

طراحی هندسه بخش فضایی یک سیستم ناوبری منطقه‌ای برای خاورمیانه

حسین اعتماد فرد^{۱*}، مسعود مشهدی حسینعلی^۲

۱- دانشجوی دکتری ژئودزی، دانشکده مهندسی نقشه‌برداری دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۲- دانشیار گروه ژئودزی، دانشکده مهندسی نقشه‌برداری دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۰۲/۱۱ تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۳/۰۶/۱۸

چکیده

به دلیل محدودیت‌های موجود در سیستم‌های تعیین موقعیت جهانی نظیر GPS و با توجه به کاربردهای روز افزون اینگونه سیستم‌ها، امروزه شاهد شکوفایی شدن نسل‌های جدیدی از سیستم‌های تعیین موقعیت ماهواره‌ای در کشورهای مختلف هستیم. این نوع سیستم‌ها به دو دسته سیستم‌های مکمل و مستقل منطقه‌ای تقسیم می‌شوند. طراحی آرایش یا هندسه فضایی این نسل از سیستم‌های تعیین موقعیت ماهواره‌ای متأثر از اهداف مورد نظر در این گروه از پروژه‌های فضایی و وابسته به پارامترهای مختلفی است. این تحقیق به طراحی آرایش فضایی سیستم تعیین موقعیت ماهواره‌ای مستقلی برای خاورمیانه می‌پردازد که از هفت ماهواره زمین‌آهنگ تشکیل شده و پوششی بهینه را در این محدوده فراهم می‌سازد. ۵ سناریو مشتمل بر ۷ ماهواره ارائه شده است. با مقایسه سناریوهای پیشنهادی بر مبنای معیارهای ضریب دقت (PDOP)، ارزش صورت فلکی، اعتماد پذیری‌های داخلی و خارجی؛ همچنین میزان موفقیت در حل پارامتر ابهام فاز آرایش بهینه‌ای برای بخش فضایی این سیستم پیشنهاد شده است.

کلیدواژه‌ها: طراحی سیستم ناوبری منطقه‌ای، PDOP، قابلیت اطمینان داخلی و خارجی، حل ابهام فاز

* نویسنده مسئول: تهران، خیابان ولیعصر بالاتر از تقاطع میرداماد دانشکده مهندسی نقشه‌برداری.

تلفن: ۰۲۱-۸۸۷۸۶۲۱۲

۱- مقدمه

GAGAN^۱ و QZSS^۲ گام‌های موثری را در زمینه قطع وابستگی این کشورها به سیستم GPS برداشته صنعت حمل و نقل در این کشورها را متحول نمایند. این تحقیق طراحی یک سیستم ماهواره‌ای منطقه‌ای برای خاورمیانه را در بخش آرایش فضایی دنبال می‌کند. به منظور نیل به این هدف از معیارهای طراحی مختلفی استفاده شده است که در بخش دوم از این مقاله معرفی می‌شوند. در ادامه با بررسی و تحلیل چند سناریوی طراحی شده نتایج حاصل ارزیابی و سناریوی بهینه معرفی می‌شود.

۲- معیارهای طراحی

از آنجا که در طراحی یک سیستم ناوبری ماهواره‌ای هدف اصلی تعیین دقیق موقعیت و نرخ تغییرات آن است، معیارهای مورد توجه در طراحی این سیستم مشتمل بر مجموعه عواملی است که دقت موقعیت تعیین شده با چنین سیستمی را کنترل می‌نمایند. هندسه فضایی یا وضعیت نسبی ماهواره‌ها نسبت به ایستگاه اندازه‌گیری و دقت مشاهدات دو دسته از عواملی هستند که بر دقت موقعیت و نرخ تغییرات آن تاثیرگذار است. ارزیابی چگونگی این تاثیر خود مستلزم استفاده از معیارهای مستقل دیگری است که دستیابی به مختصات قابل اطمینان را ضمانت می‌نمایند. علاوه بر این، محدودیت‌های منطقی موجود در سطح دقت قابل حصول برای کاربران نظامی و غیرنظامی در چنین سیستم‌هایی؛ توجه به مشاهدات فاز را در کاربردهای غیر نظامی از این سیستم‌ها برجسته‌تر می‌نماید. از آنجا که دقت موقعیت تعیین شده با این مشاهدات (به ویژه در مدت زمان کوتاه) به شدت متاثر از میزان موفقیت در حل پارامتر ابهام فاز است [۱]، ارزیابی

ظهور سیستم‌های ماهواره‌ای تعیین موقعیت نظیر سیستم تعیین موقعیت جهانی، نقطه عطفی در توسعه تکنولوژیک و تکنیک‌های ناوبری و تعیین موقعیت محسوب می‌شود. سهولت استفاده از این سیستم‌ها، همچنین توسعه تکنیک‌هایی که دستیابی به دقت‌های بالا در تعیین موقعیت مطلق و نسبی نقاط را امکان پذیر نموده است (یک سانتیمتر در تعیین موقعیت مطلق دقیق و چند میلیمتر در تعیین موقعیت نسبی [۱])، باعث شده تا استفاده از این سیستم‌ها در علوم مرتبط با زمین به نحو چشمگیری گسترش یابد [۲]. از طرف دیگر، مشکلاتی نظیر محدودیت در ارتباط مستقیم بین گیرنده و ماهواره در مناطق شهری بواسطه وجود ساختمان‌های بلند و عدم اطمینان به دسترسی دائمی به سیگنال‌های سیستم تعیین موقعیت جهانی (GPS) به‌عنوان یکی از سیستم‌های متعارف تعیین موقعیت و ناوبری به دلیل ماهیت نظامی این سیستم، کاربران غیرنظامی را با محدودیت‌ها و نگرانی‌هایی مواجه ساخته است.

برای حل مشکلات مذکور و به ویژه محدودیت‌های موجود در دسترسی به سیگنال‌های این سیستم در مناطق شهری، در سال‌های اخیر ایده طراحی و استفاده از سیستم‌های ماهواره‌ای مکمل و مستقل در کشورهای در حال توسعه شکل گرفته است [۳]. توسعه و استفاده از چنین سیستم‌هایی را می‌توان راه‌حلی موثر برای تهدید قطع احتمالی یکطرفه سیگنال‌های دریافتی از سیستم‌های ناوبری ماهواره‌ای توسط کشورهای متولی این نوع سیستم‌های نظامی معرفی کرد. توجه به ویژگی‌های مذکور کشورهای نظیر ژاپن، چین، هند و تایوان را بر آن داشته است تا با توسعه سیستم‌های تعیین موقعیت منطقه‌ای نظیر

^۱GPS Aided Geo Augmented Navigation^۲Quasi Zenit Satellite System

صرفنظر شده است [۶].

پس از شبیه‌سازی مشاهدات و تشکیل ماتریس‌های مربوطه می‌توان به تعریف و ارزیابی معیارهای طراحی هندسه بخش فضایی پرداخت.

۲-۱- میزان دقت موقعیت PDOP

براساس رابطه (۱) و در صورت هم دقت بودن مشاهدات، ماتریس وریانس - کووریانس بردار مجهولات \mathbf{x} به صورت زیر قابل محاسبه است که در آن σ دقت مشاهدات است:

$$\mathbf{Q}_x = \sigma^2 (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \quad \text{رابطه (۳)}$$

در این رابطه، ماتریس ضرایب \mathbf{A} به هندسه تعیین موقعیت بستگی دارد [۷]. با جایگذاری ماتریس \mathbf{A} از روابط ۲ می‌توان نشان داد که بردارهای مجهولات \mathbf{a} و \mathbf{b} و ماتریس‌های کووریانس و کراس کووریانس آن‌ها را با روابط زیر می‌توان محاسبه کرد [۸]:

رابطه (۴)

$$\mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{a}}} = \frac{1}{k} (\mathbf{N}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{P}_M \mathbf{N})^{-1}$$

$$\mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{a}}\hat{\mathbf{b}}} = -\mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{a}}} \left[\mathbf{e}_k^T \otimes \mathbf{N}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{M} (\mathbf{M}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{M})^{-1} \right]$$

$$\mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{b}}} = \mathbf{I}_k \otimes (\mathbf{M}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{M})^{-1} - \left[\mathbf{e}_k \otimes (\mathbf{M}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{M})^{-1} \mathbf{M}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{N} \right] \mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{a}}\hat{\mathbf{b}}}$$

جذر حاصل جمع عناصر قطری ماتریس‌های کووریانس بردارهای \mathbf{a} و \mathbf{b} معرف چگونگی میزان تاثیر هندسه اندازه‌گیری بر دقت برآورد این پارامترها است. از این رو برای ارزیابی چگونگی نقش هندسه تعیین موقعیت بر دقت موقعیت نقاط، پارامتر PDOP به صورت زیر تعریف و با استفاده از ماتریس‌های مذکور برآورد می‌گردد.

$$PDOP = (\text{trace}(\mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{b}}}))^{1/2} \quad \text{رابطه (۵)}$$

کارایی سیستم در تعیین صحیح مقدار این بایاس می‌تواند از معیارهای مهم طراحی آرایش هندسه فضایی یک سیستم تعیین موقعیت منطقه‌ای برای کاربران غیرنظامی با سطوح دسترسی محدود به سیستم محسوب گردد. طراحی و پیش بینی هندسه بهینه فضایی برای چنین سیستم‌هایی در نخستین گام مستلزم شبیه‌سازی مشاهدات است. مدل ریاضی مشاهدات یک سیستم تعیین موقعیت ماهواره‌ای در حالت کلی عبارت است از:

$$E \{ \mathbf{y} \} = \underbrace{[\mathbf{M} \quad \mathbf{N}]}_{=\mathbf{A}} \begin{bmatrix} \mathbf{b} \\ \mathbf{a} \end{bmatrix} = \mathbf{x}$$

$$D \{ \mathbf{y} \} = \mathbf{Q}_y \quad \text{رابطه (۱)}$$

که در آن بردار مشاهدات، $E \{ \cdot \}$ عملگر امید ریاضی، $D \{ \cdot \}$ عملگر وریانس، \mathbf{A} ماتریس ضرایب و \mathbf{x} بردار مجهولات می‌باشند. بردار مجهولات \mathbf{x} را می‌توان به دو زیر بردار \mathbf{b} شامل موقعیت نقطه یا نقاط مورد نظر و \mathbf{a} شامل اعداد ابهام فاز (در صورتیکه \mathbf{y} شامل شبه فواصل حاصل از مشاهدات ضربان فاز باشد) افزاز نمود. بر این اساس ماتریس ضرایب \mathbf{A} نیز به دو زیر ماتریس \mathbf{M} و \mathbf{N} قابل تفکیک است. بالاخره، ماتریس \mathbf{Q}_y در این روابط ماتریس کوفاکتور مشاهدات است [۱]. چنانچه اندازه‌گیری‌ها در k اپک متوالی به‌طور پیوسته صورت پذیرد (قطعی موقت فاز رخ ندهد) معادلات مشاهدات اندازه‌گیری‌های انجام شده را به صورت زیر می‌توان نوشت:

$$E \{ \mathbf{y} \} = [\mathbf{I}_k \otimes \mathbf{M} \quad \mathbf{e}_k \otimes \mathbf{N}] \begin{bmatrix} \mathbf{b} \\ \mathbf{a} \end{bmatrix}$$

$$D \{ \mathbf{I}_k \otimes \mathbf{y} \} = [\mathbf{I}_k \otimes \mathbf{Q}_y] \quad \text{رابطه (۲)}$$

که در آن \otimes عملگر ضرب کرونکر، k تعداد اپک‌های اندازه‌گیری و \mathbf{I}_k ماتریس یک‌ای از این بُعد و \mathbf{e}_k با سطر k و ستون برابر با تعداد ماهواره‌ها می‌باشند [۵]. علاوه براین، در این رابطه از اثر منابع مختلف بایاس (بایاس‌های بخش‌های فضایی، زمینی و محیط انتشار)

1 Position Dilution of Precision (PDOP)

۲-۲- ارزش صورت فلکی بر مبنای PDOP

ارزش صورت فلکی غالباً برای بررسی و تحلیل عملکرد یک سیستم تعیین موقعیت و ناوبری ماهواره‌ای در منطقه مورد نظر تعریف و مورد استفاده قرار می‌گیرد. متناسب با معیار مورد نظر در ارزیابی چگونگی عملکرد یک سیستم، ارزش صورت فلکی را می‌توان با روابط مختلفی محاسبه و عملکرد سیستم مورد نظر را ارزیابی کرد. به‌عنوان مثال، چنانچه منظور از ارزیابی یک سیستم، تحلیل قابلیت آن در تامین PDOP مناسب در سراسر منطقه مورد نظر باشد؛ این معیار با استفاده از پارامتر PDOP و با رابطه زیر محاسبه می‌شود:

رابطه (۶)

$$CV = \frac{\sum_{t=t_0}^{t=t_0+\Delta t} \sum_{i=1}^L \frac{\text{bool}(PDOP_{t,i} \leq PDOP_{max}) \times area_i}{\Delta t \times Area}}{\times 100\%}$$

که در آن Δt بازه زمانی مورد نظر، L تعداد سلول‌های شبکه منظمی است که منطقه مورد نظر را افراز می‌کند، $\text{bool}(x)$ تابع bool^2 ، $Area$ مساحت کل منطقه و $area_i$ مساحت سلول i ام از شبکه مذکور است [۷].

با توجه به تعریف فوق ارزش صورت فلکی میزان پوشش منطقه بر مبنای معیار PDOP را نشان می‌دهد. در این تعریف میزان حداکثر PDOP قابل قبول برای بخش زمینی با توجه به اهداف مورد توجه در طراحی سیستم ماهواره‌ای مشخص شده و ارزش صورت فلکی برای کل منطقه مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. حداکثر PDOP قابل قبول از رابطه زیر تعیین می‌شود:

$$PDOP_{MAX} = \frac{RMS}{\sigma_{ure}} \quad \text{رابطه (۷)}$$

در اینجا σ_{ure} میزان دقت مورد انتظار از هر مشاهده در عمل و RMS دقت مورد نظر در استفاده از

1 Constellation Value

2 Boolean

این سیستم می‌باشند [۱]. به‌عنوان مثال چنانچه ساختار سیگنال پیش بینی شده برای سیستم تعیین موقعیت مورد نظر مشابه ساختار سیگنال سیستم تعیین موقعیت جهانی باشد، با دنباله کد شبه فواصل بین ایستگاه اندازه‌گیری و ماهواره‌ها دقتی در حدود $0/3$ متر قابل اندازه‌گیری است. در این صورت با احتساب دقت ۳ متر در ناوبری، بیشینه PDOP قابل قبول برابر ۱۰ در نظر گرفته می‌شود.

۲-۳- اعتمادپذیری داخلی

این معیار کوچکترین خطای قابل تشخیص یک مشاهده در یک شبکه را که بواسطه آزمون‌های آماری مناسب می‌توان شناسایی کرد، تعریف و تعیین می‌کند [۹]. کوچکترین بایاس قابل کشف هر مشاهده با علامت ∇_i نشان داده و به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$|\nabla_i| = \sqrt{\frac{\lambda_0}{\mathbf{c}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{P}_A \perp \mathbf{c}}} \quad \text{رابطه (۸)}$$

در اینجا \mathbf{c} برداری است که تمامی درایه‌های آن به جز درایه i ام که برابر یک است، صفر می‌باشند. شمارنده i از ۱ تا تعداد ماهواره‌های قابل رویت در محل یک ایستگاه تغییر می‌کند. میانگین بدست آمده برای معیار اعتمادپذیری داخلی در تمامی مشاهدات به‌عنوان اعتمادپذیری داخلی هر سناریو در نظر گرفته می‌شود. λ_0 کمیت عدم محوریت در آزمون فرض اعتمادپذیری است. این پارامتر تابعی از خطاهای نوع اول و دوم در آزمون فرض مربوطه می‌باشد. $\mathbf{P}_A \perp$ متصور متعامد بر روی فضای برد ماتریس ساختار \mathbf{A} می‌باشد. بمنظور محاسبه $\mathbf{P}_A \perp$ از رابطه زیر استفاده می‌شود [۸]:

$$\mathbf{P}_A \perp = \mathbf{I} - \mathbf{A}(\mathbf{A}^T \mathbf{Q} \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{Q}_y \quad \text{رابطه (۹)}$$

از آنجایی که در سیستم‌های ناوبری و تعیین موقعیت ماهواره‌ای از دو دسته مشاهدات فاز و کد استفاده می‌شود، محاسبه قابلیت اطمینان داخلی مستلزم توسعه روابط مورد نیاز برای

همانند اعتمادپذیری داخلی، رابطه (۱۳) را می‌توان مستقلاً برای مشاهدات کد و فاز بسط داد:

$$\nabla \hat{\mathbf{x}} = \mathbf{Q}_b (\mathbf{c}^T \otimes \mathbf{M}^T \mathbf{Q}_y^{-1}) \mathbf{c}^T \nabla \quad \text{رابطه (۱۴)}$$

$$\nabla \hat{\mathbf{x}} = \nu \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_{\hat{b}_a} & \mathbf{Q}_{\hat{b}_a} \\ \mathbf{Q}_{\hat{a}_b} & \mathbf{Q}_{\hat{a}_a} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{s}_l^T \otimes \mathbf{M}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \\ \nu \mathbf{N}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \end{bmatrix} \mathbf{c}^T \nabla \quad \text{رابطه (۱۵)}$$

روابط (۱۴) و (۱۵) به ترتیب اعتمادپذیری خارجی در صورت استفاده از مشاهدات کد و فاز برآورد می‌کنند. پس از محاسبه بردار فوق بزرگترین مقدار برآورد شده به‌عنوان قابلیت اطمینان خارجی یا بزرگی بایاس ایجاد شده در موقعیت مورد نظر در نظر گرفته می‌شود [۸].

۲-۵- موفقیت در حل ابهام فاز^۱

در تعیین موقعیت نسبی با مشاهدات فاز سیستم‌های تعیین موقعیت ماهواره‌ای، فرآیند تعیین موقعیت از سه مرحله پیاپی زیر تشکیل می‌شود. شکل (۱) روند اجرای این پروسه را نشان می‌دهد. در مرحله نخست مجموعه تمامی معادلات مشاهدات مستقل از مشاهدات خام ضربان فاز، در سطح تفاضلی ۲ تشکیل می‌شود. بردار مجهولات در این مرحله از محاسبات شامل مختصات نقاط شبکه و پارامترهای ابهام فاز در این سطح تفاضل است. جواب حاصل از سرشکنی خطاهای اتفاقی شبه مشاهدات فاز در این مرحله اصطلاحاً جواب شناور نامیده می‌شود. از آنجا که پارامترهای ابهام فاز در سطح تفاضلی دوگانه اعداد صحیح هستند، در دومین مرحله از محاسبات سعی می‌شود تا برآورد حقیقی حاصل از مرحله قبل با اعداد صحیح جایگزین گردد. برای انجام این فرآیند که اصطلاحاً به حل ابهام فاز معروف است، الگوریتم و روش‌های مختلفی وجود دارد [۱] کسه روش LAMBDA^2

1 Success rate
2 Float solution
3 Least squares AMBIGUITY DECORRELATION ADJUSTMENT

محاسبه این کمیت در هر یک از این دو حالت است. اعتمادپذیری داخلی برای مشاهدات کد از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۱۰]:

$$\text{رابطه (۱۰)}$$

$$|\nabla| = \frac{\lambda_0}{\sqrt{\mathbf{c}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{c} - \left(1 - \frac{1}{k}\right) \mathbf{c}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{P}_M \mathbf{c} - \frac{1}{k} \mathbf{c}^T \mathbf{Q}_y^{-1} (\mathbf{P}_N + \mathbf{P}_N^T \mathbf{M}) \mathbf{c}}$$

اعتمادپذیری داخلی برای مشاهدات فاز از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۸]:

$$\text{رابطه (۱۱)}$$

$$|\nabla| = \lambda \sqrt{\frac{1}{\nu} \frac{\lambda_0}{\mathbf{c}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{c} - \left(1 - \frac{\nu}{k}\right) \mathbf{c}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{P}_M \mathbf{c} - \frac{\nu}{k} \mathbf{c}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{P}_N \mathbf{c}}}$$

$$\nu = \mathbf{s}_l^T \mathbf{s}_l \quad \text{رابطه (۱۲)}$$

در رابطه (۱۱)، λ معرف طول موج حامل و همچنین در رابطه (۱۲)، ν برداری است که برای مقادیر قبل از l امین ایک که جهش فاز دارد صفر است و بعد از آن برابر یک است [۸]. با استفاده از روابط فوق اعتمادپذیری برای هر مشاهده در هر ایک زمانی محاسبه می‌شود. به‌منظور بررسی بهتر و جامع‌تر اعتمادپذیری در منطقه مطالعاتی میانگینی از این معیار برای کل مشاهدات این منطقه در طول شبانه‌روز به‌عنوان مقدار این معیار ارائه می‌شود [۹].

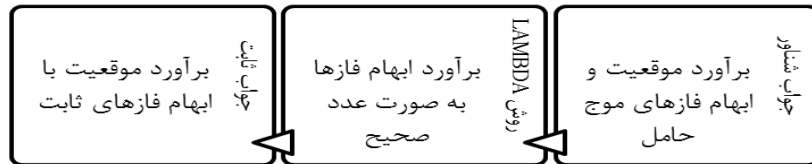
۲-۴- اعتمادپذیری خارجی

خطاهایی که بزرگی آنها کوچکتر از حد آستانه مشخص شده (توسط سطح اطمینان آزمون فرض مربوطه) است، بر روی مشاهدات باقی مانده و به اعوجاج نتایج منجر می‌گردند. در تعیین موقعیت با یک سیستم ماهواره‌ای این بایاس می‌تواند صحت موقعیت تعیین شده را تحت تاثیر قرار داده و از میزان اعتمادپذیری سیستم بکاهد. بزرگترین بایاس بر روی مجهولات (در اینجا موقعیت نقاط) بر اساس تئوری قابلیت اطمینان باردا از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۹]:

$$\nabla \hat{\mathbf{x}} = (\mathbf{A}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{Q}_y^{-1} \mathbf{c} \nabla \quad \text{رابطه (۱۳)}$$

n بعدی اعداد حقیقی را به فضای اعداد صحیح حل می‌کنند [۱۱]. روش LAMBDA بر مبنای فرض عدم همبستگی پارامترهای ابهام فاز حقیقی مشاهدات مختلف پایه‌گذاری شده است.

یکی از آن‌ها است [۱۱]. روش‌های مختلف حل ابهام فاز از جمله روش LAMBDA تکنیک‌هایی هستند که مشکل نگاشت ابهام فازهای برآورد شده از فضای



شکل ۱: روند اجرای پروسه تعیین موقعتیت با مشاهده فاز در سطح تفاضلی دوگانه [۱۱]

سیستماتیک در جواب ثابت منتهی گردد. احتمال درستی برآورد صحیح پارامترهای ابهام فاز اصطلاحاً میزان موفقیت در حل ابهام فاز نامیده می‌شود. برای محاسبه این احتمال در نخستین گام تابع چگالی احتمال جواب شناور محاسبه می‌شود. برای این منظور از فرم قطری شده ماتریس وریانس - کوریانس مربوط به پارامترهای ابهام فاز (نمایش این ماتریس به فرم طیفی) استفاده می‌شود [۴]:

رابطه (۱۷)

$$P(\vec{z} = z) \geq \prod_{i=1}^n \left(2\Phi \left(\frac{1}{2\sigma_{z_i|l}} \right) - 1 \right) \quad \text{رابطه (۱۸)}$$

در اینجا Φ تابع توزیع احتمال، $\sigma_{z_i|l}$ درایه سطر i ام و ستون i ام از ماتریس Q_z و n تعداد اعداد ابهام فاز می‌باشند. برای محاسبه این مقدار نیاز به مشاهدات واقعی نیست. بنابراین از این معیار می‌توان به‌عنوان ابزاری برای طراحی بهینه آرایش هندسه فضایی یک سیستم تعیین موقعتیت ماهواره‌ای استفاده کرد.

۳- آرایش‌های هندسه فضایی پیشنهادی

طراحی آرایش هندسه فضایی یک سیستم تعیین موقعتیت ماهواره‌ای به شدت متاثر از منطقه مورد مطالعه و اهداف مورد نظر در استفاده از آن سیستم است. به‌عنوان مثال در طراحی

در این روش با استفاده از ماتریس از بین برنده وابستگی پارامترهای عدد ابهام فاز و ماتریس وریانس کوریانس آن‌ها به فضای طیف انتقال داده می‌شود. بدین منظور از رابطه زیر استفاده می‌شود [۸]:

$$\hat{z} = Z^T \hat{a}, \quad Q_{\hat{z}} = Z^T Q_a Z \quad \text{رابطه (۱۶)}$$

در اینجا Z ماتریسی متشکل از عناصری صحیح بوده و قدرمطلق دترمینان آن برابر ۱ است.

در سومین مرحله از محاسبات، برآوردهای صحیح حاصل برای پارامترهای ابهام فاز در سطح تفاضلی دو به دستگاه معادلات مشاهدات در مرحله نخست محاسبات معرفی و برآورد جدیدی از مختصات نقاط شبکه محاسبه می‌شود. از آنجا که معمولاً پارامترهای ابهام فاز بیشترین تعداد مجهولات را در محاسبه جواب شناور تشکیل می‌دهند، با معرفی (جایگذاری) مقادیر صحیح این مجهولات در دستگاه معادلات مشاهدات؛ درجه آزادی شبکه در سومین مرحله محاسبات به نحو چشمگیری افزایش یافته و محاسبه مختصات نقاط مورد نظر با دقت بهتری امکان پذیر می‌شود. جواب حاصل از سرشکنی خطاهای اتفاقی شبه مشاهدات فاز در این مرحله از محاسبات اصطلاحاً جواب ثابت^۲ شناخته می‌شود. تخمین نادرست از مقادیر صحیح پارامترهای ابهام فاز می‌تواند به ایجاد خطایی

1Decorelation
2FixedSolution

و ۳ ماهواره در جنوب خط استوا قرار گیرند. این طرح هندسی حداقل حضور ۴ ماهواره را در طول شبانه‌روز برای تعیین موقعیت ممکن می‌سازد. طراحی آرایش هندسه بخش فضایی سیستم‌های تعیین موقعیت ماهواره‌ای (بویژه منطقه‌ای) به عوامل و معیارهای متنوعی بستگی دارد. حل اینگونه مسائل به شیوه‌های متفاوتی مانند: اجرای آن به روش آزمون و خطا و یا تعریف آن به‌عنوان یک مسئله بهینه‌سازی و حل آن با استفاده از الگوریتم‌های ژنتیک [۱۲]، کلونی مورچه‌ها [۱۳] و غیره، امکان پذیر است. در این تحقیق منطقه خاور میانه با طول جغرافیایی از ۲۵ تا ۷۵ درجه شرقی و عرض جغرافیایی بین ۵۰- تا ۵۰ درجه شمالی مورد مطالعه قرار گرفته است. همچنین در این تحقیق هندسه فضایی یک سیستم تعیین موقعیت مستقل منطقه‌ای با در نظر گرفتن مجموعه فرض‌های زیر به شیوه آزمون و خطا طراحی شده است: بکارگیری مدارهای زمین‌آهنگ در طرح هندسی مدار حرکت ماهواره‌ها، پیش‌بینی استفاده از تنها هفت ماهواره (حداقل تعداد ممکن) و وجود تقارن در هندسه فضایی سیستم نسبت به استوا. در این فرآیند از ۵ سناریوی متفاوت استفاده شده است. سناریو اول چیدمان معمول برنامه‌های فضایی با هدف ناوبری و تعیین موقعیت منطقه‌ای است: ۳ ماهواره بر روی استوا ۴ ماهواره به صورت دو به دو بر روی مدارهای با میل غیر صفر. سناریوی دوم از مدارهای با خروج از مرکزیت بیش از ۰/۱ تشکیل می‌شود. هدف از سناریوی سوم استفاده از مدارهای با خروج از مرکزیت کمتر از ۰/۱ و میل غیر صفر به همراه تک ماهواره با میل صفر به صورت قرینه نسبت به استوا بوده است. سناریوی چهارم ترکیبی از سه سناریوی قبل محسوب می‌شود. هدف از تعریف سناریوی پنجم ارزیابی نقش ماهواره‌های با میل صفر در مقادیر حاصل برای معیارهای طراحی سیستم است. جدول‌های (۱) تا (۵) اطلاعات مداری هر یک از سناریوهای مذکور را

یک سیستم مکمل با هدف تقویت یک سیستم ناوبری ماهواره‌ای موجود در مناطق ذوعارضه (نظیر مناطق شهری) حضور دائمی ماهواره یا ماهواره‌هایی در زاویه قطعی مناسب اجتناب ناپذیر است.

در طراحی سیستم‌های تعیین موقعیت ماهواره‌ای مستقل منطقه‌ای، از آنجایی که تعیین موقعیت در منطقه‌ای خاص مورد توجه است؛ برای طراحی وجود دائمی تعداد مناسبی از ماهواره‌ها در زاویه قطع مناسب بسیار با اهمیت است. تنها مدارهای زمین‌آهنگ هستند که قابلیت تامین این نیاز را دارند. مدارهای زمین‌آهنگ دوره تناوبی برابر با سرعت گردش زمین دارند. این ویژگی وجود همیشگی ماهواره را در بالای افق منطقه مورد نظر ممکن می‌سازد. مدارهای زمین‌آهنگ در دو نوع با زاویه میل صفر و غیر صفر به کار گرفته می‌شوند. زاویه میل این مدارها با توجه به عرض جغرافیایی محدوده مورد مطالعه معین می‌گردد. زاویه میل در این مدارها ماکزیمم عرض جغرافیایی مسیر زمینی ماهواره‌های قرار گرفته در این نوع مدار را مشخص می‌کند. این ویژگی در شکل ۲ به روشنی دیده می‌شود.

یکی از مهمترین معیارهای موجود در طراحی یک سیستم تعیین موقعیت منطقه‌ای، تعداد ماهواره‌ها پیش‌بینی شده در بخش فضایی سیستم استچرا که هزینه در مدار قرار گرفتن ماهواره‌های زمین‌آهنگ بسیار زیاد می‌باشد [۲]. از طرفی در سیستم‌های تعیین موقعیت، طراحی بایستی به گونه‌ای باشد که حداقل ۴ ماهواره را بتوان در زاویه قطع مناسب ردیابی کرد. اگر خط استوا محور تقارن محدوده تحت پوشش سیستم مورد نظر باشد هندسه بخش فضایی سیستم نیز نسبت به این محور تقارن در نظر گرفته می‌شود به این ترتیب که معمولاً ۱ ماهواره با زاویه میل صفر روی استوا و ۶ ماهواره دیگر با زاویه میل غیر صفر به نحوی طراحی می‌شود که ۳ ماهواره در شمال این خط

نشان می‌دهد.

جدول ۴: اطلاعات مداری سناریو ۴

ماهواره	M	Ω	Ω	i	e	نصف قطر
۱	۲۳۵	۲۵۵	۲۷۰	۴۵	۰/۱	۴۲۱۶۴/۱۷
۲	۵۵	۷۵	۲۷۰	۴۵	۰/۱	۴۲۱۶۴/۱۷
۳	۰	۴۰	۰	۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷
۴	۱۸۵	۳۲۰	۲۷۰	۴۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷
۵	۵	۱۴۰	۲۷۰	۴۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷
۶	۱۸۵	۲۹۰	۲۷۰	۴۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷
۷	۵	۱۱۰	۲۷۰	۴۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷

جدول ۱: اطلاعات مداری سناریو ۱

ماهواره	M	Ω	ω	i	e	نصف قطر
۱	۰	۶۰	۰	۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷
۲	۰	۲۰	۰	۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷
۳	۰	۴۰	۰	۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷
۴	۱۸۵	۳۱۵	۲۷۰	۴۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷
۵	۵	۱۳۵	۲۷۰	۴۰	۵	۴۲۱۶۴/۱۷
۶	۱۸۵	۲۹۵	۲۷۰	۴۰	۱۸۵	۴۲۱۶۴/۱۷
۷	۵	۱۱۵	۲۷۰	۴۰	۵	۴۲۱۶۴/۱۷

جدول ۵: اطلاعات مداری سناریو ۵

ماهواره	M	Ω	ω	i	e	نصف قطر
۱	۲۳۵	۲۵۵	۲۷۰	۴۵	۰/۱	۴۲۱۶۴/۱۷
۲	۱۱۵	۱۵	۲۷۰	۴۵	۰/۱	۴۲۱۶۴/۱۷
۳	۳۵۵	۱۳۵	۲۷۰	۴۵	۰/۱	۴۲۱۶۴/۱۷
۴	۲۴۵	۲۵۷	۲۷۰	۴۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷
۵	۶۵	۷۷	۲۷۰	۴۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷
۶	۱۸۵	۲۹۳	۲۷۰	۴۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷
۷	۵	۱۱۳	۲۷۰	۴۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷

جدول ۲: اطلاعات مداری سناریو ۲

ماهواره	M	Ω	Ω	i	e	نصف قطر
۱	۲۳۶	۲۶۰	۲۷۰	۴۵	۰/۴	۴۲۱۶۴/۱۷
۲	۳۵۶	۱۴۰	۲۷۰	۴۵	۰/۴	۴۲۱۶۴/۱۷
۳	۱۱۶	۲۰	۲۷۰	۴۵	۰/۴	۴۲۱۶۴/۱۷
۴	۱۴	۱۲۲	۲۷۰	۲۵	۰/۴	۴۲۱۶۴/۱۷
۵	۱۰۴	۳۲	۲۷۰	۲۵	۰/۴	۴۲۱۶۴/۱۷
۶	۱۹۴	۳۰۲	۲۷۰	۲۵	۰/۴	۴۲۱۶۴/۱۷
۷	۲۸۴	۲۱۲	۲۷۰	۲۵	۰/۴	۴۲۱۶۴/۱۷

شکل (۲) مسیر زمینی حرکت ماهواره‌های هر یک از سناریوهای مذکور را نمایش می‌دهد. در این شکل بخش هاشورزده منطقه مطالعاتی و همچنین شماره‌های نمایش داده شده موقعیت ماهواره‌های هر سناریو را در ساعت ۱۲ به وقت محلی نمایش می‌دهند.

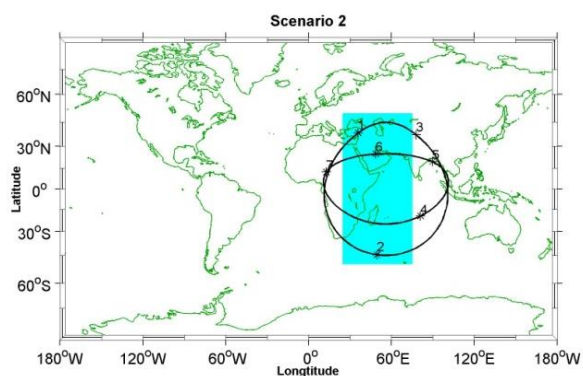
به منظور بررسی حضور حداقل ۴ ماهواره در افق دید ناظری دلخواه در طول شبانه‌روز، نمودار ماهواره زمان با احتساب زاویه قطع ۱۵ درجه در نقاط شبکه‌ای منظم از منطقه مورد نظر ترسیم و ارزیابی شده است. شکل (۳) این نمودار را برای یکی از نقاط این شبکه واقع در

جدول ۳: اطلاعات مداری سناریو ۳

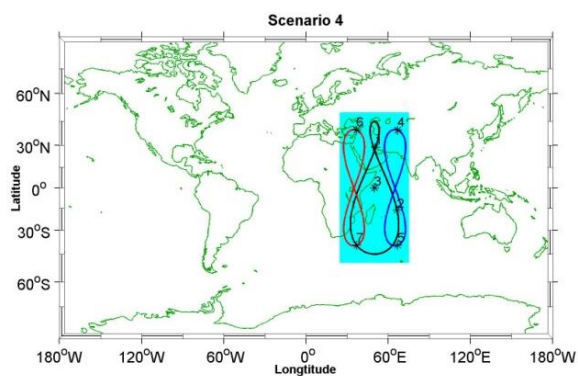
ماهواره	M	Ω	Ω	i	e	نصف قطر
۱	۲۳۵	۲۵۵	۲۷۰	۴۵	۰/۱	۴۲۱۶۴/۱۷
۲	۳۵۵	۱۳۵	۲۷۰	۴۵	۰/۱	۴۲۱۶۴/۱۷
۳	۱۱۵	۱۵	۲۷۰	۴۵	۰/۱	۴۲۱۶۴/۱۷
۴	۱۵	۲۹۵	۹۰	۴۵	۰/۱	۴۲۱۶۴/۱۷
۵	۱۳۵	۱۷۵	۹۰	۴۵	۰/۱	۴۲۱۶۴/۱۷
۶	۲۵۵	۵۵	۹۰	۴۵	۰/۱	۴۲۱۶۴/۱۷
۷	۰	۴۰	۰	۰	۰	۴۲۱۶۴/۱۷

نشان می‌دهد. بر اساس نتایج مندرج در این شکل، بر خلاف سناریوهای دیگر در سناریوی ۴؛ همواره حداقل ۴ ماهواره در بالاترین زاویه ارتفاعی ردیابی می‌شود.

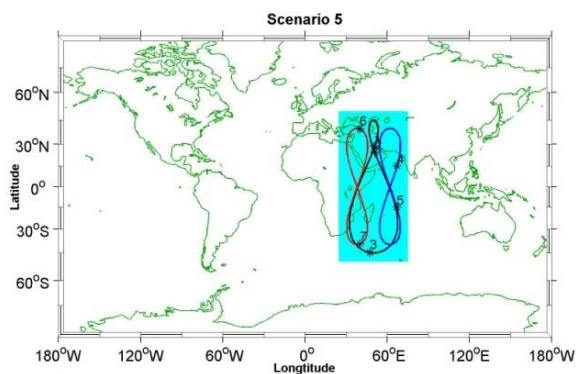
طول جغرافیایی ۵۱ درجه شرقی و عرض جغرافیایی ۳۵ درجه شمالی نمایش می‌دهد. نتایج مندرج در شکل (۳) ردیابی حداقل ۴ ماهواره را در محل ناظر تایید می‌کند. شکل (۴) نمودار زاویه ارتفاعی- زمان را برای سناریوهای مورد مطالعه



ب

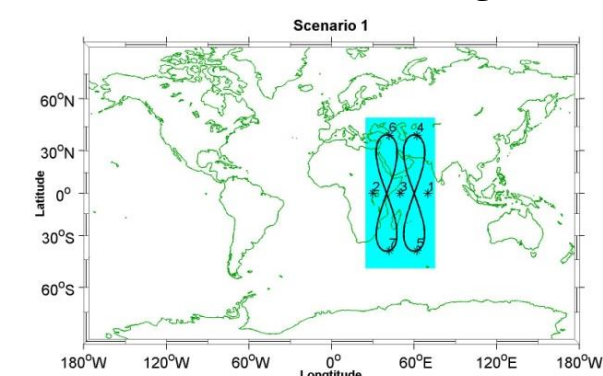


ت

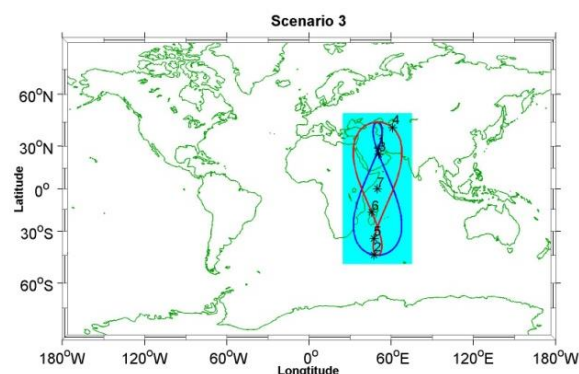


ث

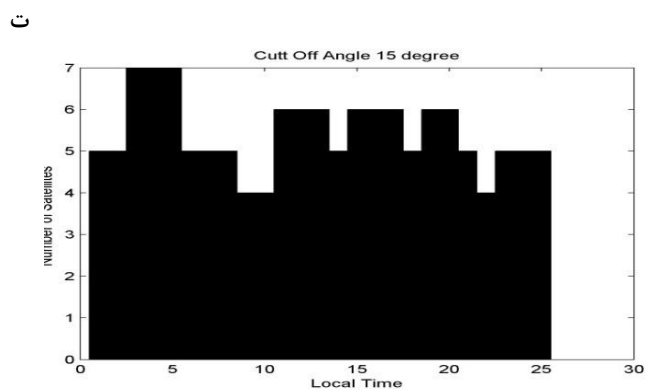
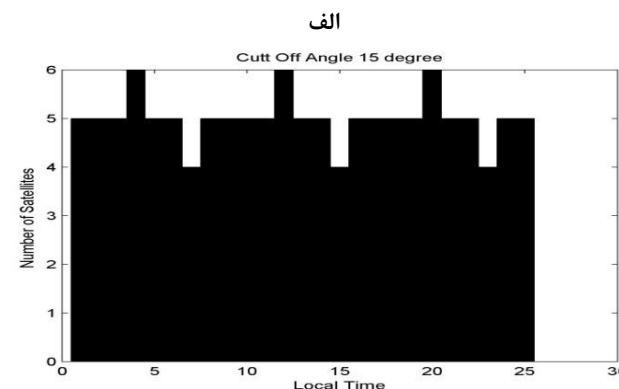
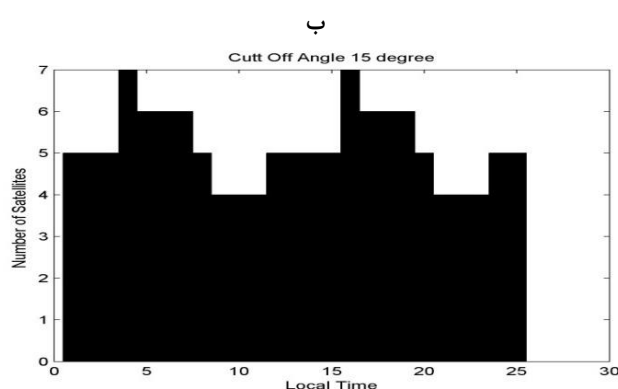
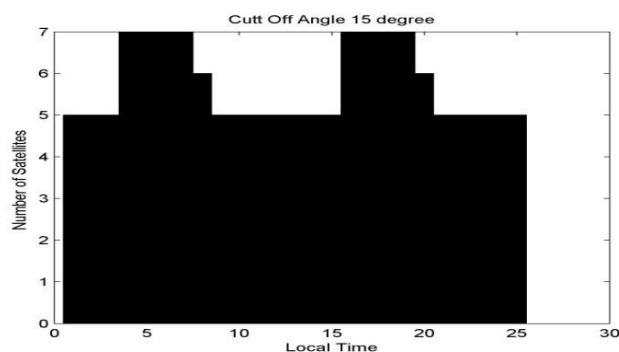
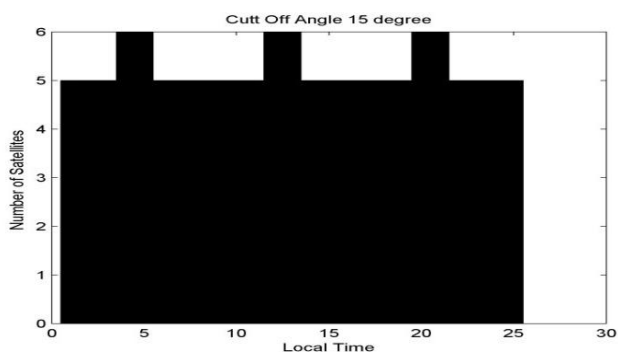
شکل ۲: مسیر حرکت ماهواره‌های سناریوهای مختلف مورد بررسی در این مقاله بر روی زمین



الف



ب



ث

شکل ۳: نمودار تعداد ماهواره - زمان سناریوهای مختلف مورد بررسی در این مقاله در نقطه انتخابی: (الف) تا (ث) به ترتیب سناریوهای شماره ۱ تا ۵

۴-۱-PDOP

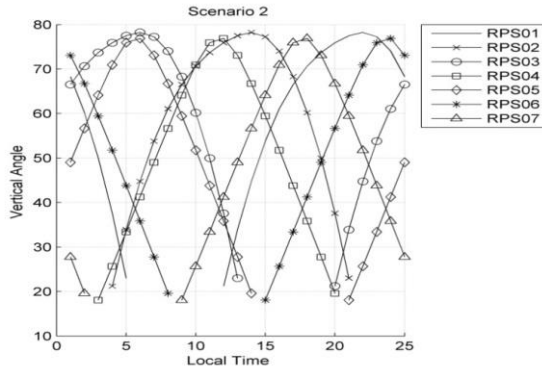
با استفاده از رابطه (۵) معیار ضریب دقت (PDOP) برای کلیه سناریوهای مورد بحث در طول شبانه روز محاسبه شده است. برای مقایسه سناریوهای مختلف

۴- ارزیابی نتایج

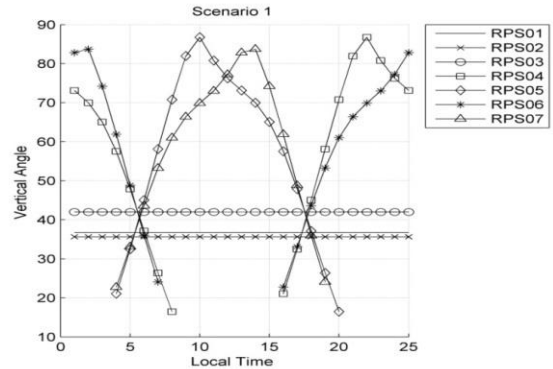
در این بخش به بررسی نتایج عددی حاصل برای هر یک از معیارهای طراحی مورد توجه در این تحقیق پرداخته می‌شود.

این معیار در منطقه تحت پوشش سیستم محاسبه و مقایسه شده است. شکل (۵) مقادیر PDOP، برای نقطه مذکور را در طول شبانه‌روز نمایش می‌دهند.

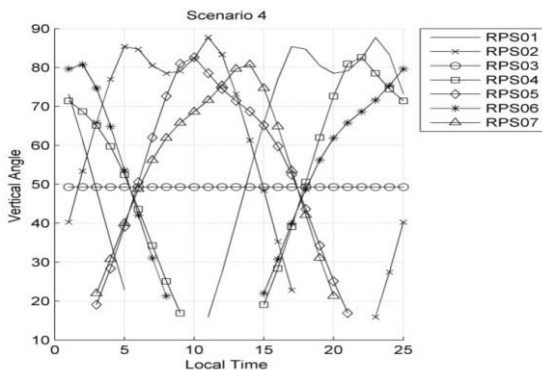
مقادیر ضریب دقت یکبار برای نقطه‌ای با طول جغرافیایی ۵۱ درجه شرقی و عرض جغرافیایی ۳۵ درجه شمالی با زاویه قطع ۱۵ درجه و در طول شبانه‌روز و بار دیگر از طریق محاسبه متوسط



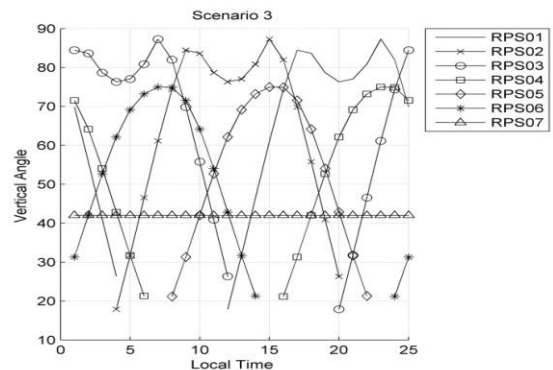
(ب)



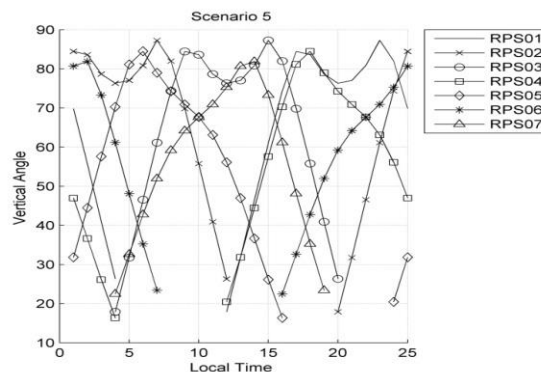
(الف)



(ت)

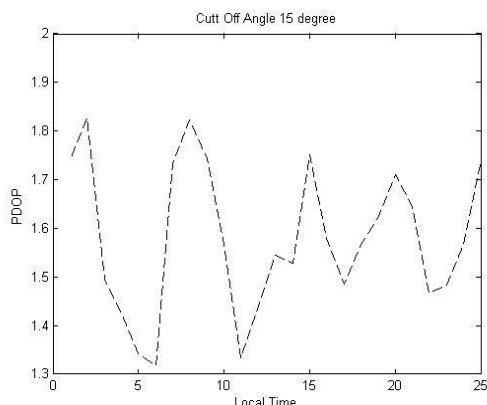


(پ)

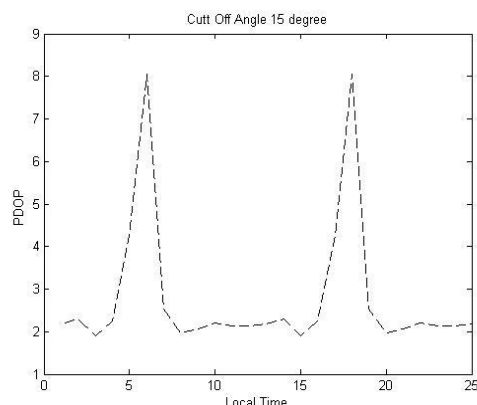


(ث)

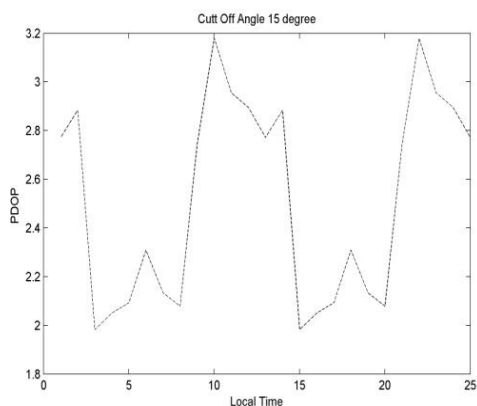
شکل ۴: نمودار زاویه ارتفاعی - زمان سناریوهای مختلف مورد بررسی در این مقاله در نقطه انتخابی: (الف) سناریو شماره ۱، (ب) سناریو شماره ۲، (پ) سناریو شماره ۳، (ت) سناریو شماره ۴ و (ث) سناریو شماره ۵



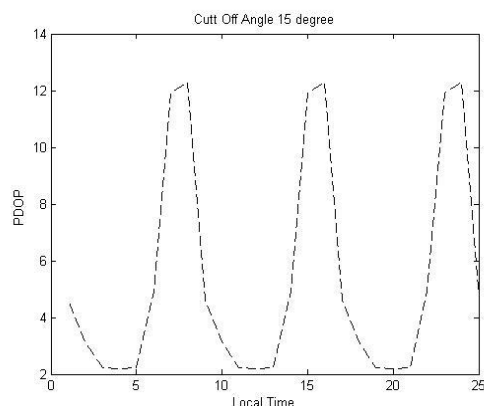
(ب)



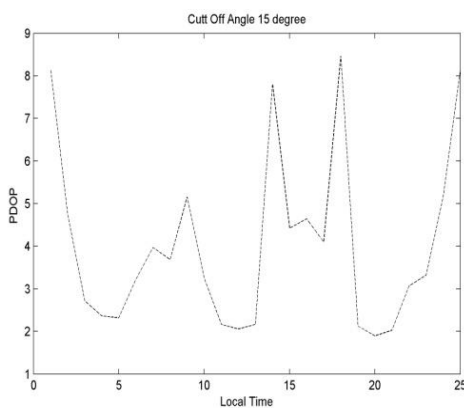
(الف)



(ت)



(پ)



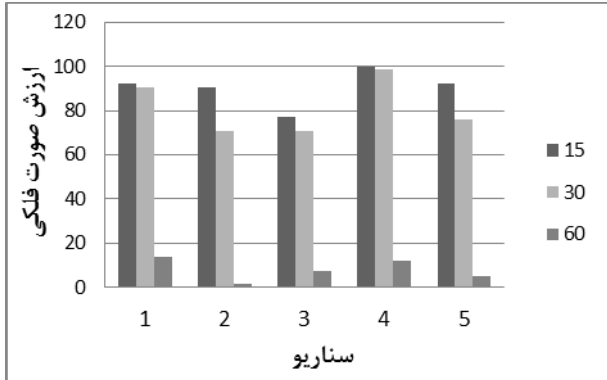
(ث)

شکل ۵: مقادیر PDOP در سناریوهای مختلف مورد بررسی در این مقاله با احتساب زاویه قطع ۱۵ درجه در نقطه انتخابی: (الف) سناریو شماره ۱، (ب) سناریو شماره ۲، (پ) سناریو شماره ۳، (ت) سناریو شماره ۴ و (ث) سناریو شماره ۵

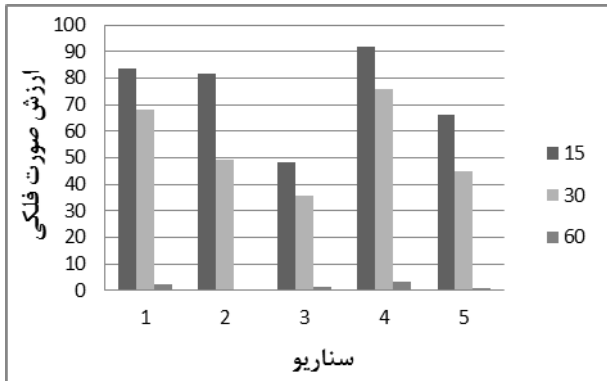
است که مقایسه طرح‌های مورد بحث طرفاً از طریق نتایج حاصل برای یک نقطه از منطقه تحت پوشش سیستم منطقی نیست.

با توجه به شکل‌های فوق، در سناریوهای ۱، ۳ و ۵ مقادیر عددی محاسبه شده در نقطه مورد بحث از مقادیر بزرگی برخوردارند. از طرف دیگر پر واضح

شکل (۷) این نتایج را در تعیین موقعیت دقیق نمایش می‌دهند.



شکل ۶: ارزش صورت فلکی سناریوهای مورد بررسی در این مقاله در ناوبری در زوایای قطع مختلف



شکل ۷: ارزش صورت فلکی سناریوهای مورد بررسی در این مقاله در تعیین موقعیت در زوایای قطع مختلف

با بررسی ارزش صورت فلکی سناریوهای در هر یک از دو حالت فوق بویژه در تعیین موقعیت دقیق ملاحظه می‌شود که سناریوهای ۳ و ۵ از پوشش مناسبی در سرتاسر منطقه مورد نظر برخوردار نمی‌باشند. علاوه بر این، سناریوی ۴ از منظر این معیار و در ناوبری از شرایط ایده‌آلی برخوردار است.

۴-۳- قابلیت اطمینان داخلی و خارجی

تفاوت بین اعتمادپذیری داخلی و نتایج مربوطه از اعتمادپذیری خارجی در مشاهدات کد و فاز مربوط به اختلاف دقت شبه فواصل مربوطه و جهش فاز خلاصه می‌شود. اعتمادپذیری‌های داخلی و خارجی با فرض دقت مشاهداتی 0.003 متر برای شبه فواصل فاز و 0.3 متر برای شبه فواصل کد و کمیته

از اینرو میانگین PDOP در محدوده تحت پوشش سیستم از منطقه و در طی شبانه‌روز، با زاویه‌های قطع ۱۵ و ۳۰ درجه در هر سناریو محاسبه شده است. جدول (۶) نتایج مذکور را نمایش می‌دهد. لازم به ذکر است که در برخی از سناریوها قسمت‌هایی از منطقه مورد مطالعه تحت پوشش ماهواره‌های سیستم تعیین موقعیت قرار نمی‌گیرند. این مناطق در محاسبه میانگین مذکور دخالتی ندارند. وضعیت منطقه تحت پوشش هر سناریو بوسیله معیار ارزش صورت فلکی مورد بررسی قرار می‌گیرد.

جدول ۶: PDOP محاسباتی برای سناریوهای پیشنهادی

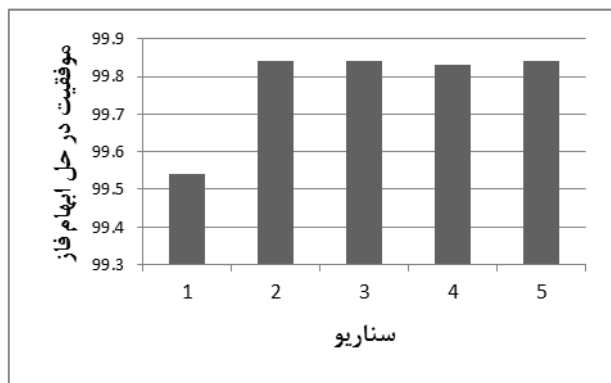
سناریو	زاویه قطع ۱۵ درجه	زاویه قطع ۳۰ درجه
۱	۲/۷۲	۳/۰۹
۲	۱/۹۴	۲/۶۱
۳	۴/۹۹	۵/۷۹
۴	۲/۳۳	۲/۶۷
۵	۳/۱۵	۳/۹۶

نتایج مندرج در جدول (۶) نامناسب بودن مقادیر PDOP در سناریوهای ۳ و ۵ و در مقابل مناسب بودن مقادیر PDOP در سناریوهای ۲ و ۴ را تایید می‌کند.

۴-۲- ارزش صورت فلکی

در برآورد ارزش صورت فلکی، حداکثر مقادیر PDOP به کمک روابط (۶) و (۷) و با احتساب دقت 0.3 متر برای شبه فواصل کد و 0.003 متر برای شبه فواصل فاز و همچنین دقت ۲ متر در ناوبری با مشاهدات کد و دقت ۱ سانتی‌متر در تعیین موقعیت دقیق محاسبه شده است. بر این اساس در ناوبری و تعیین موقعیت دقیق مقادیر $PDOP_{MAX}$ به ترتیب ۶ و ۳ می‌باشند. شکل (۶) وضعیت پوشش PDOP (ارزش صورت فلکی) سناریوهای پیشنهادی را در زوایای قطع ۱۵، ۳۰ و ۶۰ درجه در حالت ناوبری و

در نظر گرفته شده است. در ادامه فرض شده تا از داده‌هایی به طول یک ساعت و با نرخ ثبت ۳۰ ثانیه در حداقل زاویه قطع ۱۵ درجه استفاده می‌شود. نتایج حاصل در شکل (۱۰) به صورت نمودار ارائه شده است.



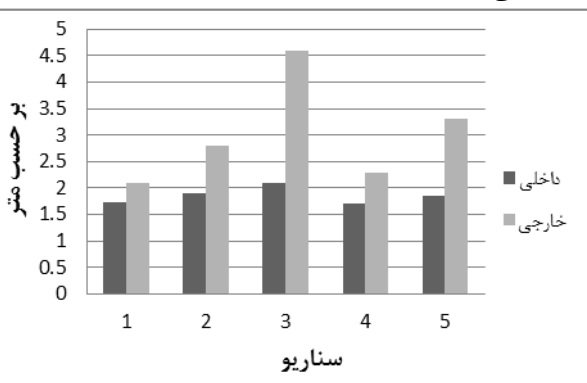
شکل ۱۰: درصد موفقیت حل ابهام فاز سناریوهای مورد بررسی در این مقاله

بر اساس این معیار اکثر سناریوهای مورد بررسی به استثنای سناریو ۱ از شرایط تقریباً یکسانی برخوردارند. این معیار بر برتری سناریوی ۴ نسبت به سناریوی ۱، حداقل در تعیین موقعیت دقیق به کمک مشاهدات ضریب فاز تاکید می‌کند. با توجه به فاصله زیاد ماهواره‌ها از سطح زمین و به تبع آن سرعت کم ماهواره‌ها، آرایش هندسه فضایی در سناریوهای مورد بحث تاثیر چندانی بر میزان موفقیت حل ابهام فاز در بازه‌های زمانی قابل مقایسه با بازه‌های زمانی مورد توجه در تعیین موقعیت کینماتیک ندارد. مقادیر محاسبه شده برای میزان موفقیت حل ابهام فاز طول بازی به بزرگی ۱۰ متر در مدت زمان ۵ تا ۱۰ دقیقه (مدت زمان اولیه مورد نیاز برای حل ابهام فاز در تعیین موقعیت کینماتیک [۱]) پیش بینی فوق را تایید می‌کند.

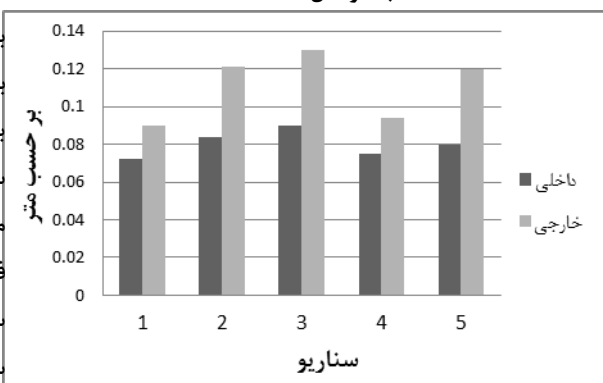
۵- نتیجه گیری

در ارزیابی مسائلی که به عوامل مختلفی وابسته است، هر یک از عوامل منطقی باید از وزن متفاوت و متناسبی برخوردار باشند. روش‌های بهینه‌سازی یکی از ابزارهای موجود برای بررسی این گروه از مسائل پس از

عدم محوریت آزمون اعتمادپذیری برابر با ۱۷/۰۷۵، برای کل منطقه تحت پوشش محاسبه شده است. شکل‌های (۸) و (۹) نتایج حاصل از این محاسبات را به ترتیب در استفاده از شبه فواصل کد و فاز نمایش می‌دهند.



شکل ۸: اعتمادپذیری داخلی و خارجی در صورت استفاده از شبه فواصل کد



شکل ۹: اعتمادپذیری داخلی و خارجی در صورت استفاده از شبه فواصل فاز

با توجه به شکل‌های (۸) و (۹) می‌توان دریافت که سناریوهای ۱ و ۴ از قابلیت اطمینان بیشتری در مقایسه با سایر سناریوهای مورد بحث برخوردارند. بنابراین، با توجه به این معیار این دو سناریو را می‌توان به عنوان سناریوهای برتر معرفی کرد.

۴-۴- موفقیت در حل ابهام فاز

برای بررسی این معیار و مقایسه سناریوهای مختلف مطرح از این منظر، طول بازنمونه‌ای واقع در محدوده عرض و طول جغرافیایی به ترتیب (۳۰ و ۵۰) و (۳۰/۰۵ و ۵۰/۰۵) به طول تقریبی ۱ کیلومتر

موقعیت ایستگاه‌های بخش کنترل این سیستم تعیین موقعیت نیز از درجه اهمیت بالایی برخوردار است چراکه کنترل مدار ماهواره‌های یک سیستم ماهواره‌ای بر مبنای اندازه‌گیری‌های انجام شده از ایستگاه‌های کنترل زمینی صورت می‌پذیرد. لذا توجه به طراحی هندسه مناسبی برای بخش کنترل سیستم پیشنهادی امری ضروری به نظر می‌رسد.

در طراحی هندسه فضایی سیستم تعیین موقعیت مورد بحث در این مقاله حرکت مداری ماهواره‌های سیستم حرکتی بدون اغتشاش فرض شده است. مطالعه سهم اثر هر یک از عوامل اغتشاشات بر حرکت کپلری ماهواره‌های این سیستم یکی از مراحل پیاده‌سازی این سیستم محسوب شده و در این مقاله مورد بررسی قرار نگرفته است.

اولویت‌بندی عوامل مختلف است. مساله تعیین هندسه فضایی بهینه یک سیستم تعیین موقعیت ماهواره‌ای نمونه‌ای از این مسائل است که در این مقاله به روش آزمون و خطا مورد بررسی قرار گرفته است. مسئله مورد بررسی در این تحقیق ایجاد سیستمی ماهواره‌ای جهت تعیین موقعیت در محدوده‌ای خاص می‌باشد. از اینرو پوشش کامل هندسه فضایی سیستم تعیین موقعیت پیشنهادی در محدوده مورد نظر شرطی اساسی است. بدین منظور می‌توان با استفاده از معیار ارزش صورت فلکی سناریوهای ۳ و ۵ را کنار گذاشت. با توجه به نتایج مربوط به میزان موفقیت در حل ابهام فاز، می‌توان از سناریو ۱ نیز صرف‌نظر کرد. از مقایسه نتایج معیارهای مربوط به دو سناریوی ۲ و ۴ می‌توان به این نکته پی‌برد که پوشش ۱۰۰٪ سناریوی ۴ عامل بسیار مهمی است که این سناریو را به‌عنوان سناریوی بهینه معرفی می‌کند. البته در مقایسه نتایج سایر معیارها برای این دو سناریو نیز سناریوی ۴ نتایج بهتری را بدست می‌دهد. بنابراین سناریوی ۴ بهترین آرایش هندسه فضایی را در بین سناریوهای موجود پیشنهاد می‌کند.

بدون شک تعیین زاویه‌ی قطع بهینه برای ردیابی ماهواره‌های یک سیستم تعیین موقعیت و ناوبری مستقر در محدوده مناطق شهری (با ساختمان‌های بلند) مستلزم دسترسی به مدل رقومی زمین^۱ از منطقه‌ی مورد نظر است. متأسفانه به دلیل عدم دسترسی به این محصول فتوگرامتری ارزیابی کمی سناریوهای مورد بررسی در این مقاله و بهینه بودن سناریوی پیشنهادی به‌عنوان سناریوی بهینه امکان پذیر نبوده است.

موضوع تاثیر هندسه تعیین موقعیت بر دقت مختصات حاصل قطعاً در مورد انتخاب

1 Digital Terrain Model (DTM)

مراجع

- [11] G. Seeber, Satellite geodesy. Walter De Gruyter Inc, 2nd Edition: 2003.
- [12] G. Hein, Envisioning a Future GNSS System of Systems Part 1, Inside GNSS, vol. 2, no. 1, pp. 58-67: 2007.
- [13] F. Wu, K. Zhang, A. Yasuda, and S. Fan, "An Investigation of GPS Augmentation Using Japanese Quasi-Zenith Satellite System in Australia", Proceedings of Spatial Sciences Institute Biennial Conference, pp. 12-16: 2005.
- [14] P.J.G. Teunissen, "The LAMBDA Method for the GNSS Compass", Artificial Satellites, Volume 41: 2006.
- [15] S. Verhagen, and P. Joosten, "Algorithms for design computations for integrated GPS - Galileo, Mathematical Geodesy and Positioning", Delft University of Technology: 2008.
- [16] P. J. De Jong, and C. C. J. M. Tiberius, "The LAMBDA method for integer ambiguity estimation: implementation aspects", Delft Geodetic Computing Centre, LGR series NO.12, Delft University of Technology, 49pp: 1996.
- [17] M. Tsai, Y. Huang, K. Chiang, and M. Yang, "The Constellation Design of Taiwan's Regional Navigation Satellite System", National Cheng-Kung University, Tainan, Taiwan: 2008.
- [18] S. Verhagen, "Manual for the Matlab user interface VISUAL, Delft Institute of Earth Observation and Space Systems (DEOS) ", Delft University of Technology: 2006.
- [19] W. Baarda, "A testing procedure for use in geodetic networks", Publication on Geodesy, Netherlands, Geodetic Commission, Delft: 1968.
- [20] P.J. G. Teunissen, "Minimal detectable biases of GPS data", Journal of Geodesy 72,236-244: 1998.
- [21] K. De jong, "SUCCESS RATES FOR INTEGRATED GPS AND GALILEO AMBIGUITY RESOLUTION", Revista Brasileira de Cartografia, Vol. 54, 18080936: 2002.
- [22] G. Dai, W. Zheng, B. Xie, "An orthogonal and model based multiobjective genetic algorithm for LEO regional satellite constellation optimization", ISICA'07: 2007.
- [23] H. Quan, H. Chao, "Satellite Constellation Design with Adaptively Continuous Ant System Algorithm", Chinese Journal of Aeronautics 20, 297-303: 2007.



Constellation Design of Regional Navigation System for Middle East

Hossein Etemadfar¹, Masoud M.hossaini²

1- Ms.c student of Geodesy, Department of Geodesy & Geomatics, KNT University
2- Assistant professor in Department of Geodesy & Geomatics, KNT University

Abstract

Due to the existing restrictions in the global navigation satellite systems like GPS and their daily increasing applications, new generations of satellite navigation systems are being emerged. The new generations of the satellite navigation systems are classified to complementary and regional independent ones. The geometry or the constellation design of a new system depends on the space mission goals and other various parameters. This paper discusses on the design procedure for the geometry of the space segment in a regional satellite positioning and navigation system for Middle East. The proposed constellation is composed of 7 geosynchronous satellites which provide an optimum coverage in the study area. For this purpose, PDOP, constellation value, internal and external reliabilities as well as the rate of success in ambiguity resolution have been used for selecting the optimum design among the 5 proposed scenarios

Key words: Design of regional navigation system, PDOP, Internal and External reliability, Success rate.