



پیاده‌سازی الگوریتم تلفیق GPS/INS با استفاده از شبه فاصله‌های GPS

نعمت الله قهرمانی^۱، سعید نصراله‌ی^{۲*}، علیرضا سلمانی^۳

^۱ دانشیار، مجتمع دانشگاهی مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران

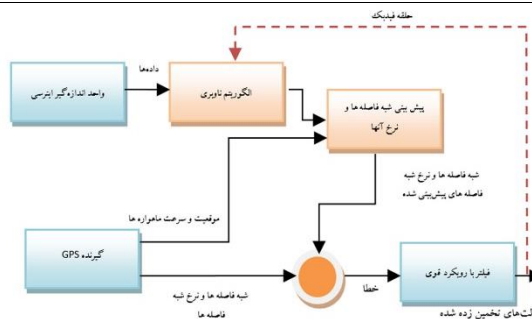
^۲ استادیار، مجتمع دانشگاهی مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران

^۳ دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران

برجسته‌ها

- تخمین موقعیت، سرعت و وضعیت با استفاده از اندازه‌گیری شبه‌فاصله‌ها
- تخمین بایاس و رانش بایاس GPS
- پیاده‌سازی سخت‌افزاری و تست خودروبی
- قوام الگوریتم نسبت به قطع GPS در زمان محدود

چکیده گرافیکی



مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۱/۰۵/۰۱

بازنگری: ۱۴۰۱/۰۵/۱۷

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۶/۲۱

ارائه برخط: ۱۴۰۱/۰۷/۲۶

*نویسنده مسئول:

nasrollahi@mut.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

ناوبری اینرسی

ناوبری رادیویی

فیلتر کالمن

تلفیق داده‌ها

شبه فاصله‌ها

چکیده

سیستم ناوبری یک وسیله متحرک، مقادیر سرعت، موقعیت و وضعیت لحظه‌ای وسیله را نسبت به یک دستگاه مرجع محاسبه می‌کند و در اختیار سیستم هدایت قرار می‌دهد. یکی از پرکاربردترین سیستم‌های ناوبری، سیستم ناوبری اینرسی است. با توجه به افزایش خطای سیستم ناوبری در طول زمان معمولاً برای ناوبری‌های طولانی مدت از سیستم ناوبری تلفیقی استفاده می‌شود. یکی از مرسوم‌ترین سیستم‌های ناوبری تلفیقی، سیستم ناوبری تلفیقی INS با GPS است که هرکدام از آن‌ها مزایا و معایبی دارند که پوشش‌دهنده دیگری هستند. در این مقاله، دو الگوریتم تلفیق داده GPS و INS با رویکرد اتصال ضعیف و اتصال قوی پیاده‌سازی و مقایسه شده است. در روش اتصال ضعیف، اندازه‌گیری‌های GPS شامل موقعیت‌ها و سرعت‌ها است. در روش اتصال قوی، مدلی برای خطای GPS در نظر گرفته شده است که شامل دینامیک بایاس و رانش ساعت GPS است. نتیجه تلفیق داده GPS و INS به این روش به حقیقت نزدیک‌تر است؛ اما در روش اتصال ضعیف، نتیجه تلفیق میانگین داده‌های GPS را دنبال می‌کند. در اجرای الگوریتم تلفیق با اتصال قوی از داده‌های خام GPS که شبه‌فاصله و نرخ شبه‌فاصله به همراه اطلاعات نجومی بوده، استفاده شده است. در این مقاله، به منظور تلفیق اطلاعات داده‌های دو اندازه‌گیر از فیلتر کالمن توسعه یافته استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی برتری عملکرد تلفیق اتصال قوی نسبت به ضعیف را نشان می‌دهند. همچنین، الگوریتم تلفیق با رویکرد ضعیف به صورت سخت‌افزاری پیاده‌سازی و تست خودروبی آن در دو سناریوی وصل و قطع GPS انجام شده است.

۱- مقدمه

می‌شود که یکی از راه‌کارهای برون‌رفت از این مشکل استفاده از روش تلفیق اتصال قوی است [۲، ۳]. در مرجع [۴] پیاده‌سازی الگوریتم تلفیق داده با اتصال قوی با در نظر گرفتن بایاس و دریافت برای GPS و GLONASS با استفاده از فیلتر کالمن انجام شده است. همچنین، قطعی داده سنسور کمکی نیز در نظر گرفته شده است. در مرجع [۵]، تلفیق داده RTK/INS^۳ برای جسم متحرک زمینی ارزیابی و پیاده‌سازی شده است. این روش در زمان‌های قطعی GPS عملکرد بهتری نسبت به روش اتصال ضعیف دارد. در مرجع [۶]، مقایسه بین دو روش تلفیق داده با اتصال قوی و ضعیف نیز برای IMUهای تجاری و کاربرد موقعیت‌یابی دقیق انجام شده است. در مرجع [۷]، پیاده‌سازی و ارزیابی عملکرد سیستم موقعیت‌یابی تلفیقی با معماری اتصال قوی به وسیله حلقه قفل فاز برای گیرنده GPS انجام شده است. در مرجع [۸]، پیاده‌سازی الگوریتم تلفیق داده GPS/INS با معماری اتصال قوی برای کاربرد موشک‌های تاکتیکی بیان شده است. در این مرجع به استفاده از فاز موج حامل به جای شبه‌فاصله تأکید شده است و تأثیر آن در دقت تخمین حالت خطای سرعت و وضعیت اشاره شده است. همچنین، در مرجع [۹]، دو روش اتصال قوی و ضعیف برای کاربرد شهری مقایسه شده است. در این کار روش اتصال قوی بر روی سنسورها و گیرنده‌های رده تجاری پیاده‌سازی شده و با محصولات آماده گران‌تر مقایسه شده است و نتیجه بهتری حاصل شده است. در مرجع [۱۰]، تلفیق داده GPS/BDS^۴/INS با تکنیک چند مدلی با معادلات اندازه‌گیری طبقه‌بندی شده انجام شده است. در این روش با مسئله نامعینی مدل نویز اندازه‌گیری، توسط فیلتر ارائه شده مقابله می‌شود. در مرجع [۱۱]، از فیلتر کالمن مکعبی مقاوم تطبیقی در تلفیق داده GPS/INS با معماری اتصال فوق قوی استفاده شده است. الگوریتم تطبیق برای تنظیم خودکار ماتریس‌های کوواریانس خطای مدل و اندازه‌گیری طراحی شده است. همچنین، برای مقابله با عدم قطعیت و خطای مدل‌سازی نیز از الگوریتم مقاوم استفاده شده است. در مرجع [۱۲]، الگوریتم موقعیت‌یابی و نقشه‌برداری هم‌زمان و ترکیب آن با مسئله تلفیق GPS و

برای هر سیستم خودکار، در مأموریت‌ها جهت انجام وظایف محوله، یک برآورد دقیق از موقعیت مکانی و وضعیتی در تمام لحظات لازم است. ناوبری مبتنی بر اینرسی^۱ تنها یک راه‌حل برآورد موقعیت و وضعیت است که دارای مشکلات افزایش خطا در طول زمان است. برای غلبه بر این مشکل یک یا چندین منبع موقعیت‌یابی شامل روش‌های ناوبری صوتی، سرعت‌سنج داپلری، سونار، دوربین و سیستم موقعیت‌یابی جهانی باید در دسترس باشد. ترکیبی از INS با چنین سنسورهایی به ناوبری کمک گرفته شده اشاره دارد که نیاز به ادغام سنسورهای چندگانه برای اندازه‌گیری‌های وضعیت، سرعت و موقعیت دارد. معمولاً، فیلتر کالمن و خانواده آن شامل کالمن توسعه‌یافته^۲ برای این منظور استفاده می‌شود [۱].

تلفیق اطلاعات INS/GPS می‌تواند در سطوح مختلفی انجام پذیرد. در تلفیق با معماری اتصال ضعیف، اطلاعات خام GPS در یک فیلتر جداگانه پردازش شده و تبدیل به موقعیت گیرنده GPS می‌شود. حالت سیستم که همان خطاهای INS است توسط موقعیت به‌دست‌آمده از GPS تصحیح و به هنگام می‌شوند و این اصلاحات با اعمال بر روی خروجی INS موقعیت نهایی را به دست می‌دهد. در این روش مدل مشاهدات خطی بوده و همچنین برای تعیین موقعیت گیرنده حداقل به چهار ماهواره نیاز است. اما نحوه دیگری از تلفیق، ادغام داده‌های خام حاصل از GPS و INS با معماری اتصال قوی می‌باشد. در این روش، موقعیت گیرنده GPS محاسبه نمی‌شود و فقط شبه‌فاصله‌های حاصل از آن با اعمال تصحیحات مربوط به خطای اتمسفر، خطای ساعت و غیره تصحیح شده و به‌عنوان مشاهده به کار می‌روند. به دلیل استفاده مستقیم از شبه‌فاصله‌های به‌دست‌آمده از GPS و مقایسه آن با فاصله محاسبه شده بین IMU و ماهواره به کمک مختصات حاصل از IMU و موقعیت مخابره شده ماهواره‌ها، مدل مشاهدات غیرخطی است. روش تلفیق اتصال ضعیف در برخی موارد در فضاهای شهری با اشکال مواجهه

³ Real-time Kinematics (RTK)

⁴ BeiDou System (BDS)

¹ Inertial Navigation System (INS)

² Extended Kalman Filter (EKF)

در این مقاله دو الگوریتم تلفیق داده GPS و INS با معماری‌های اتصال ضعیف و قوی ارائه شده و با یکدیگر مقایسه شده‌اند. برای فرموله بندی مسئله تلفیق و ایجاد قابلیت پیاده‌سازی سخت‌افزاری از فیلتر کالمن (توسعه‌یافته) استفاده شده است. در روش تلفیق داده با معماری اتصال ضعیف بردار حالت متشکل از پانزده متغیر شامل خطاهای موقعیت، سرعت خطی، زوایای اوایلر، بایاس شتاب‌سنج و بایاس ژيروسکوپ می‌باشد. همچنین، بردار اندازه‌گیری در مرحله بهنگام‌رسانی فیلتر کالمن شامل اختلاف موقعیت و سرعت بین GPS و INS است؛ اما در الگوریتم تلفیق داده اتصال قوی بردار حالت علاوه بر پانزده متغیر ذکر شده در اتصال ضعیف، شامل دو متغیر بایاس و رانش بایاس ساعت GPS نیز می‌باشد که برای مدل‌سازی دینامیک خطای اندازه‌گیری‌های GPS به این دو متغیر نیاز است. نتیجه تلفیق داده GPS و INS به این روش به حقیقت نزدیک‌تر است، اما در روش اتصال ضعیف نتیجه تلفیق، میانگین داده‌های GPS را دنبال می‌کند. در این معماری از اندازه‌گیری‌های خام GPS یعنی شبه‌فاصله و نرخ شبه‌فاصله به همراه اطلاعات نجومی ماهواره‌ها در مرحله به‌هنگام‌رسانی فیلتر کالمن استفاده شده است. اطلاعات نجومی ماهواره‌ها در واقع موقعیت و سرعت حرکت مداری آن‌هاست. دلیل مهمی که باعث می‌شود بخواهیم از اتصال قوی به‌جای اتصال ضعیف استفاده کنیم افزایش صحت تخمین است. همچنین، در این مقاله الگوریتم تلفیق با رویکرد ضعیف به‌صورت سخت‌افزاری پیاده‌سازی و تست خودروبی آن در دو سناریوی قطع و وصل GPS انجام شده است.

۲- مدل‌سازی سامانه ناوبری تلفیقی GPS/INS

در شکل ۱ بلوک دیاگرام معماری تلفیق INS/GPS با رویکرد اتصال قوی نشان داده شده است. در این معماری، معادلات دینامیکی فیلتر کالمن از مقادیر اندازه‌گیری شده توسط INS تشکیل شده است. همچنین، مشاهدات اندازه‌گیری‌های شبه‌فاصله و نرخ شبه‌فاصله هستند؛ در این بردار اندازه‌گیری، اختلاف میان مقادیر پیش‌بینی شده توسط INS و مقادیر اندازه‌گیری شده توسط GPS است. معادلات دینامیکی

INS با کاربرد پوشش دادن قطعی سیگنال GPS ارائه شده است. در مرجع [۱۳]، تلفیق داده GPS، INS و سرعت‌سنج با استفاده از فیلتر کالمن توسعه‌یافته مقاوم با رویکرد اتصال قوی انجام شده است. در مرجع [۱۴]، تلفیق داده با معماری اتصال فوق قوی برای مقابله با مسئله اخلاص برای ماهواره‌های بیدو انجام شده است. در مرجع [۱۵]، ارزیابی تأثیرات کیفیت حسگر IMU بر عملکرد الگوریتم تلفیق با معماری قوی انجام شده است.

در مرجع [۱۶]، استفاده از مغناطیس‌سنج سه محوره در روش تلفیق با معماری قوی برای بهبود تخمین خطاهای وضعیت و بایاس‌های حسگرها ارائه شده است. یکی از روش‌های موقعیت‌یابی رادیویی^۱ UWB است. در مرجع [۱۷]، تلفیق سیستم UWB با GPS و INS برای بهبود تخمین شبه‌فاصله‌ها و نرخ شبه‌فاصله‌ها با استفاده از فیلتر کالمن مقاوم ارائه شده است. در مراجع [۱۸، ۱۹]، ارزیابی عملکرد فیلتر کالمن مکعبی در تلفیق با معماری اتصال قوی در مقایسه با فیلتر کالمن توسعه‌یافته مرتبه اول برای زمان‌های قطعی GPS انجام شده است. اخیراً، استفاده از دوربین برای کاربردهای موقعیت‌یابی نیز مورد توجه گرفته است. تلفیق داده‌ی دوربین و چرخش‌سنج برای تخمین بایاس چرخش‌سنج در حرکت‌های پرشتاب نیز انجام شده است [۲۰]. استفاده از فیلتر غیرخطی^۲ SDRE برای افزایش دقت ناوبری و استفاده از حسگرهای موجود در گوشی‌های موبایل در مراجع [۲۱، ۲۲] ارائه شده است. همچنین تلفیق داده^۳ INS/GPS/PL با استفاده از یک فیلتر غیرخطی برای کاربرد فرود خودکار اجسام پرنده بدون سرنشین در مرجع [۲۳] انجام شده است. در مرجع [۲۴] از فیلتر ذره‌ای بی رد برای تلفیق اطلاعات با معماری قوی سیستم ناوبری اینرسی و رادیویی استفاده شده است. در مرجع [۲۵] از فیلتر کالمن مکعبی تطبیقی جهت تلفیق اطلاعات INS/GPS با معماری قوی استفاده شده است. فرآیند تطبیق به‌منظور افزایش قوام فیلتر نسبت به تغییر کواریانس خطای سنسورها در زمان ناوبری ارائه شده است.

¹ Ultra Wide Band (UWB)

² State Dependent Riccati Equation (SDRE)

³ Psuedo Lite (PL)

در رابطه (۶) رابطه‌ی بین خطای حالت و بردار اندازه‌گیری را مشاهده می‌کنید. در این رابطه $\delta \mathbf{z}_k$ بردار اندازه‌گیری‌ها، $\boldsymbol{\eta}_k$ بردار نویز اندازه‌گیری و \mathbf{H}_k ماتریس اندازه‌گیری می‌باشد. برای به دست آوردن ماتریس اندازه‌گیری \mathbf{H}_k می‌توان رابطه (۶) را به شکل زیر بازنویسی کرد به طوری که:

$$\delta \mathbf{z} = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{z}_\rho \\ \delta \mathbf{z}_{\dot{\rho}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\rho}_{INS} - \boldsymbol{\rho}_{GPS} \\ \dot{\boldsymbol{\rho}}_{INS} - \dot{\boldsymbol{\rho}}_{GPS} \end{bmatrix} \quad (7)$$

رابطه (۷) برای تعداد M ماهواره، به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

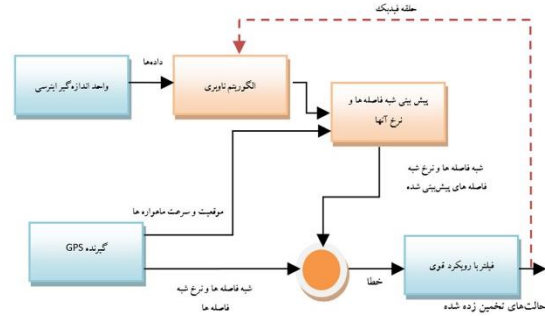
$$\begin{bmatrix} \delta z_\rho^1 \\ \delta z_\rho^2 \\ \vdots \\ \delta z_\rho^M \\ \delta z_{\dot{\rho}}^1 \\ \delta z_{\dot{\rho}}^2 \\ \vdots \\ \delta z_{\dot{\rho}}^M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho_{INS}^1 - \rho_{GPS}^1 \\ \rho_{INS}^2 - \rho_{GPS}^2 \\ \vdots \\ \rho_{INS}^M - \rho_{GPS}^M \\ \dot{\rho}_{INS}^1 - \dot{\rho}_{GPS}^1 \\ \dot{\rho}_{INS}^2 - \dot{\rho}_{GPS}^2 \\ \vdots \\ \dot{\rho}_{INS}^M - \dot{\rho}_{GPS}^M \end{bmatrix} \quad (8)$$

به طوری که مدل اندازه‌گیری برای خطاهای شبه‌فاصله و نرخ شبه‌فاصله در معادلات مرحله بهنگام‌رسانی فیلتر کالمن را می‌توان به شکل زیر بیان کرد.

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \rho_{INS}^1 - \rho_{GPS}^1 \\ \rho_{INS}^2 - \rho_{GPS}^2 \\ \vdots \\ \rho_{INS}^M - \rho_{GPS}^M \\ \dot{\rho}_{INS}^1 - \dot{\rho}_{GPS}^1 \\ \dot{\rho}_{INS}^2 - \dot{\rho}_{GPS}^2 \\ \vdots \\ \dot{\rho}_{INS}^M - \dot{\rho}_{GPS}^M \end{bmatrix}}_{\delta \mathbf{z}}_{2M \times 1} = \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{H}_{M \times 3}^\rho & \mathbf{0}_{M \times 3} & \mathbf{0}_{M \times 3} & -\mathbf{1}_{M \times 3} & \mathbf{0}_{M \times 1} \\ \mathbf{0}_{M \times 3} & \mathbf{H}_{M \times 3}^{\dot{\rho}} & \mathbf{0}_{M \times 9} & \mathbf{0}_{M \times 1} & -\mathbf{1}_{M \times 3} \end{bmatrix}}_{\mathbf{H}}_{2M \times 17} \delta \mathbf{x}_{17 \times 1} + \underbrace{\begin{bmatrix} \tilde{\boldsymbol{\epsilon}}_{\rho, M \times 1} \\ \boldsymbol{\epsilon}_{\dot{\rho}, M \times 1} \end{bmatrix}}_{\boldsymbol{\eta}}_{2M \times 1} \quad (9)$$

که در این روابط ρ_{GPS}^M فاصله گیرنده از m امین ماهواره، $\dot{\rho}_{GPS}^M$ نرخ فاصله گیرنده از m امین ماهواره می‌باشد.

خطی شده سیستم ناوبری اینرسی به صورت رابطه (۱) است [۲۶]:



شکل (۱): بلوک دیاگرام الگوریتم تلفیق داده با رویکرد اتصال قوی.

$$\delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F} \delta \mathbf{x} + \mathbf{G} \mathbf{u} \quad (1)$$

به طوری که

$$\delta \mathbf{x} = [\delta r^n \quad \delta v^n \quad e^n]^T$$

$$\delta \mathbf{r}^n = [\delta L \quad \delta l \quad \delta h]^T \quad (2)$$

$$\delta \mathbf{v}^n = [\delta v_N \quad \delta v_E \quad \delta v_D]^T$$

$$\mathbf{e}^n = [\delta \alpha \quad \delta \beta \quad \delta \gamma]^T$$

$$\mathbf{u} = [\delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \quad \delta \mathbf{f}^b]^T$$

$$\delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b = [\delta \omega_x \quad \delta \omega_y \quad \delta \omega_z]^T \quad (3)$$

$$\delta \mathbf{f}^b = [\delta f_x \quad \delta f_y \quad \delta f_z]^T$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} -\mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^n \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{rr} & \mathbf{F}_{rv} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{F}_{vr} & \mathbf{F}_{vv} & (\mathbf{f}^n \times) \\ \mathbf{F}_{er} & \mathbf{F}_{ev} & -(\boldsymbol{\omega}_n^b \times) \end{bmatrix} \quad (5)$$

در روابط بیان شده $\delta \mathbf{x}$ بردار خطای حالت، $\delta \mathbf{r}^n$ بردار خطای مکانی، $\delta \mathbf{v}^n$ بردار خطای سرعت در دستگاه محلی برحسب متر بر ثانیه، \mathbf{e}^n بردار خطای زوایای اویلر برحسب درجه، \mathbf{u} بردار خطاهای ژيروسکوپ و شتاب‌سنج می‌باشد، \mathbf{C}_b^n ماتریس تبدیل مختصات از بدنی به محلی و \mathbf{F} ماتریس دینامیک خطای حالت می‌باشد. همچنین، مدل اندازه‌گیری برای تلفیق اطلاعات به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\delta \mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \delta \mathbf{x}_k + \boldsymbol{\eta}_k \quad (6)$$

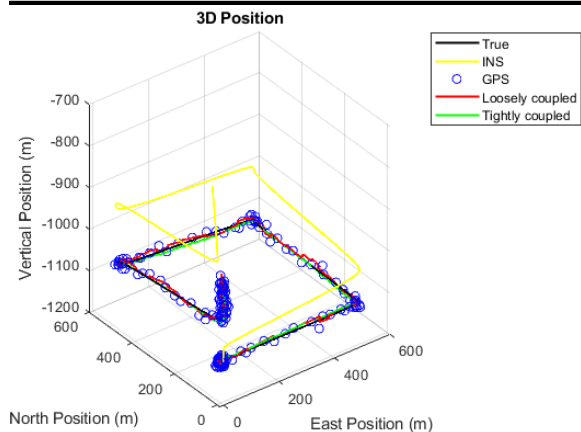
دو رویکرد تلفیق نشان شده است. مقایسه این نتایج نشان می‌دهد که با روش اتصال قوی خطای کمتری حاصل شده است.

جدول (۱): شرایط اولیه شبیه‌سازی

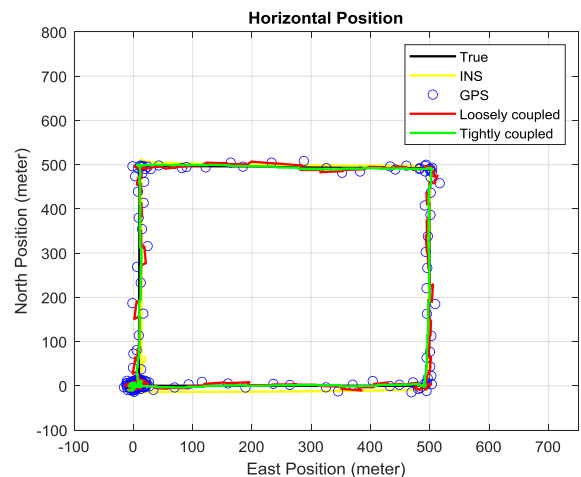
موقعیت اولیه	طول مسیر	عرض مسیر	ارتفاع مسیر	زمان ناوبری
(۰,۰,۱۱۰۰)	۵۰۰ متر	۵۰۰ متر	۰ متر	۲۰۰ ثانیه

جدول (۲): مقادیر RMS خطای موقعیت برای دو رویکرد ضعیف و قوی

	RMS خطای رویکرد ضعیف (m)	RMS خطای رویکرد قوی (m)
خطای محور X	۴/۹	۲/۶
خطای محور Y	۴	۲/۹
خطای محور Z	۵	۳/۹



شکل (۲): مسیر حرکت سه‌بعدی جسم متحرک.



شکل (۳): مسیر حرکت دوبعدی جسم متحرک.

$$\delta \mathbf{x}^{-}(k+1) = \mathbf{F}(k) \delta \mathbf{x}^{+}(k) \quad (10)$$

$$\mathbf{P}^{-}(k+1) = \mathbf{F}(k) \mathbf{P}^{+}(k) \mathbf{F}^T(k) + \mathbf{Q}(k) \quad (11)$$

$$\mathbf{K} = \mathbf{P}^{-}(k+1) \mathbf{H}^T(k) (\mathbf{H}(k) \mathbf{P}^{-}(k+1) \mathbf{H}(k) + \mathbf{R})^{-1} \quad (12)$$

$$\delta \mathbf{x}^{+}(k+1) = \delta \mathbf{x}^{-}(k+1) + \mathbf{K}(\delta \mathbf{z}(k+1) - \mathbf{H} \delta \mathbf{x}^{-}(k+1)) \quad (13)$$

$$\mathbf{P}^{+}(k+1) = (\mathbf{I} - \mathbf{K} \mathbf{H}(k)) \mathbf{P}^{-}(k+1) \quad (14)$$

که در این روابط \mathbf{P} ماتریس کواریانس خطای حالت، \mathbf{Q} ماتریس کواریانس نویز حالت، \mathbf{R} ماتریس کواریانس خطای اندازه‌گیری، \mathbf{K} ماتریس بهره کالمن می‌باشد.

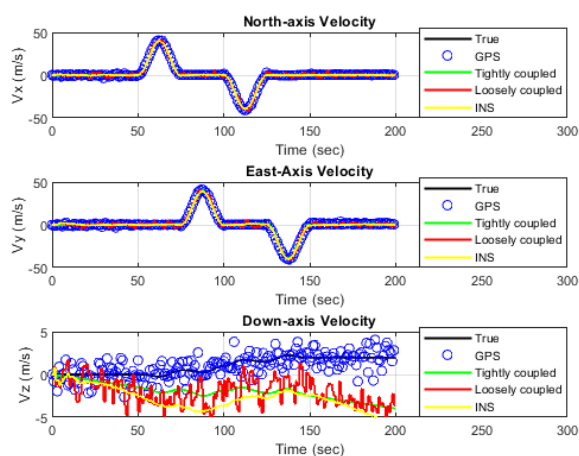
۳- نتایج شبیه‌سازی و پیاده‌سازی الگوریتم

در این بخش نتایج حاصل از شبیه‌سازی و پیاده‌سازی تست خودرویی الگوریتم‌های تلفیق با رویکرد اتصال قوی و ضعیف بیان شده است. منحنی مسیر طی شده برای وسیله متحرک مطابق شکل ۲ است. ماتریس کواریانس نویز حالت و خطای اندازه‌گیری بر اساس مقادیر نویز حسگرها، طبق برگه اطلاعات IMU ICM20602 و GPS NEO m8p، مطابق جدول الف موجود در پیوست مقداردهی شده است. این حسگر IMU و گیرنده GPS در سخت‌افزار سیستم ناوبری تلفیقی نیز استفاده شده است. در این مسیر ابتدا جسم به سمت شمال جغرافیایی حرکت کرده پس از طی ۵۰۰ متر به میزان ۹۰ درجه نسبت به شمال چرخیده و ۹۰ متر دیگر به سمت شرق حرکت کرده و نیز دوباره ۹۰ متر دیگر نسبت به شمال چرخیده و این کار تا جایی تکرار می‌شود که به نقطه شروع برسد. نرخ داده‌برداری IMU در این تست ۱۰۰ هرتز است. زمان کل اجرای این تست ۲۰۰ ثانیه است (جدول ۱). در شکل ۳ موقعیت دوبعدی مسیر حرکت جسم نشان داده شده است. مقادیر واقعی، اندازه‌گیری شده و نتایج تلفیق با دو رویکرد قوی و ضعیف برای موقعیت در سه راستای x، y و z در شکل ۴ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود خروجی INS بعد از مدت کوتاهی واگرا شده است. این در حالی است که خروجی تلفیق نزدیک به مقدار واقعی قرار دارد. همچنین، در فواصل بین دو داده GPS میزان واگرایی در روش اتصال قوی از اتصال ضعیف کمتر است. در جدول ۲ مقادیر RMS خطای موقعیت برای

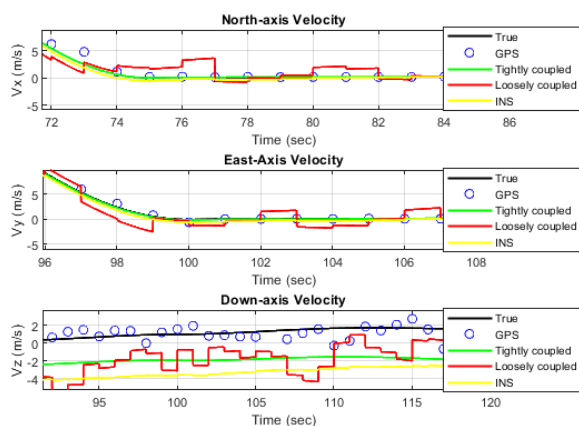
دینامیکی با میزان رؤیت پذیری پایین محسوب می‌شوند. در زوایای غلت و فراز پراکندگی داده نسبتاً بیشتر است. اما در زاویه سمت تخمین بهتری به دست آمده است.

جدول (۳): مقادیر RMS خطای سرعت برای دو رویکرد ضعیف و قوی

خطای RMS رویکرد قوی (m/s)	خطای RMS رویکرد ضعیف (m/s)
۰/۳	۱/۷
۰/۶	۱/۷
۳/۵	۴/۳



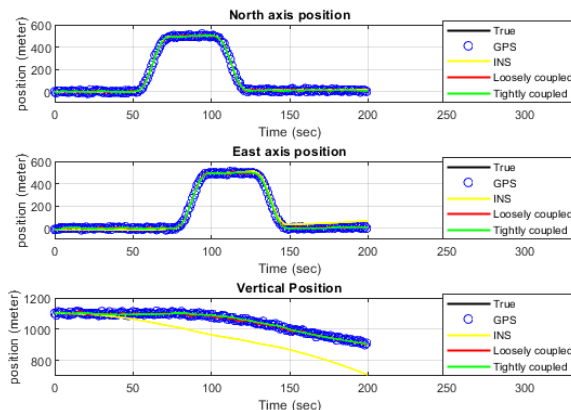
(الف)



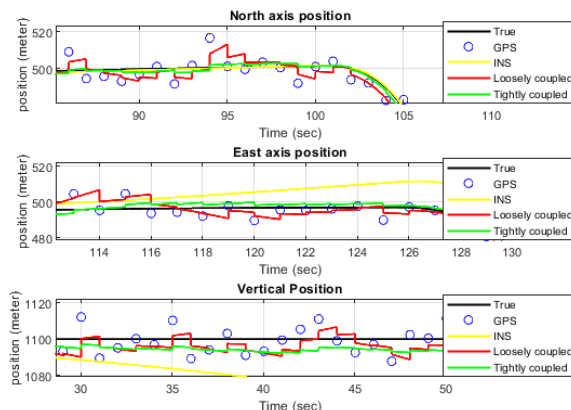
(ب)

شکل (۵): (الف) سرعت در راستای x، y و z؛ (ب)

بزرگنمایی شده بخشی از سیگنال سرعت در راستای x، y و z.



(الف)



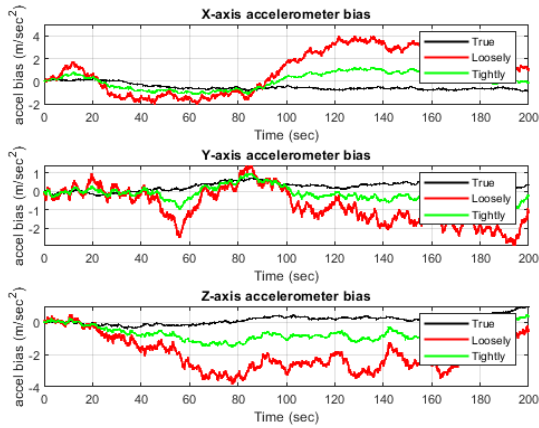
(ب)

شکل (۴): (الف) موقعیت در راستای x، y و z؛ (ب)

بزرگنمایی شده بخشی از سیگنال موقعیت در راستای x، y و z.

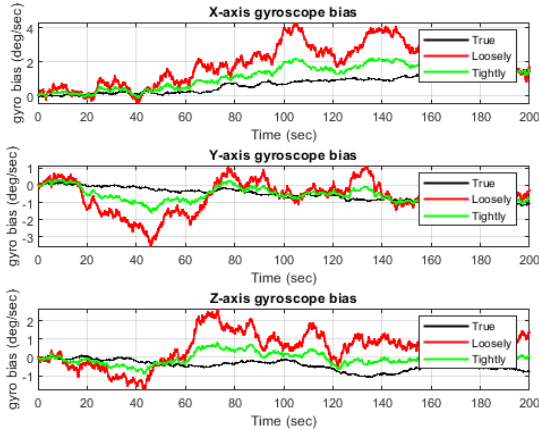
در شکل ۵ نتایج تخمین سرعت در سه کانال نشان داده شده است. همان‌طور که نتایج نشان می‌دهد، میزان پراکندگی در تخمین سرعت در روش اتصال قوی کمتر از روش اتصال ضعیف است؛ اما در کانال عمودی تخمین سرعت کمی از سرعت حقیقی فاصله دارد. این مشکل تا حدودی به ناپایداری ذاتی کانال ارتفاع برمی‌گردد. می‌توان این مشکل را با زیاد کردن درایه مربوط به واریانس خطای سرعت در ماتریس R تا حدودی حل کرد. اما این کار منجر به پرش زیاد در نتیجه تخمین سرعت می‌شود. همچنین، نتایج RMS خطای حاصل از تخمین سرعت نیز در جدول ۳ آورده شده است. طبق این جدول نتایج حاصل از تخمین به روش اتصال قوی بهتر است. در شکل ۶ نتایج تخمین وضعیت (زوایای اوپلر) نشان داده شده است. زوایای اوپلر از مدهای

منحنی تخمین سرعت در کانال عمودی نیز میزانی واگرایی دارد.

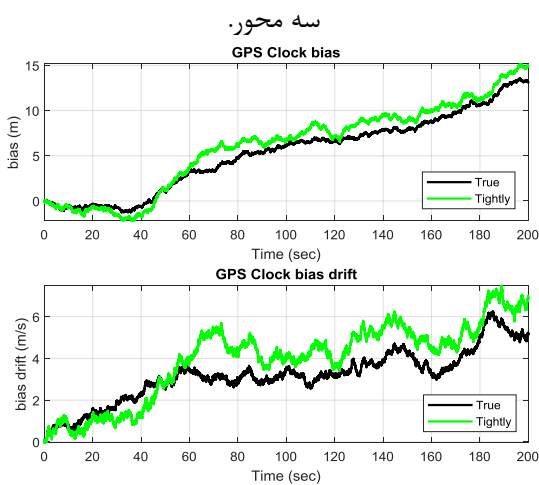


شکل (۷): مقادیر واقعی و تخمین زده شده بایاس

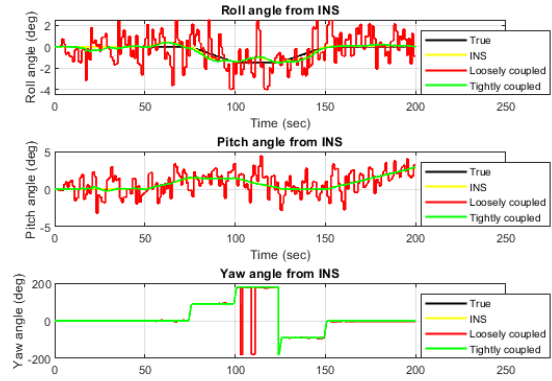
شتاب سنج در سه محور.



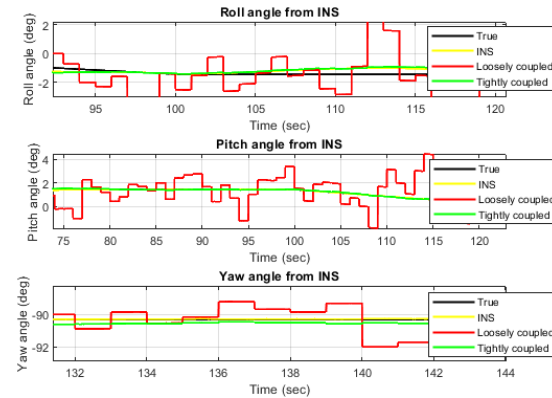
شکل (۸): مقادیر واقعی و تخمین زده شده بایاس ژایرو در سه محور.



شکل (۹): مقادیر واقعی و تخمین زده شده بایاس و رانش بایاس ساعت GPS.



(الف)



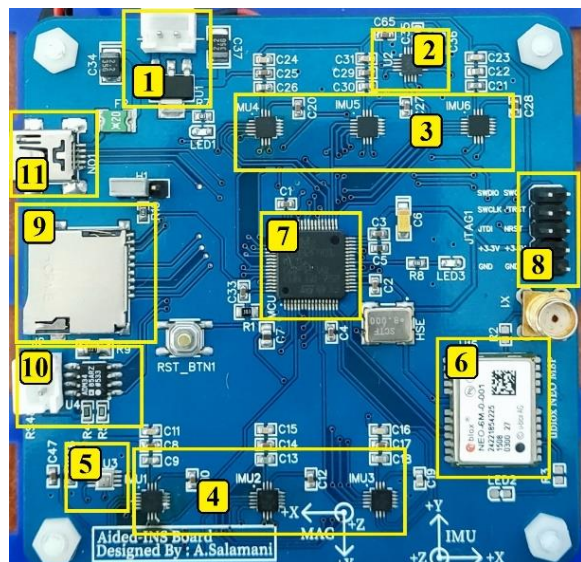
(ب)

شکل (۶): (الف) زوایای غلت، فراز و سمت (ب) بزرگنمایی

شده بخشی از سیگنال زوایا z

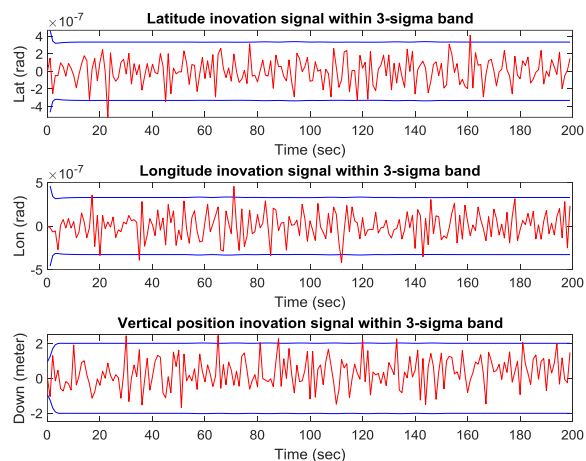
در شکل های ۷ و ۸ مقادیر واقعی و تخمین زده شده بایاس شتاب سنج ها و ژيروسکوپ ها در سه محور با دو رویکرد اتصال قوی و ضعیف نشان داده شده است. نتایج نشان می دهد رویکرد اتصال قوی تخمین بهتری از بایاس ها داشته است. در شکل ۹ مقادیر واقعی و تخمین زده شده بایاس و رانش بایاس ساعت GPS نشان داده شده است. در شکل های ۱۰ و ۱۱ منحنی های سیگنال ابداع در باند سه سیگما، باند سه سیگما برابر است با جذر قطر اصلی ماتریس کواریانس خطای حالت، برای موقعیت و سرعت نشان داده شده اند. سیگنال ابداع کیفیت تخمین را نشان می دهد. مهم است که این سیگنال در باند سه سیگما، همان جذر درایه های قطر اصلی ماتریس کواریانس تخمین بردار حالت، قرار گیرد. نتایج نشان می دهد که در تمامی حالت ها سیگنال ابداع در این محدوده قرار می گیرد؛ اما در کانال سرعت عمودی میزانی واگرایی وجود دارد که طبق انتظار است چراکه

می‌باشد. داده‌های سنسورها بعد از نمونه‌برداری از طریق این درگاه با نرخ ۱۰۰ هرتز به کامپیوتر ارسال می‌شود. همچنین نرخ داده دهی گیرنده GPS تا ۱۰ هرتز قابل تنظیم می‌باشد. سخت‌افزار این سامانه در شکل ۱۲ نشان داده شده است.

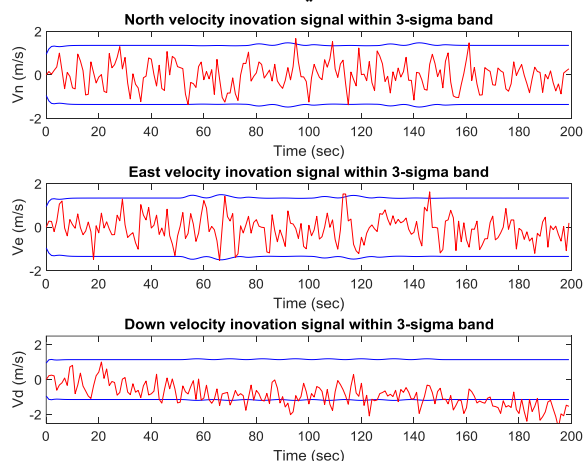


شکل (۱۲): سخت‌افزار سامانه ناوبری تلفیقی (شامل اجزای ۱-رگلاتور برق ورودی؛ ۲-مغناطیس‌سنج سه محوره؛ ۳ و ۴-ژیروسکوپ و شتاب‌سنج سه محوره؛ ۵-ارتفاع‌سنج؛ ۶-گیرنده GPS؛ ۷-پردازنده آرم؛ ۸-درگاه برنامه‌ریزی JTAG؛ ۹-کارت حافظه؛ ۱۰-درگاه RS485؛ ۱۱-درگاه USB2).

تست خودرویی برای مدت‌زمان ۳۰۷ ثانیه انجام شده است که نتایج آن در شکل‌های ۱۳ تا ۱۶ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود خروجی تلفیق در کانال‌های موقعیت و سرعت در میانگین داده‌های GPS قرار دارد که مؤید کارکرد خوب الگوریتم پیاده شده در تست خودرویی است. در ادامه برای بررسی عملکرد الگوریتم ارائه شده، نتایج تست خودرویی در زمان قطع داده GPS برای مدت محدود ارائه شده است. نتایج این سناریو در شکل‌های ۱۷ تا ۲۰ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در زمان قطعی داده GPS خطای تلفیق شروع به افزایش می‌کند و در زمان وصل شدن با اولین داده GPS خطای ناوبری به کمترین مقدار خود رسیده و تخمین درستی از متغیرهای ناوبری زده می‌شود.



شکل (۱۰): سیگنال‌های ابداع مربوط به موقعیت در باند سه سیگما.

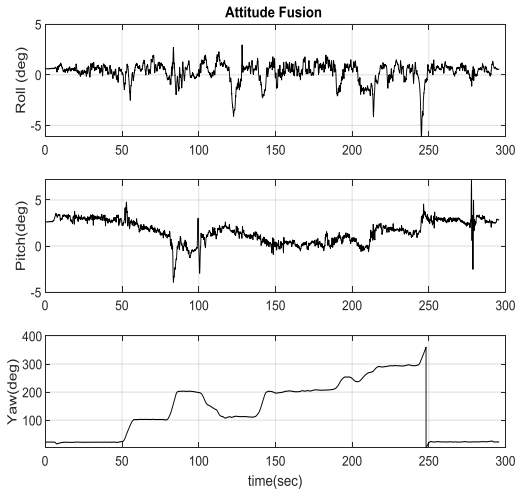


شکل (۱۱): سیگنال‌های ابداع مربوط به سرعت در باند سه سیگما.

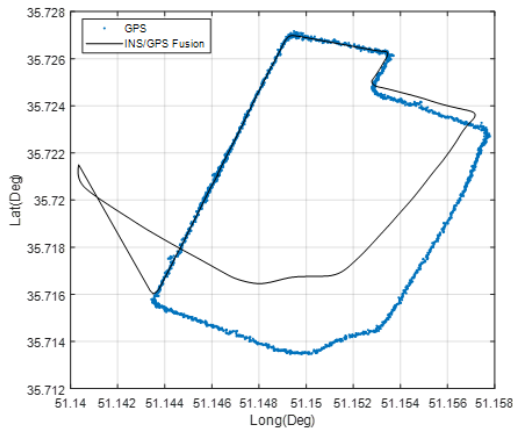
همان‌طور که بیان شد این مشکل تا حدودی به ناپایداری ذاتی کانال ارتفاع برمی‌گردد. می‌توان این مشکل را با زیاد کردن درایه مربوط به واریانس خطای سرعت در ماتریس R تا حدودی حل کرد.

۳-۱ پیاده‌سازی سخت‌افزاری الگوریتم تلفیق با معماری ضعیف

سامانه ناوبری تلفیقی شامل واحد اینرسی ICM20602، گیرنده GPS ublox neo m8p است. پردازنده‌ی این برد، آرم سری STM32F401RET6 و فرکانس کاری آن ۸۴ مگاهرتز است. این برد توسط درگاه JTAG برنامه‌ریزی می‌شود. همچنین درگاه ارتباطی آن با کامپیوتر ذخیره کننده داده

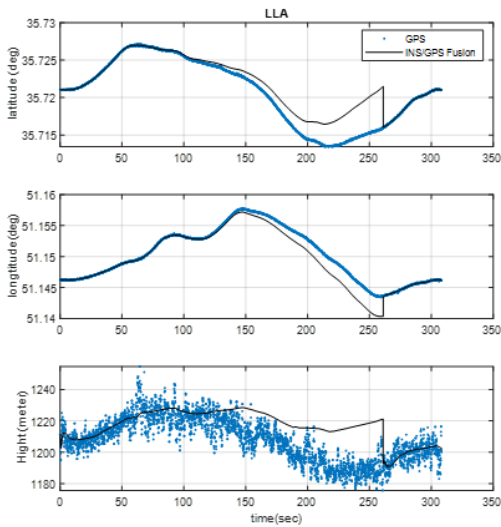


شکل (۱۶): زوایای اوپلر در تست خودرویی.



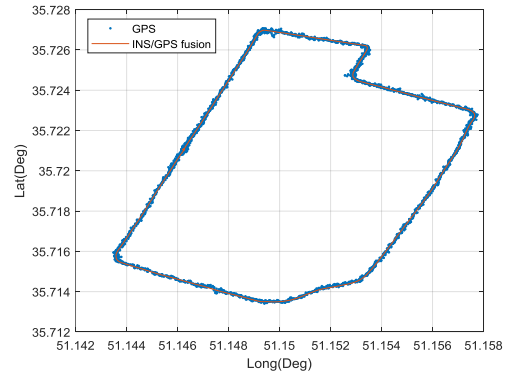
شکل (۱۷): مسیر حرکت شامل خروجی تلفیق و GPS در

زمان قطعی GPS.



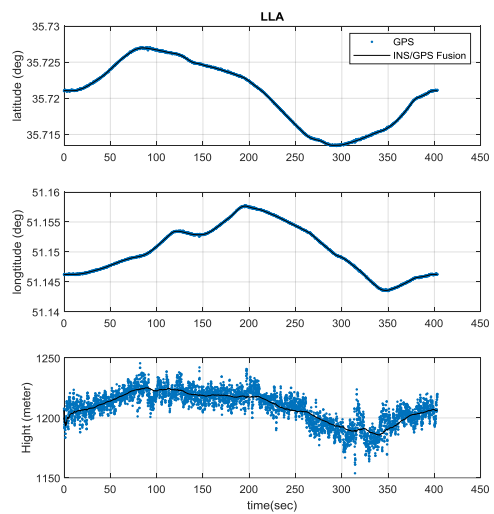
شکل (۱۸): طول، عرض و ارتفاع جغرافیایی در تست قطعی

GPS.



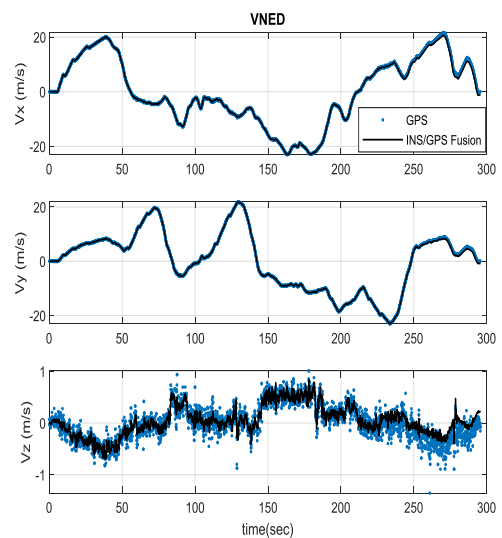
شکل (۱۳): مسیر حرکت شامل خروجی تلفیق و GPS در

تست خودرویی.



شکل (۱۴): طول، عرض و ارتفاع جغرافیایی در تست

خودرویی.

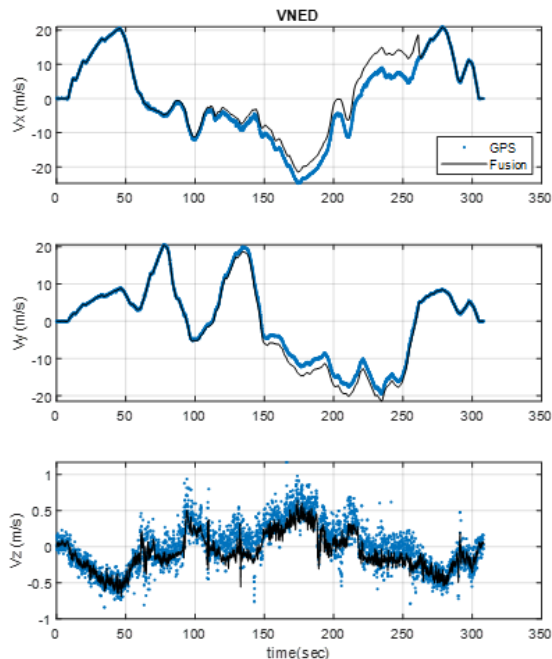


شکل (۱۵): سرعت‌ها در تست خودرویی.

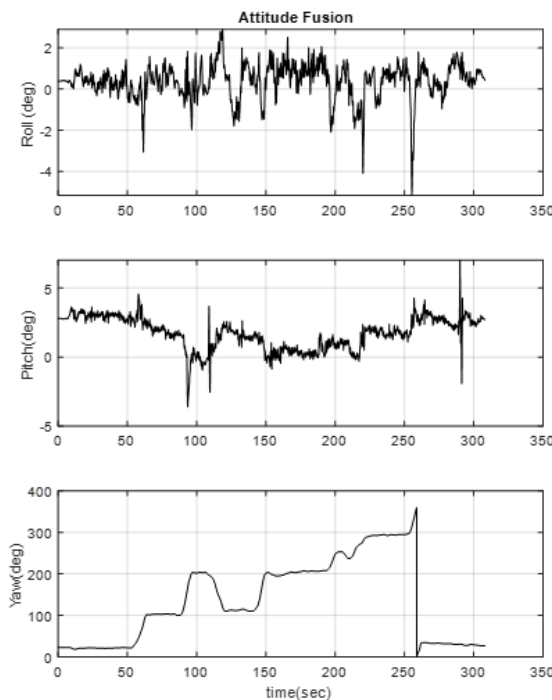
از فیلتر کالمن توسعه یافته برای فرمول‌بندی استفاده شد. در روش اتصال ضعیف از شش اندازه‌گیری GPS که شامل بردار موقعیت و بردار سرعت است استفاده شد. در حالی که، در روش اتصال قوی از اندازه‌گیری‌های خام GPS به همراه اطلاعات نجومی ماهواره‌ها، شامل: موقعیت و سرعت حرکت ماهواره‌ها، استفاده شد. همچنین، الگوریتم تلفیق با رویکرد ضعیف به صورت سخت‌افزاری پیاده‌سازی و تست خودرویی آن در دو سناریوی قطع و وصل GPS انجام شد. نتایج قطعی GPS در زمان محدود نشان می‌دهد الگوریتم دارای قوام است. همان‌طور که نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان دادند در تمامی متغیرهای حالت خطای تخمین نسبت به INS تنها بسیار کمتر شده است. به علت وجود اندازه‌گیری‌های بیشتر در روش تلفیق داده با معماری اتصال قوی نسبت به ضعیف، این معماری عملکرد بهتری داشته است. روش تلفیق داده با معماری اتصال قوی سرعت محاسبات کندتری نسبت به روش تلفیق داده با معماری اتصال ضعیف دارد.

۵- فهرست علائم

بردار خطای حالت	δx
بردار خطای موقعیت	δr^n
بردار خطای سرعت	δv^n
بردار خطای زوایای اوپلر	e^n
بردار خطاهای ژيروسکوپ و شتاب‌سنج	u
ماتریس تبدیل مختصات از بدنی به محلی	C_b^n
ماتریس دینامیک خطای حالت	F
بردار اندازه‌گیری‌ها	δz_k
بردار نویز اندازه‌گیری	η_k
ماتریس اندازه‌گیری	H_k
فاصله گیرنده از m امین ماهواره	ρ_{GPS}^M
ماتریس کواریانس خطای حالت	P
ماتریس کواریانس نویز حالت	Q



شکل (۱۹): سرعت‌ها در تست قطعی GPS.



شکل (۲۰): زوایای اوپلر در تست قطعی GPS.

۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله برای تلفیق داده‌های INS/GPS دو معماری اتصال ضعیف و قوی ارائه و ارزیابی شدند که در هر دو روش

Chinese Journal of Aeronautics. 2018;31(3):556-66.

[11] Zhao X, Li J, Yan X, Ji S. Robust adaptive cubature Kalman filter and its application to ultra-tightly coupled SINS/GPS navigation system. Sensors. 2018;18(7):2352.

[12] Chiang K-W, Tsai G-J, Chang H, Joly C, Ei-Sheimy N. Seamless navigation and mapping using an INS/GNSS/grid-based SLAM semi-tightly coupled integration scheme. Information Fusion. 2019;50:181-96.

[13] Zhang P, Hancock CM, Lau L, Roberts GW, de Ligt H. Low-cost IMU and odometer tightly coupled integration with Robust Kalman filter for underground 3-D pipeline mapping. Measurement. 2019;137:454-63.

[14] Xie F, Sun R, Kang G, Qian W, Zhao J, Zhang L. A jamming tolerant BeiDou combined B1/B2 vector tracking algorithm for ultra-tightly coupled GNSS/INS systems. Aerospace Science and Technology. 2017;70:265-76.

[15] Gao Z, Ge M, Shen W, Li Y, Chen Q, Zhang H, et al. Evaluation on the impact of IMU grades on BDS+ GPS PPP/INS tightly coupled integration. Advances in Space Research. 2017;60(6):1283-99.

[16] Nguyen H-D, Nguyen V-H, Nguyen H-V, editors. Tightly-coupled INS/GPS integration with magnetic aid. 2017 2nd International Conference on Control and Robotics Engineering (ICCRE); 2017: IEEE.

[17] Li Z, Chang G, Gao J, Wang J, Hernandez A. GPS/UWB/MEMS-IMU tightly coupled navigation with improved robust Kalman filter. Advances in Space Research. 2016;58(11):2424-34.

[18] Tseng C-H, Lin S-F, Jwo D-J. Fuzzy adaptive cubature Kalman filter for integrated navigation systems. Sensors. 2016;16(8):1167.

[19] A. Ramezani JZPD, and M. S. Ph.D. Performance improvement of the inertial navigation system using unscented and cubature Kalman filters. Shiraz Univ Technol. 2013.

[20] Nazemipour A, Manzuri MT, Kamran D, Karimian M. MEMS gyro bias estimation in accelerated motions using sensor fusion of camera and angular-rate gyroscope. IEEE Transactions on Vehicular Technology. 2020;69(4):3841-51.

[21] M. Alinezhad DHK, and Dr. Gholamreza Akbarizadeh. Design and construction inertial

اتریس کواریانس خطای اندازه گیری **R**

ماتریس بهره کالمن **K**

۶-مراجع

[1] Jekeli C. Inertial navigation systems with geodetic applications. Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications: de Gruyter; 2012.

[2] Norouz M, Ebrahimi M, Arbabmir M. A Review of Integrated Navigation System GPS/INS Methods and Study of New Approaches in This Field. Journal of Mechanical Engineering. 2018;48(3):365-9.

[3] M. Norouzi ME, and M. Arbabmir. A review of newly developed algorithms in GPS/INS integration. Int Aerosp Conf Iran. 2017.

[4] Wang M, Wu W, Zhou P, He X. State transformation extended Kalman filter for GPS/SINS tightly coupled integration. Gps Solutions. 2018;22(4):1-12.

[5] Li T, Zhang H, Gao Z, Chen Q, Niu X. High-accuracy positioning in urban environments using single-frequency multi-GNSS RTK/MEMS-IMU integration. Remote sensing. 2018;10(2):205.

[6] Li W, Li W, Cui X, Zhao S, Lu M. A Tightly Coupled RTK/INS Algorithm with Ambiguity Resolution in the Position Domain for Ground Vehicles in Harsh Urban Environments. Sensors (14248220). 2018;18.(v)

[7] Tawk Y, Tomé P, Botteron C, Stebler Y, Farine P-A. Implementation and performance of a GPS/INS tightly coupled assisted PLL architecture using MEMS inertial sensors. Sensors. 2014;14(2):3768-96.

[8] Wendel J, Trommer GF. Tightly coupled GPS/INS integration for missile applications. Aerospace Science and Technology. 2004;8(7):627-34.

[9] Falco G, Pini M, Marucco G. Loose and tight GNSS/INS integrations: Comparison of performance assessed in real urban scenarios. Sensors. 2017;17(2):255.

[10] Houzeng H, Jian W, Mingyi D. GPS/BDS/INS tightly coupled integration accuracy improvement using an improved adaptive interacting multiple model with classified measurement update.

navigation system. Shahid Chamran Univ Ahvaz., 2015.

[22] N. Moazzen DHK, and D. K. Ansari. Navigation Accuracy Enhancement of Integrated GPS/INS System using Nonlinear SDRE Filtering. Shahid Chamran Univ Ahvaz., 2016.

[23] M. M. H. Darani DHN, and D. H. G. Asl. Nonlinear Filters Applied to Tightly Coupled Integration of INS/GPS/PL for Precise Navigation in Automatic Landing of UAVs. Sharif Univ Technol. 2015.

[24] Ren J, Zi J, Guan H, Li J, editors. Design of an Ultra-Tightly Coupled Integrated INS/GPS Navigation System Based on UPF. 2020 27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS); 2020: IEEE.

[25] Gao B, Hu G, Zhong Y, Zhu X. Cubature Kalman filter with both adaptability and robustness for tightly-coupled GNSS/INS integration. IEEE Sensors Journal. 2021;21(13):14997-5011.

[26] Zhang J, Zhang T, Jiang X, Wang S, editors. Tightly coupled GPS/INS integrated navigation algorithm based on Kalman filter. 2012 Second International Conference on Business Computing and Global Informatization; 2012: IEEE.

پیوست:

جدول (الف): مقادیر خطای GPS و IMU

واحد	مقدار	GPS	واحد	مقدار	ژیروسکوپ	واحد	مقدار	شتاب سنج
m	۲/۵	دقت موقعیت	$\frac{^{\circ}}{h}$	۱۰	پایداری بایاس	$\frac{m/s}{h}$	۱۰	پایداری بایاس
m/s	۰/۵	دقت سرعت	$\frac{^{\circ}}{s}$ \sqrt{Hz}	۰/۰۰۴	نویز	$\frac{\mu g}{\sqrt{Hz}}$	۱۰۰	نویز
Hz	۱	نرخ داده	$\frac{m}{s^2}$	۰/۰۰۲۴	وضوح داده	$\frac{^{\circ}}{s}$	۰/۰۱۵	وضوح داده
-	۶	تعداد ماهواره	Hz	۱۰۰	نرخ داده	Hz	۱۰۰	نرخ داده



Implementation of GPS / INS Fusion Algorithm Using GPS Pseudo-Range

Nematollah Ghahremani¹, Saeed Nasrollahi^{2*}, Alireza Salmani³

¹ Associate Professor, Faculty of Electrical and Computer Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.

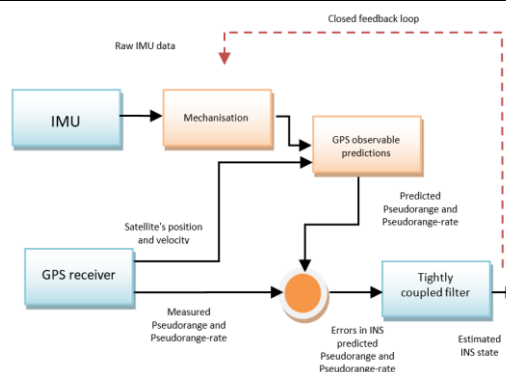
² Assistant Professor, Faculty of Electrical and Computer Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.

³ M.Sc. Student, Faculty of Electrical and Computer Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.

HIGHLIGHTS

- Estimation of position, velocity, and attitude using measurement of GPS pseudo range
- Estimation of GPS biase and GPS biase drift
- hardware implementation and car testing
- Robustness of the algorithm against GPS disconnection in limited time.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 23 July 2022

Received in revised form: 8 August 2022

Accepted: 12 September 2022

Available online: 18 October 2022

*Correspondence:

nasrollahi@mut.ac.ir

How to cite this article:

N. Ghahremani, S. Nasrollahi, A. Salmani. Implementation of GPS / INS Fusion Algorithm Using GPS Pseudo Range. Journal of Aerospace Mechanics. 2022; 18(4):105-118.

Keywords:

Inertial navigation
Radio navigation
Kalman filter
Data fusion
Pseudo-range

ABSTRACT

The navigation system of vehicles calculates the speed, position and attitude of the moving device relative to a reference frame and provides it to the guidance system. One of the most widely used navigation systems is the inertial navigation system. Due to the increasing error of the navigation system over time, the integrated navigation system is usually used for long-term navigation. One of the most common integrated navigation systems is the INS integrated navigation system with GPS, each of them which has advantages and disadvantages that cover the other. In this paper, two GPS and INS data integration algorithms with loosely and tightly coupled integration are implemented and compared. In the loosely coupled method, GPS measurements include positions and speeds. In the tightly coupled method, a model for GPS error is considered, which includes bias dynamics and GPS clock drift. The result of combining GPS and INS data in this way is closer to the truth, but in the method of loosely coupled, the result of the combination follows the average of GPS data. In the implementation of the combined algorithm with tightly coupled, raw GPS data is used, which is pseudo-range and pseudo-range rate along with astronomical information. In this paper, an extended Kalman filter is used to integrate the data of two measurement data. The simulation results show the superiority of tightly over loosely connection performance. Also, the integration algorithm with a loosely approach has been implemented in hardware and car testing has been done in two scenarios of connecting and disconnecting GPS.

