

## بهبود دقت ناوبری به کمک سامانه موقعیت یاب ترکیبی GPS/GLONASS مبتنی بر فیلتر کالمن در شرایط انسداد ماهواره‌ها

سید محمدرضا موسوی میرکلایی<sup>۱</sup>، محمدجواد زندی<sup>۲</sup>، امیر طباطبایی<sup>۳</sup>، مجید آقابابایی<sup>۴</sup>

m\_mosavi@iust.ac.ir

۱- استاد دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علوم دریایی امام خمینی (ره)، نوشهر

۳- دانشجوی دکتری دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران

۴- استادیار دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علوم دریایی امام خمینی (ره)، نوشهر

### چکیده

امروزه سامانه‌های موقعیت یاب فراوانی پا به عرصه رقابت با سامانه موقعیت یاب جهانی یا همان GPS<sup>۱</sup> نهاده‌اند. از جمله این سامانه‌ها می‌توان به سامانه‌های GLONASS<sup>۲</sup>، Galileo و سامانه موقعیت یاب محلی BeiDou اشاره نمود. با به روی کار آمدن این سامانه‌ها، بهترین روش جهت افزایش ماهواره‌های در دید کاربر، استفاده همزمان از سامانه‌های بیان شده می‌باشد. به علاوه از آنجایی که گاهی اوقات امکان انسداد سیگنال در ماهواره‌های GPS و یا GLONASS به علت عوامل عمدی و یا غیرعمدی وجود دارد، استفاده از ویژگی فوق اهمیت خود را بیشتر نشان خواهد داد. در تحقیق صورت گرفته علاوه بر بررسی اثر تلفیق در بهبود دقت ناوبری، یک روش مقابله با انسداد ماهواره‌ها در سامانه GPS به کمک ماهواره‌های سامانه GLONASS ارائه می‌گردد. این روش علاوه بر دقت مناسب دارای قابلیت کاربری بلادرنگ<sup>۳</sup>، بار محاسباتی کم، سادگی و قابلیت مقابله با انسداد عمدی را نیز دارا می‌باشد. همچنین در این مقاله از فیلتر کالمن به عنوان ابزاری جهت حل معادلات ناوبری استفاده شده است. سادگی و قابلیت پیاده‌سازی بر روی پردازنده‌های ارزان قیمت از جمله دلایل استفاده از فیلتر کالمن در این پژوهش می‌باشد. نتایج شبیه سازی‌های انجام شده بر روی داده‌های واقعی دریافتی از یک گیرنده ترکیبی GPS و GLONASS نشان دهنده بهبود قابل توجه مکان‌سنجی با استفاده از روش‌های پیشنهادی می‌باشد.

واژگان کلیدی: موقعیت یابی، GPS، GLONASS، فیلتر کالمن، تلفیق، انسداد.

تاریخ دریافت مقاله: ۹۴/۰۴/۱۷  
تاریخ پذیرش مقاله: ۹۴/۱۱/۲۱

<sup>1</sup> Global Positioning System  
<sup>2</sup> Global Navigation Satellite System  
<sup>3</sup> Real-Time

## ۱ - مقدمه

سامانه موقعیت‌یاب GPS که توسط وزارت دفاع آمریکا عملیاتی شد، از سال ۱۹۷۸ با پرتاب اولین ماهواره خود به فضا شروع به کار نمود. امروزه این سامانه متشکل از حداقل ۲۴ ماهواره عملیاتی است که در ۶ صفحه مداری و با زاویه میل ۵۵ درجه به دور زمین در حال گردش می‌باشند. دوره مداری هر یک از این ماهواره‌ها در حدود ۱۱ ساعت و ۵۸ دقیقه می‌باشد. ماهواره‌های GPS به طور دائم پیام‌های ناوبری خود را بر روی دو حامل فرکانسی L1 و L2 که به ترتیب برابر ۱۵۷۵,۴۲ و ۱۲۲۷,۷ مگاهرتز می‌باشند، ارسال می‌نمایند. اخیراً برخی حامل‌های دیگر نیز به منظور بهبود دقت ناوبری در کاربردهای تجاری به این سامانه اضافه شده است. سامانه GPS برای بدست آوردن موقعیت و زمان کاربر نیاز به حل معادلات ناوبری برای حداقل ۴ ماهواره به طور همزمان دارد [۱-۳].

پروژه GLONASS در اتحادیه جماهیر شوروی، در سال ۱۹۸۲ شروع به کار نمود. امروزه این سامانه مشابه سامانه GPS از ۲۴ ماهواره عملیاتی تشکیل شده است که در ۳ صفحه مداری با زاویه شیب ۶۴,۸ درجه قرار دارند. شعاع هر صفحه به مرکزیت مرکز زمین برابر ۱۹۱۰۰ کیلومتر می‌باشد و ماهواره‌ها مدار خود را در هر ۱۱ ساعت و ۱۵ دقیقه و ۴۴ ثانیه یک دور کامل طی می‌کنند. این ماهواره‌ها نیز پیام‌های ناوبری خود را بر روی دو حامل فرکانسی اصلی G1 و G2 که به ترتیب برابر با ۱۶۰۲ و ۱۲۴۶ مگاهرتز می‌باشند، ارسال می‌نمایند. همچنین این سامانه نیز نیاز به حداقل ۴ ماهواره برای تعیین موقعیت و زمان دارد [۴-۶]. هر دو سامانه GPS و GLONASS از ۳ قسمت فضا، کنترل و کاربر تشکیل شده‌اند. قسمت فضا شامل ماهواره‌های GPS و GLONASS می‌باشد. قسمت کنترل، وظیفه نظارت بر عملکرد سامانه و اعمال تصحیحات مورد نیاز را بر عهده دارد و قسمت کاربر نیز متشکل از گیرنده‌های نظامی و تجاری است.

همانطور که پیشتر نیز بیان گردید، امروزه با توجه به عملیاتی شدن سامانه موقعیت‌یاب GLONASS، امکان بهره‌برداری از آن به عنوان یک سامانه کمکی در کنار GPS فراهم آمده است. با استفاده از تکنیک‌های خاصی می‌توان از قابلیت‌های این سامانه موقعیت‌یاب، در گستره وسیعی از کاربردها استفاده نمود. از جمله این قابلیت‌ها می‌توان به

افزایش دقت و امنیت به علت افزایش ماهواره‌های در دید کاربر اشاره نمود. روش بیان شده در فضا‌های سرپوشیده و یا مناطقی مانند جنگل‌ها که به علت وجود موانع فیزیکی ناخواسته، برخی از ماهواره‌ها از دید خارج می‌گردند، استفاده می‌شود. وجود ماهواره‌های بیشتر در فضا امکان بهتری برای گیرنده‌ها به منظور دسترسی به ماهواره‌های مورد نیاز خود را خواهند داد و این امر سبب بهبود دقت ناوبری می‌گردد. از آنجایی که پدیده‌ی انسداد ماهواره‌های GPS و یا GLONASS امری رایج در مکان‌سنجی ماهواره‌ای می‌باشد، شناسایی و مقابله با آن از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. در صورتی که تعداد زیادی از ماهواره‌ها، در یک لحظه از دید کاربر خارج شده و یا سیگنالی از آنها ارسال نشود، پدیده انسداد رخ می‌دهد که این امر منجر به واگرایی پاسخ معادلات خواهد شد و در نتیجه آن مکان‌سنجی غیرممکن می‌گردد. در چنین مواقعی استفاده از ماهواره‌های سامانه‌های دیگر می‌تواند سبب بهبود قابل توجه دقت ناوبری گردد. در این تحقیق از سامانه GLONASS به این منظور استفاده شده است و به بررسی بهبود دقت ناوبری بر پایه تلفیق دو سامانه GPS و GLONASS و کاربرد آن در مقابله با انسداد ماهواره‌های GPS پرداخته شد. بر پایه روش پیشنهادی، در تلفیق دو سامانه فوق در شرایط عادی، شاهد بهبود دقتی به میزان ۶ مترنسبت به مکان‌سنجی با استفاده از سامانه GPS تنها بوده‌ایم. همچنین در سناریوی انسداد ماهواره‌های GPS، دقت ناوبری به میزان بسیار بالایی بهبود یافته و به دقت مکان‌سنجی به کمک ماهواره‌های GPS تنها در شرایط عادی نزدیک شده است. از جمله روش‌های پیشین مقابله با انسداد و بهبود دقت ناوبری می‌توان به استفاده از داده‌های ارسالی توسط ایستگاه‌های زمینی به منظور رفع اثر ماهواره‌های مسدود شده اشاره نمود. این ایستگاه‌ها در مکان‌هایی قرار دارند که دسترسی کامل به ماهواره‌های مورد نیاز جهت مکان‌سنجی را دارا می‌باشند و داده‌های مورد نیاز گیرنده‌هایی که دچار انسداد سیگنال‌های ناوبری شده‌اند را برای آنها ارسال می‌کنند. همچنین روش‌های دیگری که به منظور مقابله با انسداد تا کنون مورد استفاده قرار گرفته‌اند می‌توان به استفاده از آنتن‌های هوایی برای گیرنده‌ها، استفاده از تقویت‌کننده‌های با نویز کم در کنار آنتن‌ها جهت تقویت اثر سیگنال‌های تضعیف شده، طراحی

ساختار مقاله پیش رو بدین شرح است که ابتدا مختصری پیرامون سامانه‌های موقعیت‌یاب GPS، GLONASS و چگونگی تلفیق آن دو مطالبی بیان خواهد شد. در قسمت بعدی پیرامون معادلات ناوبری و چگونگی حل آن با استفاده از روش شبه‌فاصله در هر دو سامانه GPS و GLONASS بحث می‌نماییم. سپس به توضیحاتی پیرامون روش پیشنهادی فیلتر کالمن و چگونگی پیاده‌سازی آن در بحث تلفیق دو سامانه GPS و GLONASS می‌پردازیم. در قسمت بعدی پیرامون پدیده انسداد توضیحاتی را ارائه خواهیم نمود. در ادامه نتایج شبیه‌سازی‌های صورت گرفته در تلفیق دو سامانه GPS و GLONASS و همچنین کاربرد آن در بهبود دقت ناوبری در مواجهه با انسداد ماهواره‌های GPS نشان داده شده است. در نهایت نتیجه‌گیری پیرامون مقاله پیش رو ارائه می‌گردد.

## ۲- معادلات ناوبری

معادلات ناوبری در هر دو سامانه GPS و GLONASS به کمک دو روش شبه فاصله و فاز حامل و یا تلفیق این دو روش بدست می‌آیند. خروجی حاصل از حل معادلات ناوبری منجر به دستیابی موقعیت و زمان گیرنده‌ها می‌گردد. هدف از این مقاله افزایش دقت ناوبری در معادلات شبه فاصله به کمک فیلتر کالمن می‌باشد.

به منظور حل معادلات ناوبری روشی موسوم به روش حداقل مربعات خطا به صورت متداول مورد استفاده قرار می‌گیرد. این روش را می‌توان با استفاده از معادلات شبه‌فاصله و یا فاز حامل برای هر دو سامانه فوق به کار برد. ابتدا به طور مختصر توضیحاتی پیرامون معادلات شبه‌فاصله در هر دو سامانه GPS و GLONASS ارائه خواهیم داد و سپس به چگونگی حل معادلات شبه فاصله به کمک روش حداقل مربعات خطا و روش پیشنهادی فیلتر کالمن خواهیم پرداخت.

### ۲-۱- معادلات شبه فاصله در گیرنده‌های GPS

منظور از شبه فاصله، فاصله گیرنده از ماهواره است. از آنجایی که این تعیین فاصله در بیشتر موارد با خطاهایی همراه می‌باشد، به همین دلیل به آن شبه‌فاصله می‌گویند. با توجه به مشخص بودن موقعیت دقیق ماهواره‌ها، گیرنده‌ها می‌توانند موقعیت و خطای ساعت خود را به

آنتن‌های اضافی در کنار آنتن اصلی با قابلیت‌های بهبود یافته و یا استفاده از تکرار کننده‌های زمینی اشاره نمود [۷]. تمامی روش‌های پیشین بیان شده قابلیت مقابله با انسداد عمدی را ندارند. علت این امر آن است که در انسداد عمدی سیگنال‌های ارسالی توسط ماهواره‌های GPS به صورت عمدی قطع شده و به کمک ابزارهای سخت‌افزاری بیان شده، امکان مقابله با آن وجود نخواهد داشت. در روش پیشنهادی با استفاده از ماهواره‌های سامانه GLONASS عملاً وابستگی به سامانه GPS از بین رفته و مکان‌سنجی با استفاده از ماهواره‌های GPS مسدود نشده و ماهواره‌های GLONASS ادامه خواهد یافت. به طور خلاصه می‌توان بهبود مکان‌سنجی در سیستم‌های تلفیقی ماهواره‌ای را در بهبود ماهواره‌های در دید کاربر و بهبود هندسه ماهواره‌ها دانست [۸]. همچنین از آنجایی که زاویه فرآز<sup>۱</sup> در سامانه GLONASS از سامانه GPS بیشتر می‌باشد، ماهواره‌های سامانه GLONASS در مواجهه با موانع طبیعی عملکرد بهتری از خود نشان خواهند داد.

آنچه که در تلفیق این دو سامانه بسیار با اهمیت می‌باشد توجه به تفاوت‌هایی است که در ساختار آنها وجود دارد. از جمله این تفاوت‌ها می‌توان به سیستم مختصات و خطای ساعت ماهواره‌ها اشاره نمود. سیستم مختصات در سامانه GPS، WGS-84<sup>۲</sup> است. برخلاف GPS، سامانه GLONASS از سیستم مختصات PZ-90.02<sup>۳</sup> استفاده می‌نماید. همچنین همچنین دقت ساعت ماهواره‌ها نیز در این دو سامانه متفاوت از یکدیگر می‌باشند که باید با تبدیلی مناسب این تفاوت‌ها از میان برداشته شود. توجه به این موضوع در تمامی سامانه‌های تلفیقی امری مهم و اجتناب‌ناپذیر تلقی می‌گردد [۹-۱۱].

در این مقاله از فیلتر کالمن مرسوم در حل معادلات ناوبری استفاده شده است. علت استفاده از فیلتر کالمن سادگی و قابلیت پیاده‌سازی آن بر روی پردازنده‌های ارزان قیمت می‌باشد. در نهایت می‌توان بیان نمود که روش پیشنهادی در مقایسه با روش‌های پیشین دارای مزایایی از جمله قابلیت مقابله با انسداد عمدی، قابلیت کاربری بلادرنگ و دقت بالا در مکان‌سنجی می‌باشد.

<sup>۱</sup> Elevation Angle

<sup>۲</sup> World Geodetic System 1984

<sup>۳</sup> Parameters of the Earth 1990

### ۳- حل معادلات شبه فاصله در سامانه تلفیقی

#### GPS/GLONASS به کمک روش حداقل مربعات خطا

در این بخش به چگونگی حل معادلات ناوبری با روش حداقل مربعات خطا و به کمک شبه فاصله‌ها خواهیم پرداخت. آنچه که در اینجا مورد نظر می‌باشد، حل معادلات ناوبری برای تلفیق دو سامانه GPS و GLONASS به طور همزمان با روش مذکور است. در ابتدای امر به چگونگی حل معادلات ناوبری به کمک روش حداقل مربعات خطا می‌پردازیم. روش حداقل مربعات خطا یکی از روش‌های رایج در محاسبه‌ی موقعیت کاربر می‌باشد. این روش بر اساس کوچک نمودن حاصل جمع خطای مکان‌سنجی عمل می‌کند. علت اصلی استفاده از روش حداقل مربعات در حل معادلات مکان‌سنجی بیشتر بودن تعداد معادلات نسبت به مجهولات در سامانه‌های ناوبری می‌باشد. به عبارت دیگر از آنجایی که مجهولات ما در سامانه‌های موقعیت‌یاب فوق ۴ عدد می‌باشد (این مجهولات در تلفیق دو سامانه به ۵ عدد می‌رسد) و تعداد معادلات بستگی به تعداد ماهواره‌های در دید کاربر دارند، در اکثر موارد تعداد معادلات از تعداد مجهولات بیشتر می‌گردد. در چنین شرایطی می‌توان برای حل معادلات ناوبری از روش حداقل مربعات خطا استفاده نمود. این روش در حل معادلات ناوبری بر اساس فرآیند زیر توصیف می‌گردد [۱۵ و ۱۶]. با فرض اینکه مکان تقریبی گیرنده  $(x_0, y_0, z_0)$  باشد، مکان دقیق گیرنده را می‌توان به صورت رابطه (۳) محاسبه نمود که در آن  $(\Delta x_i, \Delta y_i, \Delta z_i)$  مجهولات ما می‌باشند. لازم به ذکر است که تمامی این روابط برای هر دو سامانه GPS و GLONASS صادق می‌باشد و به همین دلیل روابط را به صورت عمومی نمایش می‌دهیم.

$$x_i = x_0 + \Delta x_i, y_i = y_0 + \Delta y_i, z_i = z_0 + \Delta z_i \quad (3)$$

بنابراین با توجه به رابطه (۲) داریم:

$$\rho^j(x_i, y_i, z_i) = \rho^j(x_0 + \Delta x_i, y_0 + \Delta y_i, z_0 + \Delta z_i) \quad (4)$$

با نوشتن بسط تیلور حول نقاط  $(x_0, y_0, z_0)$  ضرایب عبارات خطی به صورت رابطه (۵) بدست می‌آیند:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho_i^j(x_0, y_0, z_0)}{\partial x_0} &= -\frac{x_j - x_0}{\rho_0^j}, \quad \frac{\partial \rho_i^j(x_0, y_0, z_0)}{\partial y_0} \\ &= -\frac{y_j - y_0}{\rho_0^j}, \quad \frac{\partial \rho_i^j(x_0, y_0, z_0)}{\partial z_0} = -\frac{z_j - z_0}{\rho_0^j} \end{aligned} \quad (5)$$

کمک حداقل چهار ماهواره اندازه‌گیری نمایند [۱۲]. با فرض آنکه زمان انتقال داده از ماهواره زام  $(t^j)$ ، زمان تولید داده در گیرنده  $(t_i)$  و خطای ساعت گیرنده و ماهواره به ترتیب  $(\delta t^j)$  و  $(\delta t_i)$  باشند، رابطه شبه فاصله با در نظر گرفتن در نظر گرفتن خطاهای احتمالی به صورت رابطه (۱) بیان می‌گردد:

$$P_i^{j,GPS} = \rho_i^j + \delta t_i c - \delta t^{j,GPS} c + T_i + I_i + \varepsilon_i \quad (1)$$

که در آن  $P_i^{j,GPS}$  مبین فاصله گیرنده تا ماهواره‌های سامانه GPS،  $\rho_i^j$  مبین فاصله گیرنده تا ماهواره‌های سامانه GPS بدون در نظر گرفتن خطاهای احتمالی،  $\varepsilon_i$  خطای غیرقابل مدل‌سازی،  $T_i$  تأخیر تروپوسفر،  $I_i$  تأخیر یونسفر و  $c$  مبین سرعت نور می‌باشد. لازم به ذکر است که در رابطه (۱) می‌توان از خطای غیر قابل مدل‌سازی صرف‌نظر نمود.

با فرض آنکه مختصات گیرنده  $X_i = (x_i, y_i, z_i)$  و مختصات ماهواره‌ها  $X^j = (x^j, y^j, z^j)$  باشد،  $\rho_i^j$  در رابطه (۱) به صورت زیر بیان می‌گردد:

$$\rho_i^j = \sqrt{(x^j - x_i)^2 + (y^j - y_i)^2 + (z^j - z_i)^2} \quad (2)$$

### ۲-۲- معادلات شبه فاصله در گیرنده GLONASS

مشابه آنچه در سامانه GPS بیان شد با اندکی تغییر در سامانه GLONASS نیز همین اتفاق می‌افتد. در اینجا می‌توان از این تغییرات صرف‌نظر نمود. همانطور که پیشتر نیز بیان گردید، خطای زمان سنجی و سیستم مختصات در دو سامانه GPS و GLONASS متفاوت می‌باشد که در تلفیق این دو سامانه باید این تفاوت‌ها در نظر گرفته شوند و بر اساس تبدیلات موجود برای زمان و مختصات به یک واحد یکسان تبدیل گردند. خطای دیگری نیز تحت عنوان خطای گیرنده‌ها در مواجهه با کانال‌های فرکانسی متفاوت  $(L_{R, GLO})$  در سامانه GLONASS وجود دارد که می‌توان از این خطا به علت آنکه در نسل جدید ماهواره‌های GLONASS حذف شده است، صرف‌نظر نمود.

در نتیجه با حفظ ساختار معادلات شبه فاصله در سامانه GPS، می‌توان معادلات فوق را در سامانه GLONASS با تغییر پارامترهای تعریف شده از سامانه GPS به GLONASS بازنویسی نمود [۱۳ و ۱۴].

که در نهایت ماتریس  $X$  بدست می آید. با اضافه شدن مقدار اولیه موقعیت به مؤلفه های متناظر با بردار  $X$ ، تصحیحات انجام می شود (بر اساس رابطه (۳)). داده بروز شده به عنوان شرایط اولیه برای محاسبات بازگشتی بعدی مورد استفاده قرار می گیرد [۱۶].

#### ۴- فیلتر کالمن

یکی از شناخته شده ترین و پرکاربردترین ابزارهای ریاضی موجود که می توان از آن در تخمین و محاسبه ی فرآیندهای اتفاقی در اندازه گیری های محیط های نوپزی استفاده نمود، ابزاری تحت عنوان فیلترینگ می باشد.

در سال ۱۹۶۰ رودولف امیل کالمن<sup>۱</sup> مقاله خود را پیرامون یک فیلتر بازگشتی که بر مبنای روش فضای حالت و الگوریتم های بازگشتی استوار شده بود، ارائه نمود. فیلتر کالمن حتی اگر مدل دقیقی از سیستم در دست نباشد، حالت یک سیستم دینامیک را پیش بینی می کند. همچنین این فیلتر تخمین بهینه ای از حالات فعلی و پیشین سیستم را در صورت نیاز به ما ارائه خواهد داد. فیلتر کالمن از دو گام پیش بینی و تصحیح تشکیل شده است.

در گام اول حالت سیستم توسط مدل دینامیکی پیش بینی و در گام دوم پیش بینی های صورت گرفته توسط مدل مشاهدات تصحیح می شود. عمل تصحیح باعث می گردد تا کوواریانس ماتریس خطا کاهش یابد و این بدان معناست که این فیلتر یک تخمین گر بهینه می باشد. فرآیند بالا در هر گام زمانی با فرض گام قبلی به عنوان حالت اولیه تکرار می گردد.

الگوریتم فیلتر کالمن را در شکل (۱) مشاهده می نماییم. همانطور که در شکل (۱) مشاهده می شود ابتدا با استفاده از تخمین های قبلی حالت اولیه سیستم ( $X_0^-$ ) و ماتریس کوواریانس خطای متناظر با تخمین بهینه اولیه آن ( $P_0^-$ ) را به عنوان داده های معلوم در نظر می گیریم.

همچنین باید ماتریس انتقال حالت ( $A$ )، بردار اندازه گیری ( $Z_k$ )، ماتریس ارتباط ایده آل (بدون نویز) بین بردار اندازه گیری و بردار حالت ( $H_k$ )، ماتریس کوواریانس خطای فرآیند ( $Q_k$ ) و ماتریس کوواریانس خطای اندازه گیری ( $R_k$ ) را قبل از ورود به چرخه فیلتر کالمن تعیین نماییم.

رابطه شبه فاصله را بدون در نظر گرفتن خطاهای غیرقابل مدلسازی، می توان به صورت رابطه (۶) بیان نمود:

$$P_i^j(x_i, y_i, z_i) = \rho_0^j(x_0, y_0, z_0) - \frac{x_j - x_0}{\rho_0^j} \Delta x_i - \frac{y_j - y_0}{\rho_0^j} \Delta y_i - \frac{z_j - z_0}{\rho_0^j} \Delta z_i + c \Delta t_i \quad (6)$$

در رابطه فوق عبارت ( $\Delta t_i$ ) معرف خطای زمان سنجی در سامانه GPS و یا GLONASS می باشد. معادله ی (۶) را می توان با تغییر پارامترها به صورت زیر خلاصه نمود:

$$l^j = \alpha_{x_i}^j \Delta x_i + \alpha_{y_i}^j \Delta y_i + \alpha_{z_i}^j \Delta z_i + c \Delta t_i \quad (7)$$

که در آن پارامترهای تعریف شده در روابط (۸) و (۹) نمایش داده شده است.

$$l^j = P_i^j(x_i, y_i, z_i) - \rho_0^j(x_0, y_0, z_0) \quad (8)$$

$$\alpha_{x_i}^j = -\frac{x_j - x_0}{\rho_0^j}, \alpha_{y_i}^j = -\frac{y_j - y_0}{\rho_0^j}, \alpha_{z_i}^j = -\frac{z_j - z_0}{\rho_0^j} \quad (9)$$

فرم ماتریسی روابط فوق را می توان به صورت زیر نشان داد:

$$\bar{L} = A \bar{X} \quad (10)$$

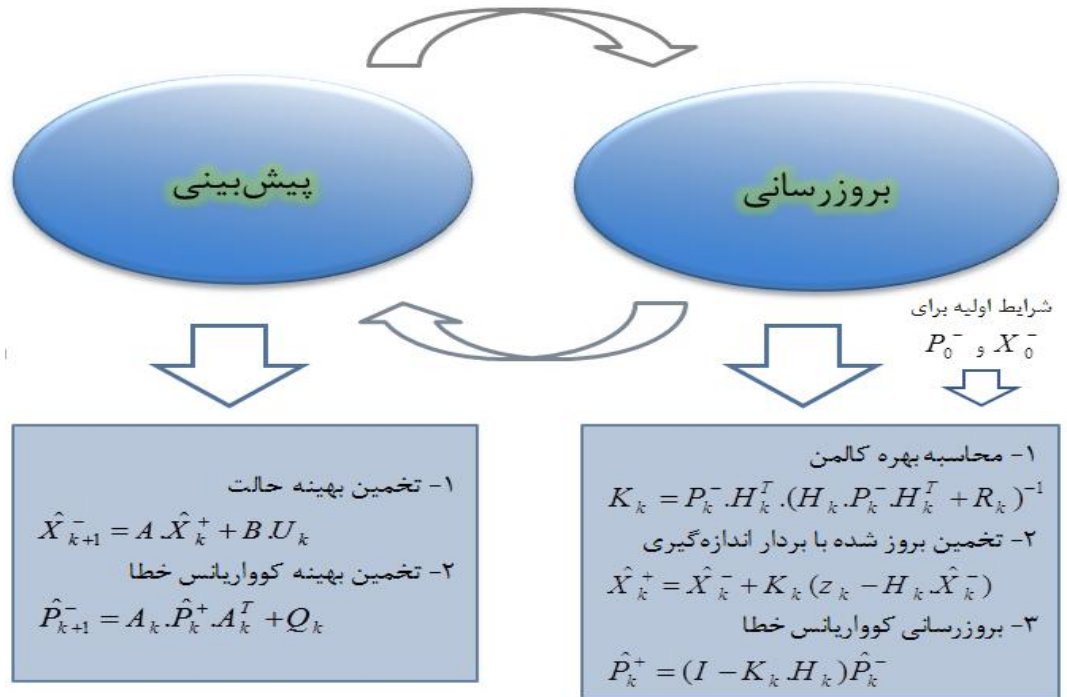
نمایش باز ماتریسی رابطه (۱۰) را برای هر دو سامانه GPS و GLONASS می توان به صورت رابطه (۱۱) نشان داد که در آن  $c$  سرعت نور و  $L$  برداری از (j) مشاهده از ماهواره های GPS و GLONASS می باشد. در رابطه (۱۱) آن دسته از معادلاتی که ثابت  $c$ ، ضریب خطای زمان سنجی سامانه GPS است، مربوط به ماهواره های GPS و در صورتی که ثابت  $c$  ضریب خطای زمان سنجی سامانه GLONASS باشد، مبین معادلات ماهواره های GLONASS است.

$$\begin{pmatrix} l^{1,GPS} \\ l^{2,GPS} \\ \vdots \\ l^{j,GPS} \\ l^{1,GLO} \\ l^{2,GLO} \\ \vdots \\ l^{j,GLO} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \alpha_{x_i}^{1,GPS} & \alpha_{y_i}^{1,GPS} & \alpha_{z_i}^{1,GPS} & c & 0 \\ \alpha_{x_i}^{2,GPS} & \alpha_{y_i}^{2,GPS} & \alpha_{z_i}^{2,GPS} & c & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & 0 \\ \alpha_{x_i}^{j,GPS} & \alpha_{y_i}^{j,GPS} & \alpha_{z_i}^{j,GPS} & c & 0 \\ \alpha_{x_i}^{1,GLO} & \alpha_{y_i}^{1,GLO} & \alpha_{z_i}^{1,GLO} & 0 & c \\ \alpha_{x_i}^{2,GLO} & \alpha_{y_i}^{2,GLO} & \alpha_{z_i}^{2,GLO} & 0 & c \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \alpha_{x_i}^{j,GLO} & \alpha_{y_i}^{j,GLO} & \alpha_{z_i}^{j,GLO} & 0 & c \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta x_i \\ \Delta y_i \\ \Delta z_i \\ \Delta t_{i,GPS} \\ \Delta t_{i,GLO} \end{pmatrix} \quad (11)$$

حل معادلات فوق به توسط روش حداقل مربعات خطا با استفاده از رابطه (۱۲) حاصل می گردد.

$$X = (A^T A)^{-1} A^T L \quad (12)$$

<sup>1</sup> Rudolf Emil Kalman



شکل (۱) الگوریتم کلی فیلتر کالمن.

اولین گام در فیلتر کالمن بدست آوردن مدل دینامیکی بردار حالات می باشد. بردار حالات در کار کنونی با استفاده از مدل PVT<sup>۱</sup> تعریف گردیده است که متشکل از ۳ مؤلفه تغییرات موقعیت و ۲ مؤلفه تغییرات خطای زمان سنجی می باشد. لازم به ذکر است که دستگاه مختصات ماهواره های GPS و GLONASS قبل از ورود به چرخه کالمن باید با یکدیگر یکسان گردند. در نتیجه بردار حالات یک بردار با ۵ درآیه به صورت رابطه (۱۸) می باشد:

$$X_{state} = [\Delta x(t) \quad \Delta y(t) \quad \Delta z(t) \quad \Delta t^{GPS} \quad \Delta t^{GLONASS}] \quad (18)$$

از آنجایی که در سناریوی تعریفی کار صورت گرفته از داده های ۹ ماهواره متشکل از ۵ ماهواره GPS و ۴ ماهواره GLONASS استفاده شده، ماتریس R به صورت یک ماتریس ۹×۹ مطابق رابطه (۱۹) در نظر گرفته می شود:

$$R_k = \text{diag} [\sigma_1 \quad \sigma_2 \quad \sigma_3 \quad \sigma_4 \quad \sigma_5 \quad \sigma_6 \quad \sigma_7 \quad \sigma_8 \quad \sigma_9] \quad (19)$$

همچنین، رابطه H به صورت یک ماتریس ۹×۵ که در رابطه (۲۰) نشان داده شده است، در نظر گرفته می شود. به علاوه در صورتی که از داده های ۱۰ ماهواره استفاده شود، ماتریس H به یک ماتریس ۱۰×۵ تبدیل می شود. لازم به ذکر است که تعاریف  $\alpha_{x_i}^j$ ،  $\alpha_{y_i}^j$  و  $\alpha_{z_i}^j$  مشابه قبل می باشد که در آن عناصر روی قطر اصلی واریانس های خطا

با توجه به شکل (۱) در مرحله نخست بهره فیلتر کالمن به کمک رابطه (۱۳) محاسبه می گردد:

$$K_k = P_k^- \cdot H_k^T \cdot (H_k \cdot P_k^- \cdot H_k^T + R_k)^{-1} \quad (13)$$

در مرحله دوم تخمین بهنگام شده با بردار اندازه گیری  $z_k$  به صورت رابطه (۱۴) بروزرسانی می شود:

$$\hat{X}_k^+ = \hat{X}_k^- + K_k (z_k - H_k \cdot \hat{X}_k^-) \quad (14)$$

در مرحله سوم ماتریس کوواریانس متناظر با تخمین بهینه به کمک رابطه (۱۵) محاسبه می گردد:

$$\hat{P}_k^+ = (I - K_k \cdot H_k) \hat{P}_k^- \quad (15)$$

و در نهایت تخمین بهینه حالت و ماتریس کوواریانس متناظر با تخمین بهینه برای پله بعدی زمان به ترتیب بر اساس معادلات (۱۶) و (۱۷) صورت می گیرد [۱۱-۱۴ و ۱۷ و ۱۸].

$$\hat{X}_{k+1}^- = A \cdot \hat{X}_k^+ + B U_k \quad (16)$$

$$\hat{P}_{k+1}^- = A_k \cdot \hat{P}_k^+ \cdot A_k^T + Q_k \quad (17)$$

#### ۵- پیاده سازی فیلتر کالمن در تلفیق سامانه های GPS/GLONASS

همانطوری که پیش تر نیز بیان شده بود، فیلتر کالمن از دو فاز تخمین یا پیش بینی و بروزرسانی تشکیل شده است.

<sup>1</sup> Position Velocity Time

همانطور که پیشتر بیان شد، در سناریوی پیشنهادی انسداد، فرض شد از بین ۱۰ ماهواره موجود مشتمل بر ۶ ماهواره GPS و ۴ ماهواره GLONASS، ۴ ماهواره GPS مسدود شده باشد. با استفاده از ۲ ماهواره سامانه GPS، عملاً مکان سنجی غیرممکن و سستیتم واگرا می‌گردد.

#### ۷- نتایج شبیه سازی

بر اساس مطالب بیان شده در قسمت قبل، در این بخش به بررسی نتایج شبیه سازی و نمایش بهبود دقت ناوبری روش پیشنهادی مبتنی بر تلفیق دو سامانه GPS و GLONASS خواهیم پرداخت. در شبیه‌سازی‌های صورت گرفته در ۲ سناریو از ۶۴ داده که با فاصله نیم ثانیه از یکدیگر توسط یک گیرنده ترکیبی GPS و GLONASS دریافت شده‌اند، استفاده گردیده است. در سناریوی اول از ۹ ماهواره متشکل از ۵ ماهواره GPS و ۴ ماهواره GLONASS به منظور نمایش اثر تلفیق در بهبود دقت ناوبری در شرایط عادی و در سناریوی دوم از ۱۰ ماهواره متشکل از ۶ ماهواره GPS و ۴ ماهواره GLONASS به منظور نمایش کاربرد تلفیق در مقابله با پدیده انسداد استفاده شده است. شکل (۳) نمایشی از خطای مکان‌سنجی توسط سامانه‌های GPS، GLONASS و تلفیق این دو سامانه مبتنی بر فیلتر کالمن برای هر ۳ مؤلفه  $x$ ،  $y$  و  $z$  می‌باشد. همانطور که انتظار می‌رفت، مشاهده می‌گردد مکان‌سنجی در تلفیق دو سامانه دارای دقت بهتری نسبت به هر یک از دو سامانه GPS و یا GLONASS به تنهایی می‌باشد. همچنین در جداول (۱) الی (۳) مقایسه‌ای بین پارامترهای اساسی در سامانه‌های GPS، GLONASS و تلفیق آن دو نمایش داده شده است. بر اساس جداول ارائه شده، بهبود دقت ناوبری در تلفیق دو سامانه مشاهده می‌گردد. در چنین شرایطی با توجه به مفهوم تلفیق به ترتیب ۳ و ۴ ماهواره GLONASS وارد محاسبات شده و بهبود دقت ناوبری تا حد مطلوبی حاصل می‌گردد.

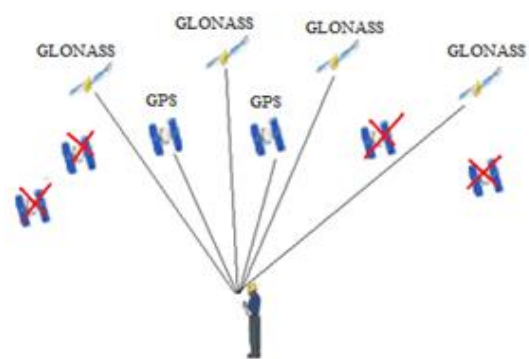
شکل (۴) نمایشی از مطالب بیان شده می‌باشد. همانطور که در شکل (۴) مشاهده می‌گردد، دقت ناوبری در سناریوی پیشنهادی تا حد مطلوبی به دقت مکان‌سنجی با استفاده از ماهواره‌های GPS تنها در شرایط عادی نزدیک شده است. همچنین در جداول (۴) الی (۶) مقایسه‌ای بین پارامترهای اساسی، به منظور مقایسه اثر تلفیق در انسداد

برای شبه‌فاصله‌های دریافتی از ماهواره‌های GPS و GLONASS است. در تحقیق انجام شده، ماتریس کوواریانس خطای فرآیند (Q)، یک ماتریس  $10 \times 10$  می‌باشد که به کمک روش ون-لون<sup>۱</sup> بدست آمده است [۱۱ و ۱۳ و ۱۸-۲۰].

$$H = \begin{bmatrix} \alpha_{x_i}^1 & \alpha_{y_i}^1 & \alpha_{z_i}^1 & c & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \alpha_{x_i}^5 & \alpha_{y_i}^5 & \alpha_{z_i}^5 & c & 0 \\ \alpha_{x_i}^6 & \alpha_{y_i}^6 & \alpha_{z_i}^6 & 0 & c \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \alpha_{x_i}^9 & \alpha_{y_i}^9 & \alpha_{z_i}^9 & 0 & c \end{bmatrix} \quad (20)$$

#### ۶- انسداد در سامانه‌های GPS و GLONASS

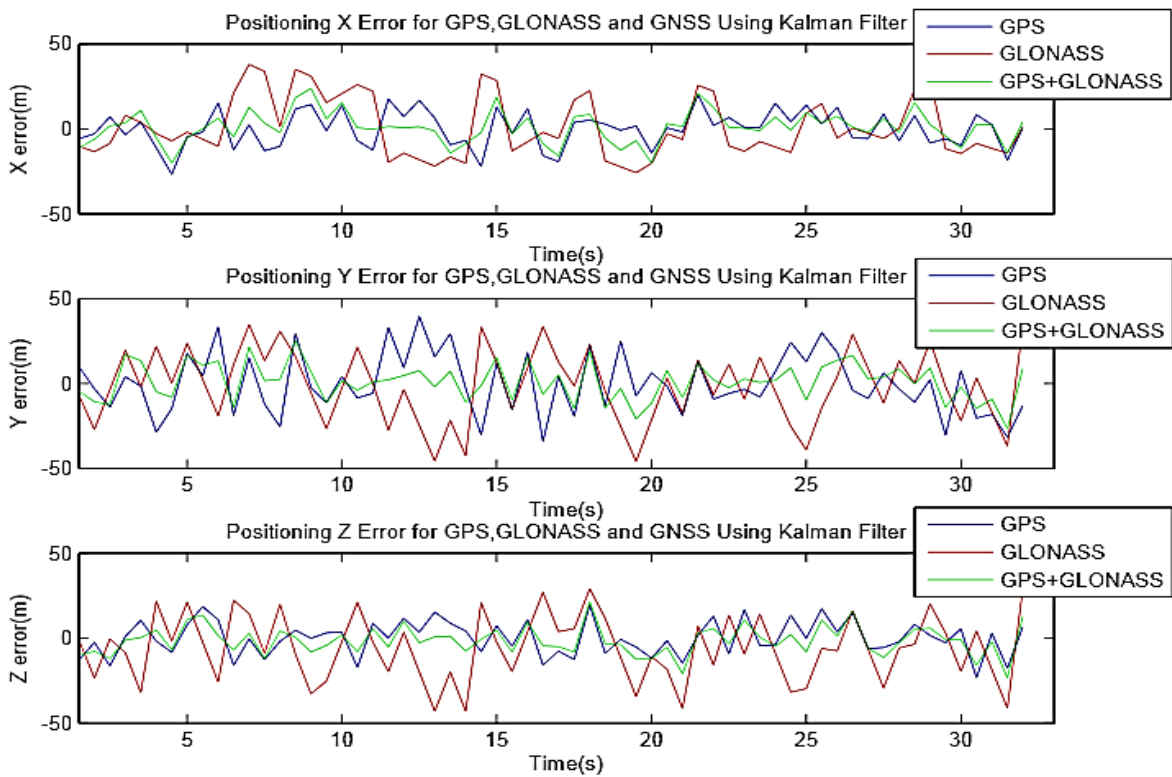
هر گاه دسترسی کاربر به دلایل عمدی و یا غیرعمدی به سیگنال‌های دریافتی از ماهواره‌ها از بین برود، پدیده انسداد اتفاق می‌افتد. این مسئله در محیط‌هایی مانند جنگل‌ها، کوهها و زمانی که برخی از ماهواره‌ها به علت شرایطی خاص از جمله جنگ و یا زمانی که ماهواره‌ها به صورت عمدی دچار انسداد می‌گردند، صورت می‌پذیرد. در چنین شرایطی در صورتی که تعداد ماهواره‌های در دید GPS به کمتر از ۴ عدد کاهش یابد، دیگر مکان‌سنجی به کمک سامانه مذکور امکان‌پذیر نمی‌باشد. در این شرایط از ماهواره‌های سامانه GLONASS جایگزینی مناسب برای ماهواره‌های مسدود شده هستند. شبیه‌سازی‌های صورت گرفته تأیید کننده مطالب فوق می‌باشند. شکل (۲) نمایی از سناریوی پیشنهادی انسداد است.



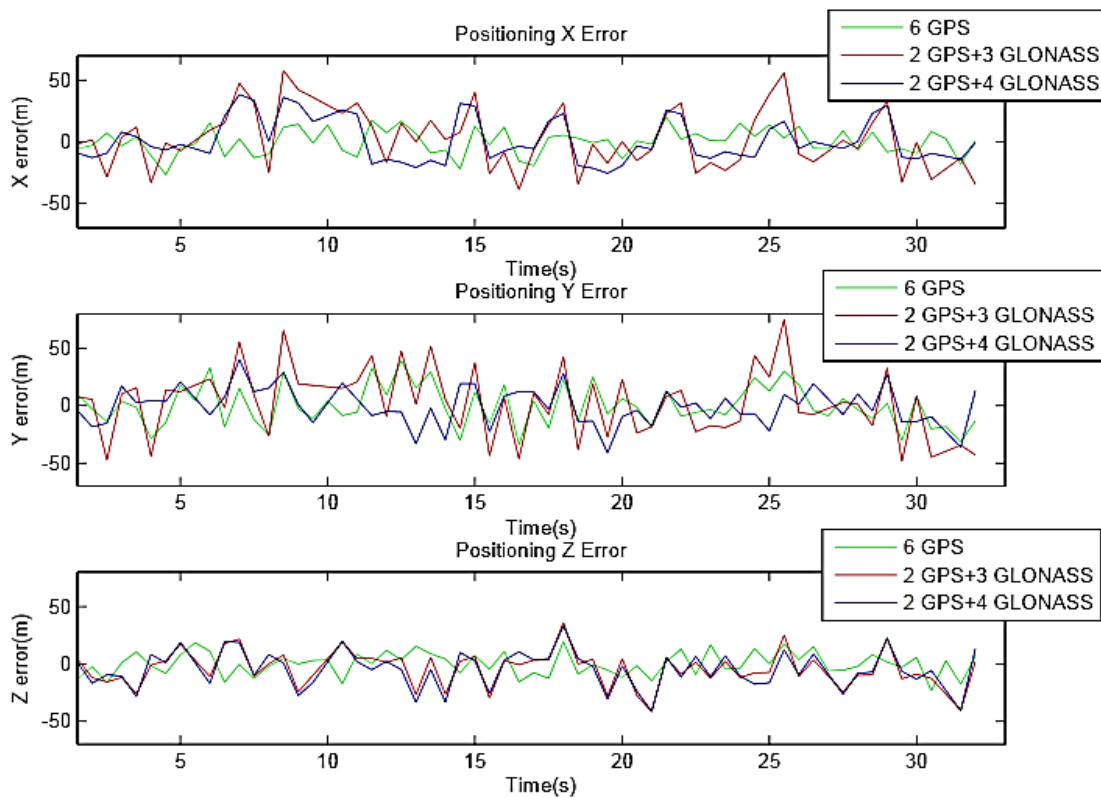
شکل (۲) نمایشی از سناریوی پیشنهادی انسداد شامل ۲ ماهواره GPS و ۴ ماهواره GLONASS.

<sup>1</sup> Van-Loan

نمایش داده شده است. بر اساس جداول ارائه شده، در سناریوی پیشنهادی انسداد، دقت مکان‌سنجی تا حد مطلوبی به دقت مکان‌سنجی در شرایط عادی به کمک سامانه GPS نزدیک می‌باشد.



شکل (۳) مقایسه خطای مکان‌سنجی در سامانه GPS، GLONASS و تلفیق آن دو.



شکل (۴) مقایسه خطای مکان‌سنجی در سناریوی انسداد.



جدول (۱) مقایسه پارامترها برای مؤلفه X در تلفیق (متر).

پارامترها	GPS	GLONASS	GPS+GLONASS
بیشینه خطا	۲۰,۰۸	۳۷,۹۳	۲۳,۸۷
کمینه خطا	-۲۶,۸۰	-۲۵,۸۱	-۲۰,۱۱
میانگین خطا	۰	۰,۹۶	۰,۹۸
واریانس خطا	۱۰۹,۸۲	۳۰۵,۶۱	۸۷,۱۷
انحراف معیار خطا	۱۰,۵۶	۱۷,۶۲	۹,۴۱
حداقل مربعات خطا	۱۰,۵۶	۱۷,۶۵	۹,۴۶

جدول (۲) مقایسه پارامترها برای مؤلفه Y در تلفیق (متر).

پارامترها	GPS	GLONASS	GPS+GLONASS
بیشینه خطا	۳۹,۴۳	۳۴,۷۹	۲۵,۱۱
کمینه خطا	-۳۴,۰۸	-۴۵,۸۹	-۲۶,۶۰
میانگین خطا	۰	-۱,۵۴	۱,۰۷
واریانس خطا	۳۱۷,۶۹	۴۳۹,۹۲	۱۲۲,۷۸
انحراف معیار خطا	۱۷,۹۶	۲۱,۱۴	۱۱,۱۷
حداقل مربعات خطا	۱۷,۹۶	۲۱,۲۰	۱۱,۲۲

جدول (۳) مقایسه پارامترها برای مؤلفه Z در تلفیق (متر).

پارامترها	GPS	GLONASS	GPS+GLONASS
بیشینه خطا	۱۹,۴۴	۲۹,۰۶	۲۱,۴۲
کمینه خطا	-۲۳,۲۱	-۴۳,۰۲	-۲۳,۴۵
میانگین خطا	۰	-۵,۷۸	-۱,۴۲
واریانس خطا	۱۰۳,۱۵	۳۷۵,۵۰	۷۳,۰۱
انحراف معیار خطا	۱۰,۲۳	۱۹,۵۳	۸,۶۱
حداقل مربعات خطا	۱۰,۲۳	۲۰,۳۸	۸,۷۳

جدول (۴) مقایسه پارامترها برای مؤلفه X در سنایوی انسداد (متر).

پارامترها	2 GPS	3 GLONASS+2GPS	4 GLONASS+2GPS	6 GPS
بیشینه خطا	واگرا	۵۷,۹۱	۳۸,۳۲	۲۰,۰۸
کمینه خطا	واگرا	-۳۸,۸۸	-۲۵,۴۷	-۲۶,۸۰
میانگین خطا	واگرا	۲,۸۶	۱,۰۵	۰
واریانس خطا	واگرا	۵۸۸,۷۵	۳۰۴,۸۰	۱۰۹,۸۲
انحراف معیار خطا	واگرا	۲۴,۴۶	۱۷,۶۰	۱۰,۵۶
حداقل مربعات خطا	واگرا	۲۴,۶۳	۱۷,۶۳	۱۰,۵۶

جدول (۵) مقایسه پارامترها برای مؤلفه Y در سناریوی انسداد (متر).

پارامترها	2 GPS	3 GLONASS+2GPS	4 GLONASS+2GPS	6 GPS
بیشینه خطا	واگرا	۷۵,۳۲	۴۰,۳۰	۲۰,۰۸
کمینه خطا	واگرا	-۴۸,۴۸	-۴۱,۰۳	-۳۴,۰۸
میانگین خطا	واگرا	۲,۵۰	-۰,۴۸	۰
واریانس خطا	واگرا	۸۷۸,۵۸	۲۷۱,۹۸	۳۱۷,۶۹
انحراف معیار خطا	واگرا	۲۹,۸۸	۱۶,۶۲	۱۷,۹۶
حداقل مربعات خطا	واگرا	۲۹,۹۸	۱۶,۶۳	۱۷,۹۶

جدول (۶) مقایسه پارامترها برای مؤلفه Z در سناریوی انسداد (متر).

پارامترها	2 GPS	3 GLONASS+2GPS	4 GLONASS+2GPS	6 GPS
بیشینه خطا	واگرا	۳۵,۹۲	۳۳,۱۲	۱۹,۴۴
کمینه خطا	واگرا	-۴۱,۵۴	-۴۱,۴۲	-۲۳,۲۱
میانگین خطا	واگرا	-۴,۳۷	-۴,۹۶	۰
واریانس خطا	واگرا	۲۴۱,۸۱	۲۵۳,۶۷	۱۰۳,۱۵
انحراف معیار خطا	واگرا	۱۵,۶۷	۱۶,۰۵	۱۰,۲۳
حداقل مربعات خطا	واگرا	۱۶,۲۸	۱۶,۸۲	۱۰,۲۳

## ۸- جمع بندی و نتیجه گیری

در این مقاله، ابتدا به طور مختصر پیرامون سامانه‌های موقعیت‌یاب GPS و GLONASS توضیحاتی ارائه گردید. سپس به بررسی تلفیق دو سامانه فوق و تفاوت‌های اساسی در آن دو پرداخته شد. در قسمت بعدی معادلات ناوبری و چگونگی حل آن‌ها با استفاده از روش مرسوم حداقل مربعات خطا مورد بحث و بررسی قرار گرفت. سپس فیلتر کالمن به عنوان ابزاری مناسب جهت حل معادلات ناوبری بیان و چگونگی پیاده سازی آن در تلفیق دو سامانه GPS و GLONASS بررسی گردید. در قسمت بعد به بررسی اثر تلفیق در بهبود دقت ناوبری پرداخته شد و در نهایت سناریوی انسداد مورد بحث قرار گرفته و کاربرد تلفیق در رفع چالش‌های ناشی از این پدیده بیان شد. در قسمت شبیه سازی، نتایج حاصله از شبیه سازی‌های صورت گرفته در ۲ سناریو با استفاده از داده‌های دریافتی از به ترتیب ۹ و ۱۰ ماهواره نشان داده شد. به منظور نمایش اثر تلفیق دو سامانه GPS و GLONASS در بهبود دقت ناوبری از داده‌های سناریوی اول و به منظور نمایش اثر تلفیق در بهبود دقت ناوبری به هنگام وقوع پدیده انسداد از داده‌های سناریوی دوم استفاده شده است. روش پیشنهادی در

مقایسه با روش‌های پیشین بیان شده، دارای مزایایی از جمله قابلیت مقابله با انسداد عمدی و غیرعمدی، قابلیت کاربری بلادرنگ، قابلیت پیاده‌سازی بر روی پردازنده‌های ارزان قیمت، سادگی در پیاده‌سازی، عدم نیاز به گیرنده‌های گران قیمت نظامی و دقت مناسب در مکان‌سنجی می‌باشد. بر اساس شبیه سازی‌های صورت گرفته‌تبر پایه روش پیشنهادی، در تلفیق دو سامانه فوق در شرایط عادی، شاهد بهبود دقتی به میزان ۶ متر نسبت به مکان‌سنجی با استفاده از سامانه GPS تنها بوده‌ایم. همچنین در سناریوی انسداد ماهواره‌های GPS دقت ناوبری به میزان بسیار بالایی بهبود یافته و به دقت مکان‌سنجی با استفاده از سامانه‌ی GPS تنها در شرایط عادی نزدیک شده است.

## ۹- مراجع

- [1] Mosavi, M. R., Azarshahi, S, Emamgholipour, I and Abedi, A. A, "Least Squares Techniques for GPS Receivers Positioning Filter using Pseudo-Range and Carrier Phase Measurements", Iranian Journal of Electrical & Electronic Engineering, Vol.10, No.1, pp.18-26, 2014.
- [2] Blanch, J, Walter, T and Enge, P, "Satellite Navigation for Aviation in 2025", Proceedings of the IEEE, Vol.100, No.Special Centennial Issue, pp.1821-1830, 2012.

- عصبی"، مجله علمی-پژوهشی رایانش نرم و فناوری اطلاعات، جلد ۱، شماره ۱، صفحه ۳۵-۴۶، ۱۳۹۱.
- [17] Onogi, M and Tanaka, T, "A Correction of Pseudorange in Single Point Positioning of GLONASS", IEEE Conference on SICE Annual, pp.16-18, 2012.
- [18] Mosavi, M. R., Soltani Azad, M and EmamGholipour, I, "Position Estimation in Single-Frequency GPS Receivers Using Kalman Filter with Pseudo-Range and Carrier Phase Measurements", Journal of Wireless Personal Communications, Vol.72, No.4, pp.2563-2576, 2013.
- [19] Angrisano, A, Petovello, M and Pugliano, G, "Benefits of Combined GPS/GLONASS with Low Cost MEMS IMUs for Vehicular Urban Navigation", Sensors Journal, Vol.12, No.4, pp.5134-5158, 2012.
- [20] Brown, R. G., and Hwang, P. Y. C., "Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering with Matlab Exercises", John Wiley & Sons, 4th ed., 2012.
- [۳] سید محمدرضا موسوی، "پردازش داده‌ها در گیرنده‌های تک فرکانسه GPS"، انتشارات دانشگاه علم و صنعت ایران، ۱۳۸۹.
- [4] Byram, S and Hackman, C, "High-Precision GNSS Orbit, Clock and EOP Estimation at the United State Naval Observatory", IEEE Conference on Position Location and Navigation Symposium (PLANS), pp.659-663, 2012.
- [5] Heng, L, "Safe Satellite Navigation with Multiple Constellations: Global Monitoring of GPS and GLONASS Signal-In-Space Anomalies", Ph.D. Dissertation, Stanford University, 2012.
- [6] GLONASS Interface Control Doc., Russian Institute of Space Device Engineering, 1995.
- [7] Xue, Q, Wong, H, Shum, K. M., Lukand C, K. M. and Chan, H, "Active Receiving Antennas for Automotive Applications", IEEE Conference on Antennas and Propagation Society Symposium, Vol.2, pp. 1443-1446, 2004.
- [8] Angrisano, A, Gaglianend, S and Gioia, C, "Performance Assessment of Aided Global Navigation Satellite System for Land Navigation", IET Journals on Radar, Sonar & Navigation, Vol.7, No.6, pp.671-680, 2013.
- [9] Bakula, M, Przechrzelski, P and Kazmierczak, R, "Reliable Technology of Centimeter GPS/GLONASS Surveying in Forest Environments", IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, Vol.53, No.2, pp.1029-1035, 2015.
- [10] Gao, G. X. and Enge, P, "How Many GNSS Satellites are Too Many", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol.48, No.4, pp.2865-2874, 2012.
- [11] Angrisano, A, Gaglione, S and Gioia, C, "Performance Assessment of GPS/GLONASS Single Point Positioning in an Urban Environment", Journal of Acta Geodaetica et Geophysica, Vol.48, No.2, pp.149-161, 2013.
- [12] Grewal, M. S., Weill, L. R. and Andrews, A. P., "Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration", Wiley, 2007.
- [13] Mosavi, M. R., "Error Reduction for GPS Accurate Timing in Power Systems using Kalman Filters and Neural Networks", Journal of Electrical Review, Vol.87, No.12, pp.161-168, 2011.
- [14] Humphreys, T. E., Ledvina, B. M., Psiaki, M. L., O'Hanlon, B. W. and Kintner, P. M., "Assessing the Spoofing Threat: Development of a Portable GPS Civilian Spoofer", Proceedings of 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, USA, pp.2314-2325, 2008.
- [15] Reinhardt, W, Hein, G. W, Groten, E and Eissfeller, B, "Positioning and Navigation Using the Russian Satellite System GLONASS", pp.73-106, 2000.
- [۱۶] مجتبی احمدی، و سید محمدرضا موسوی، "حل دقیق معادلات موقعیت در گیرنده‌های GPS با استفاده از شبکه‌های