیرنده زمینی ۲ \vec{r}_{rx2}

روابط ریاضی DFO مربوط به فرستنده و ماهواره‌ها در

حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود ندارند به‌صورت زیر است:

$$DFO_{tx-rx} = \frac{1}{c} \left[f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1 - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_1 - \vec{r}_{tx}\|} + (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1 - \vec{r}_{rx1})}{\|\vec{r}_1 - \vec{r}_{rx1}\|} \right] + \frac{1}{c} \left[-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2 - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_2 - \vec{r}_{tx}\|} - (f_{tx}^* - f_{tr2}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2 - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2 - \vec{r}_{rx2}\|} \right] \quad (۲)$$

که در آن f_{tx}^* فرکانس سیگنال حامل، f_{tr1} فرکانس لینک پایین‌رونده ماهواره اولیه و f_{tr2} فرکانس لینک پایین‌رونده ماهواره ثانویه می‌باشد. همچنین بردارهای \vec{V}_1 و \vec{V}_2 به ترتیب بردار سرعت ماهواره‌های ۱ و ۲ هستند.

۳-۳- منابع خطای موجود در مسئله

به‌طور کلی در مسئله موردنظر ما منابع اصلی خطا به سه دسته تقسیم می‌شوند:

(الف) عدم قطعیت موجود در موقعیت ماهواره‌ها

(ب) نویز حرارتی AWGN در گیرنده‌ها که به علت حرکت الکترون‌ها در دستگاه‌های گیرنده است و با اندازه‌گیری‌های DTO و DFO جمع می‌گردد.

(ج) آفست زمانی τ که به دلیل عدم هم‌زمان بودن ماهواره‌ها با یکدیگر و آفست فرکانسی σ که به دلیل عدم یکسان بودن اسیلاتورهای دو ماهواره به وجود می‌آیند.

۳-۴- تأثیر خطای سه‌گانه بر دقت موقعیت‌یابی

از آنجاکه داده‌های موقعیت ماهواره‌ها (یعنی \vec{r}_1 ، \vec{r}_2) به‌طور دقیق در دسترس نیستند و مقادیر در دسترس و مشاهده شده که با \vec{r}_1^m و \vec{r}_2^m نشان می‌دهیم دارای عدم قطعیت هستند؛ لذا باید اثر این عدم قطعیت را در محاسبات خود لحاظ کنیم.

عدم قطعیت موجود در موقعیت ماهواره ۱: $\vec{\Delta r}_1$

¹ Additive White Gaussian Noise²

روابط ریاضی مربوط به DTO ایستگاه‌های کالیبراسیون در حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود ندارند:

$$\begin{aligned}
 DTO_{cn-rx} = \frac{1}{c} [& (\|\vec{r}_2 - \vec{r}_{cn}\| + \|\vec{r}_2 - \vec{r}_{rx2}\|) \\
 & - (\|\vec{r}_1 - \vec{r}_{cn}\| \\
 & + \|\vec{r}_1 - \vec{r}_{rx1}\|)] \quad (5)
 \end{aligned}$$

که در آن بردار \vec{r}_{cn} بردار موقعیت مربوط به هرکدام از ایستگاه‌های کالیبراسیون می‌باشد. لازم به ذکر می‌باشد که در این مطالعه سه ایستگاه کالیبراسیون در نظر گرفته شده است؛ بنابراین $n = 1,2,3$ می‌باشد. روابط ریاضی مربوط به DFO ایستگاه‌های کالیبراسیون در حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود ندارند:

$$\begin{aligned}
 DFO_{cn-rx} = \frac{1}{c} [& f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1 - \vec{r}_{cn})}{\|\vec{r}_1 - \vec{r}_{cn}\|} + (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times \\
 & (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1 - \vec{r}_{rx1})}{\|\vec{r}_1 - \vec{r}_{rx1}\|}] + \frac{1}{c} [-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2 - \vec{r}_{cn})}{\|\vec{r}_2 - \vec{r}_{cn}\|} - \\
 & (f_{tx}^* - f_{tr2}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2 - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2 - \vec{r}_{rx2}\|}] \quad (6)
 \end{aligned}$$

روابط ریاضی مربوط به DTO ایستگاه‌های کالیبراسیون در حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود دارند:

$$\begin{aligned}
 DTO_{cn-rx} = \frac{1}{c} [& (\|\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2\| + \|\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2\| - \\
 & \|\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1\| + \|\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1\| - \\
 & \|\vec{r}_{rx1}\|)] + \tau + \Delta DTO \quad (7)
 \end{aligned}$$

روابط ریاضی مربوط به DFO ایستگاه‌های کالیبراسیون در حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود دارند:

$$\begin{aligned}
 DFO_{cn-rx} = \frac{1}{c} [& f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{((\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{cn})}{\|(\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{cn}\|} + \\
 & (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{((\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{rx1})}{\|(\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{rx1}\|}] + \\
 & \frac{1}{c} [-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{((\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{cn})}{\|(\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{cn}\|} - (f_{tx}^* - f_{tr2}) \times \\
 & (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{((\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{rx2})}{\|(\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{rx2}\|}] + \sigma + \\
 & \Delta DFO \quad (8)
 \end{aligned}$$

۴- روش پیشنهادی

هدف این است که معادله DTO_{cn-rx} تنها برحسب متغیرهای معلوم مسئله باشد اما متغیرهای اضافه و البته نامعلوم $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ در روابط دیده می‌شوند. پس روابط (۷) را برحسب $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ خطی سازی می‌کنیم یعنی

موقعیت در دسترس از ماهواره اولیه: \vec{r}_1^m
 عدم قطعیت موجود در موقعیت ماهواره ۲: $\vec{\Delta r}_2$
 موقعیت در دسترس از ماهواره ثانویه: \vec{r}_2^m
 به عبارت دیگر فرض می‌گردد که:

$$\begin{aligned}
 \vec{r}_1 &= \vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1 \\
 \vec{r}_2 &= \vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2
 \end{aligned}$$

در نتیجه رابطه DTO_{tx-rx} در عمل و با فرض لحاظ نمودن منابع خطای سه گانه ذکر شده به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned}
 DTO_{tx-rx} = \frac{1}{c} [& (\|\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2\| - \|\vec{r}_{tx}\| + \\
 & \|\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2\| - \|\vec{r}_{rx2}\|) - (\|\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1\| - \\
 & \|\vec{r}_{tx}\| + \|\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1\| - \|\vec{r}_{rx1}\|)] + \tau + \Delta DTO \quad (9)
 \end{aligned}$$

به نحوی که τ مقدار DC و غیر تصادفی آفست زمانی است که به علت عدم هم‌زمان بودن ماهواره‌های اصلی و ثانویه می‌باشد. ΔDTO نیز نویز سفید گاوسی با میانگین صفر و واریانس از قبل معلوم σ^2 می‌باشد. به همین صورت برای روابط ریاضی DFO_{tx-rx} در عمل و با فرض لحاظ نمودن منابع خطای سه گانه ذکر شده به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned}
 DFO_{tx-rx} = \frac{1}{c} [& f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \\
 & \frac{((\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{tx})}{\|((\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{tx})\|} + (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \\
 & \frac{((\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{rx1})}{\|((\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{rx1})\|}] + \\
 & \frac{1}{c} [-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \\
 & \frac{((\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{tx})}{\|((\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{tx})\|} - (f_{tx}^* - f_{tr2}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \\
 & \frac{((\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{rx2})}{\|((\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{rx2})\|}] + \sigma \\
 & + \Delta DFO \quad (10)
 \end{aligned}$$

۵-۳- روابط ریاضی مربوط به ایستگاه‌های کالیبراسیون و ماهواره‌ها

هدف این است که معادله DFO_{tx-rx} تنها برحسب متغیر مجهول و نامعلوم \vec{r}_{tx} باشد اما متغیرهای اضافه و البته نامعلوم $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ در رابطه دیده می شوند. پس رابطه (۴) را بر حسب $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ خطی سازی می کنیم یعنی DFO را برحسب بسط سری تیلور مرتبه ۱ حول $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ می نویسیم:

$$DFO_{tx-rx}(\vec{r}_1^m, \vec{r}_2^m) = \frac{1}{c} \left[f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} + (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|} \right] + \frac{1}{c} \left[-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} - (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} \right] \quad (11)$$

$$DFO_{tx-rx} \cong DFO_{tx-rx}(\vec{r}_1^m, \vec{r}_2^m) + \left(\frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_1} \Big|_{\vec{r}_1=\vec{r}_1^m} \right)^T \cdot (\Delta \vec{r}_1) + \left(\frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_2} \Big|_{\vec{r}_2=\vec{r}_2^m} \right)^T \cdot (\Delta \vec{r}_2) + \sigma + \Delta DFO$$

$$\frac{\partial \left(\frac{(\vec{V}_1)^T \cdot (\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} \right)}{\partial \vec{r}_1} = \frac{\begin{bmatrix} V_{1,x} \\ \|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\| \\ V_{1,y} \\ \|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\| \\ V_{1,z} \\ \|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\| \end{bmatrix}}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|^3} - \frac{1}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|^3} \begin{bmatrix} [V_{1,x}(Ps_x - Tx_x) + V_{1,y}(Ps_y - Tx_y) + V_{1,z}(Ps_z - Tx_z)] \cdot (Ps_x - Tx_x) \\ [V_{1,x}(Ps_x - Tx_x) + V_{1,y}(Ps_y - Tx_y) + V_{1,z}(Ps_z - Tx_z)] \cdot (Ps_y - Tx_y) \\ [V_{1,x}(Ps_x - Tx_x) + V_{1,y}(Ps_y - Tx_y) + V_{1,z}(Ps_z - Tx_z)] \cdot (Ps_z - Tx_z) \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\frac{\partial \left(\frac{(\vec{V}_2)^T \cdot (\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} \right)}{\partial \vec{r}_2} = \frac{\begin{bmatrix} V_{2,x} \\ \|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\| \\ V_{2,y} \\ \|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\| \\ V_{2,z} \\ \|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\| \end{bmatrix}}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|^3} - \frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|^3} \begin{bmatrix} [V_{2,x}(Ss_x - Tx_x) + V_{2,y}(Ss_y - Tx_y) + V_{2,z}(Ss_z - Tx_z)] \cdot (Ss_x - Tx_x) \\ [V_{2,x}(Ss_x - Tx_x) + V_{2,y}(Ss_y - Tx_y) + V_{2,z}(Ss_z - Tx_z)] \cdot (Ss_y - Tx_y) \\ [V_{2,x}(Ss_x - Tx_x) + V_{2,y}(Ss_y - Tx_y) + V_{2,z}(Ss_z - Tx_z)] \cdot (Ss_z - Tx_z) \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\frac{\partial \left(\frac{(\vec{V}_1)^T \cdot (\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|} \right)}{\partial \vec{r}_1} = \frac{\begin{bmatrix} V_{1,x} \\ \|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\| \\ V_{1,y} \\ \|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\| \\ V_{1,z} \\ \|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\| \end{bmatrix}}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|^3} - \frac{1}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|^3} \begin{bmatrix} [V_{1,x}(Ps_x - Rx_{1x}) + V_{1,y}(Ps_y - Rx_{1y}) + V_{1,z}(Ps_z - Rx_{1z})] \cdot (Ps_x - Rx_{1x}) \\ [V_{1,x}(Ps_x - Rx_{1x}) + V_{1,y}(Ps_y - Rx_{1y}) + V_{1,z}(Ps_z - Rx_{1z})] \cdot (Ps_y - Rx_{1y}) \\ [V_{1,x}(Ps_x - Rx_{1x}) + V_{1,y}(Ps_y - Rx_{1y}) + V_{1,z}(Ps_z - Rx_{1z})] \cdot (Ps_z - Rx_{1z}) \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\frac{\partial \left(\frac{(\vec{V}_2)^T \cdot (\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} \right)}{\partial \vec{r}_2} = \frac{\begin{bmatrix} V_{2,x} \\ \|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\| \\ V_{2,y} \\ \|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\| \\ V_{2,z} \\ \|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\| \end{bmatrix}}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|^3} - \frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|^3} \begin{bmatrix} [V_{2,x}(Ss_x - Rx_{2x}) + V_{2,y}(Ss_y - Rx_{2y}) + V_{2,z}(Ss_z - Rx_{2z})] \cdot (Ss_x - Rx_{2x}) \\ [V_{2,x}(Ss_x - Rx_{2x}) + V_{2,y}(Ss_y - Rx_{2y}) + V_{2,z}(Ss_z - Rx_{2z})] \cdot (Ss_y - Rx_{2y}) \\ [V_{2,x}(Ss_x - Rx_{2x}) + V_{2,y}(Ss_y - Rx_{2y}) + V_{2,z}(Ss_z - Rx_{2z})] \cdot (Ss_z - Rx_{2z}) \end{bmatrix} \quad (15)$$

می باشند. سپس DFO_{tx-rx} را برحسب بسط تیلور مرتبه ۱ به صورت زیر تقریب می نویسیم:

DFO_{cn-rx} را برحسب بسط سری تیلور مرتبه ۱ حول $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ می نویسیم:

$$DFO_{tx-rx}(\vec{r}_1^m, \vec{r}_2^m) = \frac{1}{c} \left[(\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\| + \|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|) - (\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\| + \|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|) \right] \quad (9)$$

$$DFO_{tx-rx} \cong DFO_{tx-rx}(\vec{r}_1^m, \vec{r}_2^m) + \left(\frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_1} \Big|_{\vec{r}_1=\vec{r}_1^m} \right)^T \cdot (\Delta \vec{r}_1) + \left(\frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_2} \Big|_{\vec{r}_2=\vec{r}_2^m} \right)^T \cdot (\Delta \vec{r}_2) + \tau + \Delta DFO$$

که مشتقات جزئی به صورت زیر تعریف می شوند:

$$\frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_2} = \frac{\begin{bmatrix} \frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial Ss_x} \\ \frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial Ss_y} \\ \frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial Ss_z} \end{bmatrix}}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} = \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} + \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx2}\|} \quad (10)$$

$$\frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_2} = \frac{\begin{bmatrix} \frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial Ss_x} \\ \frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial Ss_y} \\ \frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial Ss_z} \end{bmatrix}}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} = \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} + \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|}$$

که مشتقات جزئی به صورت زیر تعریف می شوند:

لازم به ذکر می باشد که در روابط بالا Ps و Ss به ترتیب مؤلفه های موقعیت ماهواره های اصلی و ثانویه

$$(\vec{V}_2)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} - \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})^2}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|^3} \right] - (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} - \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})^2}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|^3} \right] \quad (16)$$

بخش دوم و سوم، منبع دیگر خطا یعنی عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها را نیز در شبیه‌سازی‌های خود لحاظ کرده و نتایج را مقایسه می‌کنیم. تخمین‌گر مورد استفاده در شبیه‌سازی‌ها تخمین‌گر BLUE می‌باشد. تخمین‌گر BLUE، تخمین‌گری خطی است پس در استفاده از این تخمین‌گر، رابطه بین مشاهدات و پارامتر تحت تخمین باید رابطه‌ای خطی باشد که در مسئله موقعیت‌یابی این گونه نیست. در این مرجع به کمک بسط تیلور، رابطه خطی بین مکان هدف و تاخیرهای زمانی برقرار و سپس با استفاده از تخمین‌گر BLUE موقعیت مکانی هدف مورد محاسبه قرار می‌گیرد.

۵-۱- ورودی‌های شبیه‌سازی

با توجه به اینکه هدف مورد نظر در این تحقیق، یک هدف ثابت زمینی است؛ فاصله هدف (فرستنده) از مرکز زمین را به اندازه شعاع کره زمین یعنی ۶۳۶۷/۲۸۷ کیلومتر در نظر گرفته‌ایم.

با توجه به اینکه ماهواره‌های مدار GEO در ارتفاع حدود ۳۶ هزار کیلومتری از سطح زمین قرار دارند؛ لذا فاصله ماهواره از مرکز زمین، حاصل جمع فاصله ماهواره از سطح زمین به علاوه شعاع کره زمین خواهد بود؛ لذا فاصله ماهواره از مرکز زمین را ۴۲۱۶۴ کیلومتر در نظر گرفته‌ایم.

در این بخش فرکانس ارسالی فرستنده (هدف)، ۱۱ گیگاهرتز و اختلاف فرکانس فراسو و فرسو ماهواره اصلی (اولیه) و ماهواره جانبی (ثانویه) که به فرکانس ترجمه ماهواره موسوم است، به ترتیب ۱ و ۲ گیگاهرتز در نظر گرفته شده است. در این بخش، از دو ماهواره به‌عنوان ماهواره‌های اولیه و ثانویه استفاده شد. مدت زمان زیادی صرف مطالعه ماهواره‌های مدار GEO و نقاط تحت پوشش آنها شد. با توجه به اینکه در سناریوی تحقیق، هدف یک شناور در خلیج فارس در نظر گرفته شده بود؛ باید ماهواره‌هایی انتخاب می‌شدند که کلیه مناطق کشور

$$DFO_{tx-rx} \cong \frac{1}{c} \left[f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1 - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} + (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|} \right] + \frac{1}{c} \left[-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} - (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} \right] + \frac{1}{c} \left[f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} - \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx})^2}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|^3} \right] + (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|} - \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1})^2}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|^3} \right] \right] + \frac{1}{c} \left[-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} - \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})^2}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|^3} \right] - (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} - \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})^2}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|^3} \right] \right]$$

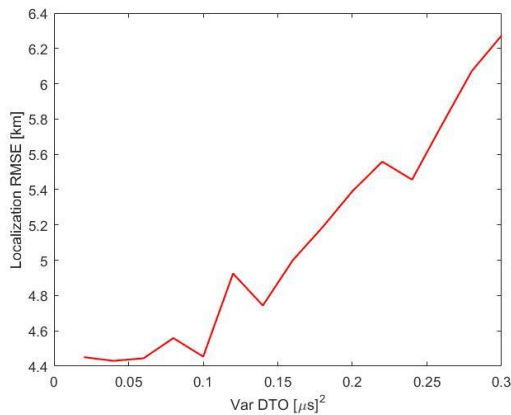
به همین صورت برای ایستگاه‌های کالیبراسیون تمامی روابط بالا به صورت مشابه تکرار می‌شود در اینجا از آوردن آنها در متن اصلی خودداری می‌کنیم.

۵- مدل شبیه‌سازی

در این بخش از مقاله، به بررسی سناریوی موجود در روند شبیه‌سازی‌ها و بیان نتایج آن می‌پردازیم. در ابتدا داده‌های موجود در مسئله که در محیط شبیه‌سازی تعریف می‌شوند را معرفی می‌کنیم. لازم به ذکر است که ورودی‌های مسئله به صورت کاملاً عملی و مطابق با جغرافیای کشور ایران بوده و همچنین از اطلاعات دو ماهواره مدار GEO که در بالای آسمان کشور قرار دارند استفاده شده است. در بخش اول از شبیه‌سازی با فرض ایده‌آل گرفتن تمامی ورودی‌های مسئله از جمله مختصات موقعیت ماهواره‌ها، عدم وجود نویز در اندازه‌گیری‌های TDOA و FDOA و همچنین عدم وجود آفست‌های فرکانسی و زمانی، شبیه‌سازی انجام شده و نتایج آن ارائه می‌گردد. در بخش دوم از شبیه‌سازی با در نظر گرفتن نویز اندازه‌گیری‌های TDOA و FDOA و اعمال آفست‌های DC زمانی و فرکانسی به معادلات، شبیه‌سازی انجام شده است. این مرحله از شبیه‌سازی بدون استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون انجام شده است تا نتایج آن با حالتی که از این ایستگاه‌ها بهره می‌بریم مقایسه کنیم. لازم به ذکر می‌باشد که تمامی نویزهای موجود در مدل مسأله به صورت سفید گاوسی و با میانگین صفر و واریانس معلوم در نظر گرفته شده‌اند؛ اما در بخش سوم از شبیه‌سازی با توجه به فرضیات مسئله موقعیت‌یابی در بخش دوم، برای نشان دادن تأثیر استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون در بهبود فرایند موقعیت‌یابی، در این مرحله از سه ایستگاه کالیبراسیون زمینی در موقعیت‌های معلومی استفاده شده است و نتایج با بخش قبل مقایسه می‌شود. در بخش چهارم و آخر از شبیه‌سازی، علاوه بر اعمال دو منبع خطای قبلی در

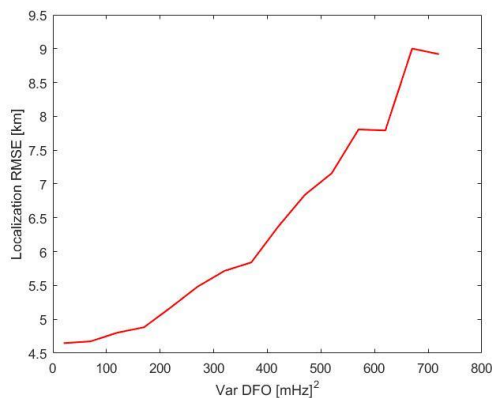
۵-۳- بخش دوم شبیه‌سازی - بدون استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون

این بخش از شبیه‌سازی با در نظر گرفتن نویز اندازه‌گیری‌های TDOA و FDOA و اعمال آفست‌های DC زمانی و فرکانسی به معادلات، شبیه‌سازی انجام شده است. این مرحله از شبیه‌سازی بدون استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون انجام شده است تا نتایج آن با حالتی که از این ایستگاه‌ها بهره می‌بریم مقایسه کنیم.



شکل (۲): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز

اندازه‌گیری DTO بدون ایستگاه‌های کالیبراسیون همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش واریانس نویز اندازه‌گیری DTO، میزان RMSE فرایند موقعیت‌یابی افزایش می‌یابد که نشان از صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی دارد؛ اما با توجه به عدم استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون، میزان خطای موقعیت‌یابی کمی بالا می‌باشد که علت آن وجود متغیر اضافی آفست زمانی در معادلات می‌باشد که نتیجه موقعیت‌یابی را نامطلوب می‌کند.



شکل (۳): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز

اندازه‌گیری DFO بدون ایستگاه‌های کالیبراسیون

به‌ویژه دریای عمان و خلیج فارس تحت پوشش آنها باشند. در نهایت ماهواره ARABSAT 6A به‌عنوان ماهواره اصلی (اولیه) و ماهواره TURKSAT 4B به‌عنوان ماهواره مجاور (ثانویه) با توجه به ملاحظات فوق انتخاب شدند. بردار موقعیت ماهواره اولیه $[50 \cdot 85^{\circ} N, 1 \cdot 20^{\circ} E]$ و بردار موقعیت ماهواره ثانویه $[50 \cdot 60^{\circ} N, -0 \cdot 03^{\circ} E]$ می‌باشد. بردار سرعت شعاعی ماهواره اولیه $[1 \cdot 35, -2 \cdot 75, -0 \cdot 06]$ برحسب کیلومتر بر ثانیه و بردار سرعت شعاعی ماهواره ثانویه $[1 \cdot 55, -2 \cdot 65, 0 \cdot 001]$ برحسب کیلومتر بر ثانیه می‌باشد.

در ادامه دو نقطه نارمک در شرق و اکباتان در غرب تهران با توجه به فاصله قابل توجه نسبت به فرستنده هدف و ایستگاه‌های کالیبراسیون زمینی، به‌عنوان نقاط قرارگیری ایستگاه‌های گیرنده ماهواره‌ای زمینی در نظر گرفته شدند. با توجه به سناریوی تحقیق، این ایستگاه‌ها ثابت در نظر گرفته شدند؛ بنابراین سرعت آنها صفر در نظر گرفته شد.

۵-۲- بخش اول شبیه‌سازی - حالت ایده‌آل

در قسمت اول شبیه‌سازی، همان‌طور که گفته شد، تمامی شرایط را ایده‌آل در نظر گرفته و هیچ‌گونه نویز و آفستی به معادلات ما اضافه نشده است. در این بخش از کار نیازی به اعمال ایستگاه‌های کالیبراسیون در روابط نیست.

جدول (۱): موقعیت جزیره هرمز

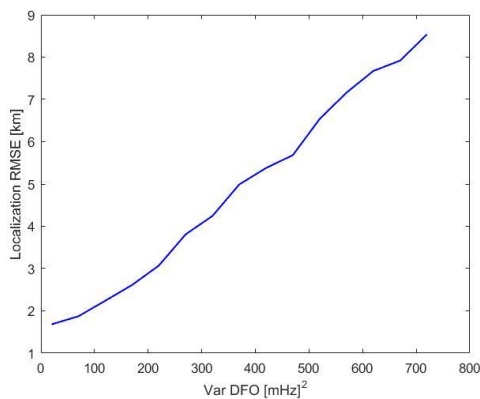
موقعیت هدف	موقعیت تخمینی از هدف	خطای تخمین
$[27 \cdot 0563 N]$ $[56 \cdot 4577 E]$	$[27 \cdot 0570 N]$ $[56 \cdot 4585 E]$	$4 \cdot 2157e - 07$

جدول (۲): موقعیت زاهدان

موقعیت هدف	موقعیت تخمینی از هدف	خطای تخمین
$[29 \cdot 2803 N]$ $[60 \cdot 5440 E]$	$[29 \cdot 2800 N]$ $[60 \cdot 5394 E]$	$8 \cdot 2765e - 4$

همان‌طور که از جدول‌ها مشخص است؛ نتایج موقعیت تخمینی هدف به مقادیر صحیح آنها بسیار نزدیک بوده و الگوریتم شبیه‌سازی را تأیید می‌کند. لازم به ذکر است که این قسمت از شبیه‌سازی تنها برای آزمایش کردن صحت عملکرد الگوریتم انجام شد.

کمتراز 2 Km می‌باشد که از دقت بسیار خوبی برخوردار است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، با افزایش واریانس خطای اندازه‌گیری DTO، میزان خطای موقعیت‌یابی بیشتر شده و این مورد نشان از حساسیت بالای عملکرد فرایند موقعیت‌یابی به واریانس خطای اندازه‌گیری DTO دارد و گواهی بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی می‌باشد. از مقایسه شکل ۴ با شکل ۲ به‌وضوح مشاهده می‌شود که دقت عملکرد الگوریتم موقعیت‌یابی موردنظر به طرز قابل‌توجهی افزایش یافته است که کاملاً بدیهی و مورد انتظار می‌باشد.



شکل (۵): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DFO با ایستگاه‌های کالیبراسیون

در این مسئله شبیه‌سازی موردنظر ما با واریانس نویز 20 mHz DFO انجام شده است که حدود خطای آن کمتراز 1 Km می‌باشد که از دقت خوبی برخوردار است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود با افزایش واریانس خطای اندازه‌گیری DFO، میزان خطای موقعیت‌یابی بیشتر شده و این مورد نشان از حساسیت بالای عملکرد فرایند موقعیت‌یابی به واریانس خطای اندازه‌گیری DFO دارد و گواهی بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی می‌باشد. از مقایسه شکل ۵ با شکل ۳ به‌وضوح مشاهده می‌شود که دقت عملکرد الگوریتم موقعیت‌یابی موردنظر به طرز قابل‌توجهی افزایش یافته است که کاملاً بدیهی و مورد انتظار می‌باشد.

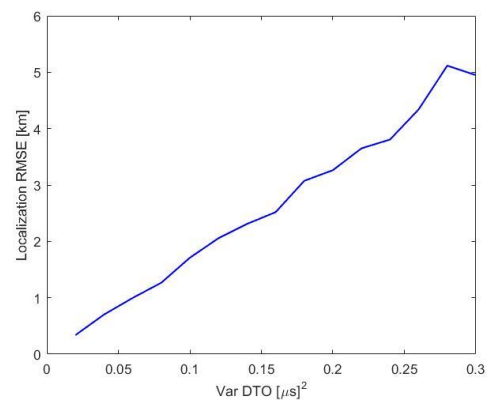
۵-۵- بخش چهارم شبیه‌سازی - اثر عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها

در این بخش از شبیه‌سازی، علاوه بر اعمال دو منبع خطای قبلی در بخش دوم و سوم، منبع دیگر خطای

همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش واریانس نویز اندازه‌گیری DFO، میزان RMSE فرایند موقعیت‌یابی افزایش می‌یابد که نشان از صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی دارد؛ اما با توجه به عدم استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون، میزان خطای موقعیت‌یابی کمی بالا می‌باشد که علت آن وجود متغیر اضافی آفست فرکانسی در معادلات می‌باشد که نتیجه موقعیت‌یابی را نامطلوب می‌کند.

۵-۴- بخش سوم شبیه‌سازی - با استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون

این بخش از شبیه‌سازی با فرض وجود خطاهای اندازه‌گیری مربوط به DTO و DFO و همچنین آفست‌های DC زمانی و فرکانسی، انجام شد. برای این منظور برای حذف آفست‌های DC لازم است که تخمینی از مقدار واقعی آنها به دست آورده و نتیجه تخمین را از معادلات خود کم کرده تا اثر این پارامتر اضافی در نتایج حذف شود. برای تخمین این آفست‌ها از سه ایستگاه کالیبراسیون زمینی در موقعیت‌های مشخص‌شده‌ای استفاده شد؛ بنابراین موقعیت این ایستگاه‌ها به‌طور کامل مشخص است و خطایی ندارد.

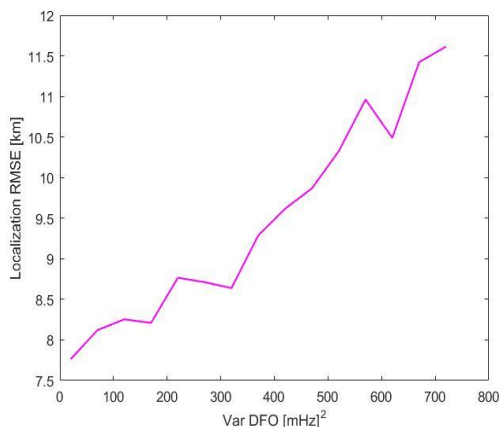


شکل (۴): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DTO با ایستگاه‌های کالیبراسیون

در شکل (۴)، RMSE فرایند موقعیت‌یابی را برحسب تابعی از واریانس نویز اندازه‌گیری DTO در حالتی که از سه ایستگاه کالیبراسیون زمینی استفاده کنیم را نمایش می‌دهد. در این مسئله شبیه‌سازی موردنظر ما با واریانس نویز DTO 0.1 μs انجام شده است که حدود خطای آن

شکل (۷): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DTO در حالت کلی

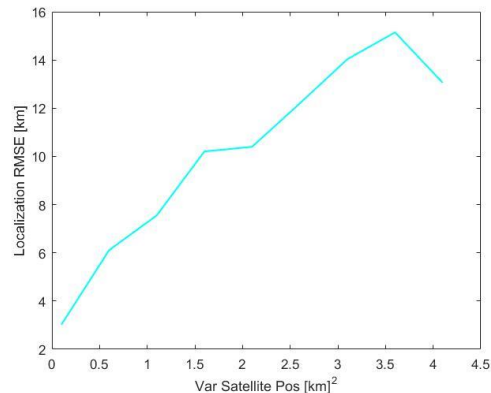
شکل ۷ RMSE فرایند موقعیت‌یابی را برحسب تابعی از واریانس نویز اندازه‌گیری DTO در حالتی که تمامی منابع خطای فرض شده در صورت مسئله موقعیت‌یابی موردنظر لحاظ شده‌اند را نمایش می‌دهد. در این مسئله شبیه‌سازی موردنظر ما با واریانس نویز DTO $0.1 \mu s$ انجام شده است که حدود خطای آن $5.5 Km$ می‌باشد. با افزایش واریانس نویز اندازه‌گیری DTO، میزان خطای موقعیت‌یابی بیشتر شده و این مورد نشان از حساسیت بالای عملکرد فرایند موقعیت‌یابی به واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها دارد و گواهی بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی می‌باشد.



شکل (۸): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DFO در حالت کلی

در شکل (۸)، RMSE فرایند موقعیت‌یابی را برحسب تابعی از واریانس نویز اندازه‌گیری DFO در حالتی که تمامی منابع خطای فرض شده در صورت مسئله موقعیت‌یابی موردنظر لحاظ شده‌اند را نمایش می‌دهد. در این مسئله شبیه‌سازی موردنظر ما با واریانس نویز DFO $10 mHz$ انجام شده است که حدود خطای آن کمتر از $8 Km$ می‌باشد که در مقایسه با نتیجه مرجع پایه، بهبود یافته است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود با افزایش واریانس نویز اندازه‌گیری DFO، میزان خطای موقعیت‌یابی بیشتر شده و این مورد نشان از حساسیت بالای عملکرد فرایند موقعیت‌یابی به واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها دارد و گواهی بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی می‌باشد.

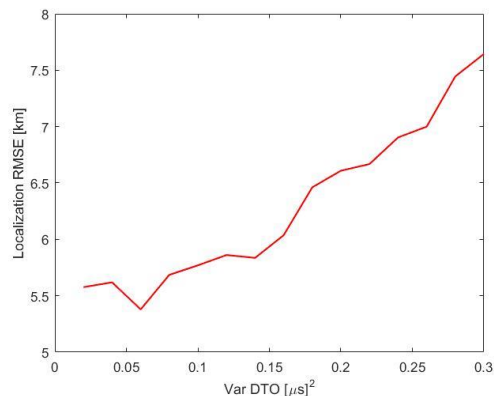
عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها را نیز در شبیه‌سازی‌های خود لحاظ کرده و نتایج را مقایسه می‌کنیم؛ بنابراین تمامی منابع خطای ذکر شده در ۳-۳ را در این بخش از شبیه‌سازی خود لحاظ کرده‌ایم.



شکل (۶): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها

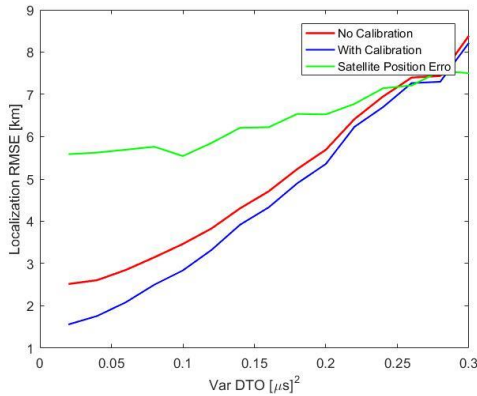
همان‌گونه که از نمودار پیداست؛ میزان RMSE الگوریتم موقعیت‌یابی در این بخش در مقایسه با بخش قبلی کمی افزایش داشته و با افت دقت همراه می‌باشد. در این مسئله شبیه‌سازی موردنظر ما با واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره $1000 m$ و واریانس نویز اندازه‌گیری DTO $0.1 \mu s$ و واریانس نویز اندازه‌گیری DFO $7 Km$ انجام شده است که حدود خطای آن $7 Km$ می‌باشد.

می‌شود با افزایش واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها، میزان خطای موقعیت‌یابی بیشتر شده و این مورد، نشان از حساسیت بالای عملکرد فرایند موقعیت‌یابی به واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها دارد و گواهی بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی می‌باشد.



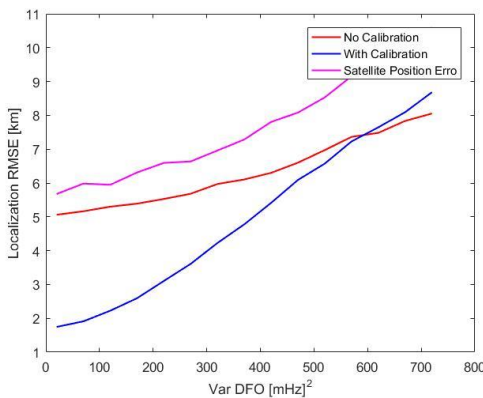
۵-۶- بخش پنجم شبیه‌سازی - مقایسه حالت‌های مختلف با یکدیگر

در آخرین بخش از شبیه‌سازی، به منظور صحت‌سنجی الگوریتم پیشنهادی مورد نظر، تمامی نمودارهای رسم شده در بخش‌های قبل شبیه‌سازی با یکدیگر مقایسه شده‌اند. نتایج این مقایسه‌ها در چهار شکل زیر مشهود است.



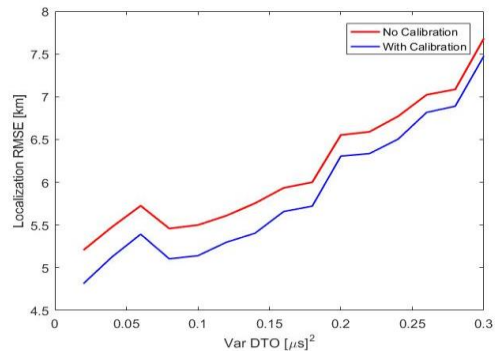
شکل (۱۱): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DTO

همان‌گونه که از شکل مشخص است، میزان خطا در حالت استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DFO مختلف نسبت به حالت عدم استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون و همچنین حالت در نظر گرفتن خطای موقعیت ماهواره‌ها کاهش یافته است. مشاهده می‌شود که بیشترین میزان خطا مربوط به حالتی است که خطای موقعیت ماهواره‌ها را در محاسبات خود لحاظ کنیم که پیش‌تر به آن اشاره شد.



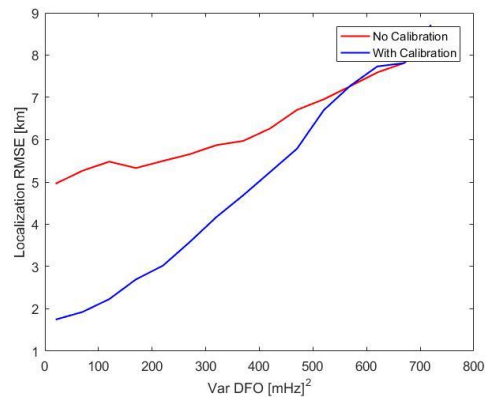
شکل (۱۲): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DTO

همان‌گونه که از شکل مشخص است، میزان خطا در حالت استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DFO مختلف نسبت به حالت عدم استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون و همچنین حالت در نظر گرفتن خطای موقعیت ماهواره‌ها کاهش یافته است. مشاهده می‌شود که بیشترین میزان خطا مربوط به حالتی است که خطای موقعیت ماهواره‌ها را در محاسبات خود لحاظ کنیم که پیش‌تر به آن اشاره شد.



شکل (۹): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DTO

همان‌گونه که از شکل مشخص است، میزان خطا در حالت استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DFO مختلف نسبت به حالت عدم استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون کاهش یافته است.



شکل (۱۰): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DFO

همان‌گونه که از شکل مشخص است؛ میزان خطا در حالت استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DFO مختلف نسبت به حالت عدم استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون کاهش یافته است.

۶- نتیجه‌گیری

این مقاله موقعیت‌یابی یک منبع ساکن روی زمین با ارتفاع مشخص را با استفاده از اندازه‌گیری‌های TDOA و FDOA به کمک دو ماهواره مدار GEO که در همسایگی یکدیگر واقع شده‌اند را بررسی می‌کند. این مطالعه از آن جهت با سایر کارهای مرتبط متفاوت است که سه منبع اصلی خطا را برای فرایند موقعیت‌یابی در نظر گرفته است که عبارت‌اند از:

- (۱) عدم قطعیت موجود در موقعیت ماهواره‌ها
- (۲) نویز حرارتی AWGN در گیرنده‌ها که به علت حرکت الکترون‌ها در دستگاه‌های گیرنده است و با اندازه‌گیری‌های DTO و DFO جمع می‌گردد
- (۳) آفست‌های زمانی و فرکانسی که به ترتیب به دلیل عدم هم‌زمان بودن ماهواره‌ها با یکدیگر و عدم یکسان بودن اسیلاتورهای دو ماهواره به وجود می‌آیند برای حل مشکل عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها و وجود پارامترهای اضافی یا همان نویزهای عدم قطعیت موقعیت ماهواره که اثر غیرخطی بر معادلات ما می‌گذارند، آنها را خطی‌سازی کردیم؛ به عبارت دیگر: با محاسبه بسط تیلور مرتبه اول حول موقعیت ماهواره این کار انجام شد.

در این مطالعه آفست‌های فرکانسی و زمانی ناشی از ترانسپوندر ماهواره‌ها در معادلات لحاظ شد. از آنجا که این آفست‌ها متغیرهای اضافی بودند، پس در ابتدا تخمینی از این دو متغیر اضافی را به دست آوردیم و با استفاده از این تخمین، به تخمین موقعیت هدف رسیدیم. برای این منظور و همچنین بهبود دقت موقعیت‌یابی، سه ایستگاه کالیبراسیون زمینی به‌عنوان ایستگاه مرجع در

مراجع:

- [1] R. Zekavat and R. M. Buehrer, Handbook of position location: Theory, practice and advances, vol. 27, John Wiley & Sons, 2011.
- [2] Massoglia, PETER L and Pozesky, MARTIN T and Germana, GT, The use of satellite technology for oceanic air traffic control, vol. 77, Proceedings of the IEEE, 1989
- [3] K.Radnosrati, F.Gunnarsson, F.Gustafsson, New trends in radio network positioning, 2015 18th International Conference on Information Fusion, 492—498, 2015
- [4] C. Liu, L. Yang and L. Mihaylova, "Dual-satellite source geolocation with time and frequency offsets and satellite location errors," in 2017 20th International

نظر گرفته شد که در نتیجه تعداد معادلات ما بیشتر شده و به کمک آنها تخمین بهتری از آفست‌های زمانی و فرکانسی به دست آمد و اثر آنها در روابط کمتر و یا حذف شد.

پس از حذف متغیرهای اضافی از معادلات که همان آفست‌ها بودند؛ تنها مشاهدات و اندازه‌گیری‌های ما بر اساس اطلاعات موجود و نویزهای مؤثر در مسئله در معادلات باقی می‌مانند؛ بنابراین برای کاهش اثر این نویز-ها لازم است که از یک تخمین‌گر بهینه استفاده کنیم.

در این مطالعه با توجه به فرض مسئله مبنی بر وجود دو ایستگاه گیرنده زمینی که هرکدام از آنها به یکی از ماهواره‌ها اشاره دارند؛ لذا معادلات مقالات موردنظر برای ما کفایت نمی‌کرد و نیاز به تعریف روابط جدید با این فرض از مسئله بود. همچنین اکثر مقالات از الگوریتم‌های تکرار جبری مانند روش نیوتن رافسون برای فرایند موقعیت‌یابی بهره می‌برند که بسیار به شرایط اولیه وابسته است و در گاهی اوقات جواب‌های پرت می‌دهد. هدف ما این است که فرایند موقعیت‌یابی را بتوان بدون روش تکرار حل کرده و با استفاده از دستوراتی که در محیط نرم‌افزار شبیه‌سازی (MATLAB) است؛ این کار را انجام دهیم.

در گام اول ابتدا با فرض ایده‌آل بودن تمامی شرایط و عدم وجود منابع خطای سه‌گانه فرایند موقعیت‌یابی طبق صورت مسئله شبیه‌سازی شد و نتایج آن به نتایج تئوری بسیار نزدیک بود.

در گام دوم تمامی منابع خطای ذکر شده در مسئله را در معادلات خود لحاظ کرده و فرایند شبیه‌سازی را انجام داده که نتایج آن با توجه تعدد منابع خطا قابل قبول بود.

Conference on Information Fusion (Fusion), IEEE, 2017, pp. 1-8.

[5] W. W. Smith and P. G. Steffes, "Time delay techniques for satellite interference location system," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 25, pp. 224-231, 1989.

[6] R. Bardelli, D. Haworth and N. Smith, "Interference localisation for the Eutelsat satellite system," in Proceedings of GLOBECOM'95, vol. 3, IEEE, 1995, pp. 1641-1651.

[7] R. Rideout, "DERA transmitter location service (TLS)," in June 2000 IEE Military Satellite Communications Symposium, 2000.

[8] H. Yan, J. K. Cao and L. Chen, "Study on location accuracy of dual-satellite geolocation system," in IEEE 10th International Conference on Signal Processing Proceedings, IEEE, 2010, pp. 107-110.