

الگوریتم ناوبری تلفیقی ارزان قیمت SINS/GPS تقویت شده با تخمین وضعیت از روش AHRS

دانشجوی دکتری، دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران

حسین نورمحمدی

دانشیار، دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران

جعفر کیقبادی*

چکیده

در این مقاله به ارزیابی الگوریتم جدیدی برای بهبود عملکرد سامانه‌های ناوبری اینرسی کلاسیک و سنتی SINS/GPS به ویژه در تخمین زوایای تراز و سمت از شمال پرداخته می‌شود. الگوریتمی جامع برای استفاده‌ی بهینه از ناوبری تعیین سمت و تراز AHRS در سامانه‌ی ناوبری اینرسی تلفیقی طراحی می‌شود. روش تخمین حالت در الگوریتم پیشنهادی شامل فیلتر دو مرحله‌ای است. فیلتر اول روی سامانه‌ی AHRS اجرا می‌شود و پارامترهای وضعیت تخمین زده می‌شوند. خروجی فیلتر اول به سامانه‌ی SINS/GPS تزریق می‌شود. سپس، با اعمال فیلتر دوم پارامترهای موقعیت و سرعت تخمین زده می‌شوند. الگوریتم پیشنهادی با پیاده‌سازی در تست خودرویی مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

واژه‌های کلیدی: سامانه‌ی ناوبری اینرسی تلفیقی، ناوبری ارزان قیمت، سامانه‌ی تعیین سمت و تراز، تخمین حالت، حسگرهای اینرسی میکروالکترومکانیکی.

Low-cost Integrated SINS/GPS Navigation Algorithm Enhanced By AHRS-Based Orientation Estimation

H. Nourmohammadi Faculty of Mechanical Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran

J. Keighobadi Faculty of Mechanical Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran

Abstract

The paper aims to develop a new algorithm to enhance the performance of the classic and traditional SINS/GPS navigation systems, particularly in attitude and heading angles estimation. A comprehensive algorithm is designed for utilization of AHRS navigation in the integrated inertial navigation system. State estimation method in the proposed algorithm contains two-step filter. The first filter is located out on the AHRS system and the orientation parameters are estimated. The outputs of this filter are fed into the SINS/GPS system. Then, the second filter is implemented and the position and velocity parameters are estimated. The performance of the proposed algorithm is assessed through vehicular test.

Keywords: Integrated inertial navigation system, Low-cost navigation, AHRS system, State estimation, MEMS-grade inertial sensors.

تلفیق سامانه‌ی SINS با یک سامانه‌ی کمک-ناوبری نظیر سامانه‌ی موقعیت‌یابی جهانی^۳ مطرح می‌شود. در جدول (۱) عملکرد سامانه‌های ناوبری SINS و GPS با یکدیگر مقایسه شده‌اند. انگیزه‌ی اصلی طراحی سامانه‌ی ناوبری تلفیقی SINS/GPS، وجود خصوصیات متمم یکدیگر در این سامانه‌ها است [۲]. مزیت اصلی الگوریتم‌های ناوبری اینرسی تلفیقی، فراهم آوردن شرایطی برای بهره‌مندی همزمان از مزایای نسبی هر یک از سامانه‌های ناوبری SINS و GPS و همچنین پوشش معایب نسبی هر کدام از آنها است. فیلتر تخمین‌زن کالمن، پرکاربردترین فیلتری است که برای تلفیق سامانه‌ی SINS با سامانه‌ی GPS مورد استفاده قرار می‌گیرد [۳].

۱- مقدمه

امروزه حسگرها و تجهیزات متنوعی برای اندازه‌گیری شتاب، موقعیت مرکز جرم و سرعت زوایای یک جسم متحرک ارائه شده‌اند. یکی از حوزه‌های علمی و فنی بسیار مهم در زمینه‌ی ناوبری که در کاربردهای علمی و صنعتی از جمله صنعت هوافضا، خودرو، دریایی، رباتیک و غیره بسیار مورد توجه است، استفاده‌ی مناسب از این تجهیزات و خروجی حسگرهای مختلف به منظور تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله‌ی مورد نظر در هر لحظه از حرکت است. انجام کارهایی نظیر برنامه‌ریزی مسیر، هدایت و کنترل نیز مستلزم در اختیار داشتن اطلاعات ناوبری صحیحی از سامانه‌ی مورد نظر است. با پیدایش حسگرهای اینرسی ارزان قیمت میکروالکترومکانیکی^۱، سامانه‌های ناوبری اینرسی تحلیلی^۲ توجه زیادی را به خود جلب کرده‌اند. به ویژه، زمانی که جرم و هزینه دو فاکتور تاثیرگذار در توسعه‌ی یک سامانه‌ی ناوبری باشند، ضرورت بکارگیری حسگرهای اینرسی از نوع MEMS بیش از پیش آشکار می‌شود. اما چالش اساسی در این زمینه، دقت پایین این دسته از حسگرهای اینرسی است که منجر به رشد سریع خطای ناوبری در سامانه‌های SINS می‌شود [۱]. به همین خاطر،

جدول ۱- مقایسه‌ی سامانه‌های SINS و GPS

خصوصیات	سامانه‌ی SINS	سامانه‌ی GPS
نرخ داده برداری	بالا (تا ۱۰۰۰ هرتز)	پایین (کمتر از ۲۰ هرتز)
دقت کوتاه مدت	بالا	بالا
دقت بلند مدت	پایین	بالا
وابستگی	عدم وابستگی	وابسته به محیط خارجی
ناوبری پیوسته	بلی	خیر

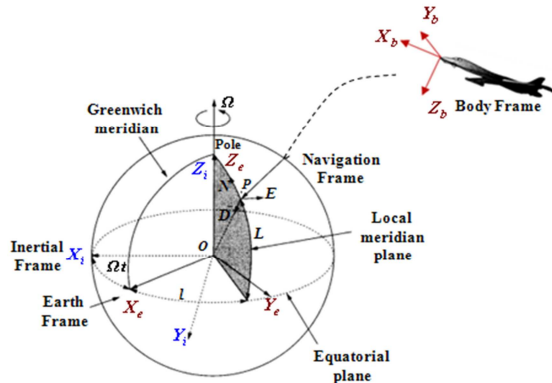
^۱ Micro-Electro Mechanical System (MEMS)

^۲ Strap-down Inertial Navigation Systems (SINS)

^۳ Global Positioning System (GPS)

۲- معادلات ناوبری اینرسی

قبل از آنکه معادلات ناوبری اینرسی بیان شوند، ابتدا لازم است که دستگاه‌های مختصات مختلف در ناوبری اینرسی معرفی شوند. این دستگاه‌ها شامل دستگاه اینرسی، دستگاه زمینی، دستگاه ناوبری و دستگاه بدنه هستند. استاندارد تعریف این دستگاه‌ها در این متن، منطبق بر شکل (۱) است. محورهای دستگاه ناوبری در جهت شمال، شرق و عمود به سمت مرکز زمین انتخاب می‌شوند که اصطلاحاً NED نامیده می‌شوند [۱۱].



شکل ۱- دستگاه‌های مختصات مختلف در ناوبری اینرسی [۱۲]

در حالت کلی، معادلات دینامیکی حاکم بر سامانه‌ی ناوبری اینرسی از سه دسته معادلات تشکیل می‌شوند که شامل معادلات موقعیت (عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع)، معادلات سرعت (مولفه‌های سرعت در دستگاه ناوبری) و معادلات وضعیت (زوایای تراز و سمت از شمال) هستند. این معادلات به ترتیب در روابط (۱)-(۳) بیان می‌شوند [۱۲].

$$\begin{aligned} \dot{L} &= \frac{v_N}{R_N + h} \\ \dot{l} &= \frac{v_E}{(R_E + h) \cos L} \\ \dot{h} &= -v_D \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{v}_N &= f_N - v_E (2\omega_e + \dot{l}) \sin L + v_D \dot{L} \\ \dot{v}_E &= f_E + v_N (2\omega_e + \dot{l}) \sin L + v_D (2\omega_e + \dot{l}) \cos L \\ \dot{v}_D &= f_D - v_E (2\omega_e + \dot{l}) \cos L - v_N \dot{L} + g \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= (\omega_y \sin \varphi + \omega_z \cos \varphi) \tan \theta + \omega_x \\ \dot{\theta} &= \omega_y \cos \varphi - \omega_z \sin \varphi \\ \dot{\psi} &= (\omega_y \sin \varphi + \omega_z \cos \varphi) \sec \theta \end{aligned} \quad (3)$$

در روابط (۱) و (۲)، متغیرهای L ، l و h به ترتیب بیانگر عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع بوده و v_N ، v_E ، v_D مولفه‌های بردار سرعت در دستگاه ناوبری هستند. f_N ، f_E و f_D نیز مولفه‌های بردار نیروی ویژه (خروجی شتابسنج‌ها) در دستگاه ناوبری هستند. خروجی شتابسنج‌ها در دستگاه بدنه می‌باشد و با استفاده از ماتریس دوران طبق رابطه‌ی زیر به دستگاه ناوبری انتقال داده می‌شود.

در ادامه، به مرور مختصری از فعالیت‌های انجام شده در زمینه‌ی سامانه‌های ناوبری اینرسی تلفیقی پرداخته می‌شود. در بخش عمده‌ای از این فعالیت‌ها بر الگوریتم‌های تخمین حالت تمرکز شده است. ونگ و همکارانش به ارزیابی یک فیلتر تخمین‌زن کالمن تطبیقی در سامانه‌ی ناوبری تعیین سمت و تراز پرداختند [۴]. منطق اصلی بکار گرفته شده در این الگوریتم تخمین، تنظیم تطبیقی ماتریس‌های هم‌ورد در فیلتر کالمن بر اساس شرایط دینامیکی و مانورهای مختلف بوده است. هو و همکارانش به طراحی فیلتر ذره‌ای برای فرآیند ترازبندی در حین حرکت برای سامانه‌ی ناوبری SINS پرداختند [۵]. در مرجع [۶] استفاده از فیلتر کالمن مکعبی فاکتوریزه شده منجر به بهبود دقت ناوبری در سامانه‌ی ناوبری تلفیقی SINS/GPS شده است. دوستدار و کیقبادی به طراحی فیلتر غیرخطی مشاهده‌گر مود لغزشی^۱ برای سامانه‌ی ناوبری تعیین سمت و تراز پرداختند [۷]. در مرجع [۸] الگوریتمی برای کالبراسیون حسگرهای مغناطیسی و استفاده از آن به منظور بهبود تخمین زاویه‌ی سمت در سامانه‌ی ناوبری اینرسی تحلیلی ارائه شده است. در زمینه‌ی ترکیب فیلتر تخمین‌زن کالمن با روش‌های هوشمند به ویژه روش‌های فازی و شبکه عصبی نیز فعالیت‌هایی انجام شده است که از جمله‌ی آنها می‌توان به مراجع [۹] و [۱۰] اشاره کرد. چالش اصلی روش‌ها و الگوریتم‌های هوشمند، پیاده‌سازی آنها برای کاربردهای عملی است که بسیار دشوار و پیچیده خواهد بود.

در بخش عمده‌ی فعالیت‌های پیشین در زمینه‌ی ناوبری اینرسی، بر الگوریتم‌های تخمین تمرکز شده است که البته برخی از آنها ممکن است قابل پیاده‌سازی برای کاربردهای عملی نباشد. نوآوری اصلی این مقاله، ارزیابی الگوریتمی برای بهره‌مندی از الگوریتم AHRS در داخل الگوریتم SINS/GPS است. به جای اینکه به فیلتر تخمین‌زن پرداخته شود، ارزیابی راهکار سیستمی برای بهبود عملکرد سامانه‌ی ناوبری اینرسی تلفیقی در دستور کار قرار می‌گیرد. چالش اصلی در سامانه‌های SINS/GPS ارزان قیمت، دقت تخمین زوایای تراز و سمت از شمال است. در این مقاله با طراحی الگوریتم تلفیق دو مرحله‌ای و فراهم آوردن شرایطی برای استفاده از مزایای الگوریتم AHRS در سامانه‌ی ناوبری SINS/GPS سعی در رفع این چالش می‌شود. فرآیند تخمین حالت در الگوریتم پیشنهادی با استفاده از فیلتر تخمین‌زن کالمن انجام می‌گیرد. با توجه به اینکه فیلتر کالمن، روشی استاندارد برای پیاده‌سازی در کاربردهای عملی و صنعتی است، الگوریتم پیشنهادی در این مقاله مشکلی در مرحله‌ی اجرا و پیاده‌سازی نخواهد داشت.

دقت و عملکرد الگوریتم پیشنهادی در این مقاله، با پیاده‌سازی در تست خودروبی مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. حسگرهای اینرسی بکار رفته در تست خودروبی از واحد اندازه‌گیری ADIS-16407 تامین می‌شوند. داده‌های مربوط به اندازه‌گیری موقعیت و سرعت نیز از طریق گیرنده‌ی GPS مدل Garmin-35 تامین می‌شود. همچنین از یک سامانه‌ی ناوبری دقیق Vitans برای تامین مقادیر مرجع زوایای تراز استفاده می‌شود.

¹ Sliding Mode Observer (SMO)

ورودی‌های سیستم، سرعت‌های زاویه‌ای اندازه‌گیری شده توسط ژایروها و شتاب‌های اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج‌ها هستند. متغیرهای حالت سیستم، شامل سه متغیر برای وضعیت، سه متغیر برای موقعیت و سه متغیر برای سرعت سامانه‌ی مورد ناوبری هستند. در فیلتر تخمین‌زن حالت، از اطلاعات موقعیت و سرعت بدست آمده از سامانه‌ی GPS و همچنین زاویه‌ی سمت از شمال بدست آمده از سامانه‌ی GPS یا حسگرهای مغناطیسی به عنوان متغیرهای اندازه‌گیری استفاده می‌شود. به منظور بهبود عملکرد مود ناوبری SINS/GPS کلاسیک در تخمین زوایای تراز و سمت از شمال، الگوریتم جدیدی برای مود ناوبری SINS/GPS تقویت شده با مود AHRS ارائه می‌شود. الگوریتم تخمین در این مود ناوبری به صورت تخمین دو مرحله‌ای است. فیلتر اول که فیلتر داخلی بوده، روی سامانه‌ی AHRS پیاده می‌شود و خروجی این فیلتر به سامانه‌ی SINS/GPS وارد می‌شود. سپس فیلتر دوم برای تخمین موقعیت و سرعت اجرا می‌شود.

۳-۱- فیلتر تخمین‌زن داخلی

فیلتر تخمین‌زن داخلی برای تخمین زوایای تراز و سمت از شمال طراحی می‌شود. سیستم دینامیکی این فیلتر از معادلات دینامیکی ارائه شده در رابطه‌ی (۳)، تشکیل می‌شود. البته علاوه بر متغیرهای وضعیت، سه متغیر حالت دیگر نیز در نظر گرفته می‌شود که شامل مولفه‌های بایاس ژایرو در دستگاه بدنه هستند. با در نظر گرفتن این بایاس‌ها، رابطه‌ی (۳) به صورت زیر بازنویسی می‌شود.

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= ((\omega_y - B_y) \sin \varphi + (\omega_z - B_z) \cos \varphi) \tan \theta + \omega_x - B_x \\ \dot{\theta} &= (\omega_y - B_y) \cos \varphi - (\omega_z - B_z) \sin \varphi \\ \dot{\psi} &= ((\omega_y - B_y) \sin \varphi + (\omega_z - B_z) \cos \varphi) \sec \theta \end{aligned} \quad (7)$$

که B_x ، B_y و B_z به ترتیب بایاس‌های موجود در خروجی ژایروهای ω_x ، ω_y و ω_z هستند. برای هر یک از این بایاس‌ها دینامیک صفر در نظر گرفته می‌شود.

$$\begin{aligned} \dot{B}_x &= 0 \\ \dot{B}_y &= 0 \\ \dot{B}_z &= 0 \end{aligned} \quad (8)$$

توجه شود که بایاس‌های در نظر گرفته شده برای خروجی ژایروها در سه محور، تقریباً مقادیر ثابتی هستند و تخمین آنها نیز در نهایت در مقادیر ثابتی همگرا می‌شوند. به همین خاطر از دینامیک صفر برای مدل‌سازی این بایاس‌ها استفاده شده است. بنابراین مدل دینامیکی سیستم به فرم کلی زیر قابل بیان است.

$$\dot{x}^{ah} = f^{ah}(x^{ah}, t) + w^{ah}(t) \quad (9)$$

که بالانویس ah - بیانگر سیستم AHRS است. x^{ah} بردار حالت سیستم بوده و به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$x^{ah} = [\varphi \ \theta \ \psi \ B_x \ B_y \ B_z]^T \quad (10)$$

بردار $f^{ah}(x^{ah}, t)$ از مدل دینامیکی سیستم یعنی روابط (7) و (8) بدست می‌آید. همچنین، $w^{ah}(t)$ بیانگر بردار نویز موجود در سیستم است که به صورت نویز سفید، ناهمبسته و با میانگین صفر فرض می‌شود. فرم خطی مدل دینامیکی ارائه شده در رابطه‌ی (9) به صورت زیر است.

$$\begin{bmatrix} f_N \\ f_E \\ f_D \end{bmatrix}^n = C_b^n \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix}^b \quad (4)$$

که C_b^n ، ماتریس دوران برای انتقال از دستگاه بدنه به دستگاه ناوبری است. همچنین ω_e و g به ترتیب نرخ دوران زمین و شتاب جاذبه هستند. R_N ، شعاع انحنای در امتداد خطوط ثابت عرضی است، که شعاع انحنای نصف النهاری^۱ نامیده می‌شود و R_E شعاع انحنای در امتداد خطوط ثابت طولی است، که شعاع انحنای عرضی^۲ نامیده می‌شود. رابطه‌ی (۳) در واقع بیانگر روش زوایای اوپلر برای بیان معادلات دینامیکی وضعیت است. ترتیب زوایای اوپلر به صورت Z-Y-X در نظر گرفته می‌شود. دوران اول به اندازه‌ی زاویه‌ی ψ حول محور Z است که زاویه‌ی سمت نامیده می‌شود. دوران دوم به اندازه‌ی زاویه‌ی θ حول محور Y است که زاویه‌ی فراز نامیده می‌شود و دوران سوم به اندازه‌ی زاویه‌ی φ حول محور X است که زاویه‌ی غلت نامیده می‌شود. با توجه به ترتیب در نظر گرفته شده برای زوایای اوپلر، ماتریس C_b^n به صورت زیر بیان می‌شود [۱۳].

$$C_b^n = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & -C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi & S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi \\ C\theta S\psi & C\phi C\psi + S\phi S\theta S\psi & -S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

که توابع کسینوس و سینوس با نمادهای C و S مشخص شده‌اند. در رابطه‌ی (۳)، ω_x ، ω_y و ω_z مولفه‌های تصویر بردار نرخ زاویه‌ای دستگاه بدنه نسبت به دستگاه ناوبری، در دستگاه بدنه هستند و به صورت زیر محاسبه می‌شوند.

$$\begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix}^T = \omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b - C_n^b \begin{bmatrix} \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n \end{bmatrix} \quad (6)$$

که بردارهای ω_{ib}^b ، ω_{ie}^n و ω_{en}^n به ترتیب بردار نرخ زاویه‌ای اندازه‌گیری شده توسط ژایرو، بردار نرخ زاویه‌ای دستگاه زمینی نسبت به دستگاه اینرسی و بردار نرخ زاویه‌ای دستگاه ناوبری نسبت به دستگاه زمینی هستند. با توجه به مقادیر ناچیز ω_{ie}^n و ω_{en}^n در مقایسه با ω_{ib}^b می‌توان از این عبارت‌ها در رابطه‌ی (6) صرف نظر نمود. بنابراین برای مقادیر ω_x ، ω_y و ω_z در رابطه‌ی (۳) می‌توان از خروجی ژایروها در سه محور استفاده نمود.

از حل معادلات (۱) - (۳) می‌توان اطلاعات مربوط به موقعیت، سرعت و وضعیت را در هر لحظه از زمان بدست آورد. اما به دلیل خطاهای اجتناب‌ناپذیر موجود در حسگرهای اینرسی ارزان‌قیمت نوع MEMS، خطای ناوبری به شدت با زمان رشد می‌کند. به همین خاطر لازم است که سامانه‌ی ناوبری اینرسی با یک سامانه‌ی کمک-ناوبری مناسب تلفیق شود.

۳- الگوریتم تلفیق دو مرحله‌ای در SINS/GPS

در الگوریتم ناوبری SINS/GPS، زوایای تراز و سمت از شمال، مختصات جغرافیایی شامل عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع و همچنین مولفه‌های سرعت در دستگاه ناوبری تخمین زده می‌شوند.

¹ Meridian Radius of Curvature

² Transverse Radius of Curvature

در ادامه، از فیلتر کالمن به عنوان فیلتر تخمین زن حالت استفاده می‌شود. تخمین حالت در فیلتر کالمن در دو گام بروز-رسانی زمانی و بروز رسانی اندازه‌گیری انجام می‌گیرد [۱۴]. در مرحله‌ی بروز رسانی زمانی، مقادیر پیش‌بینی ماتریس هم‌وردا خطای سیستم و همچنین بردار حالت سیستم محاسبه می‌شوند.

$$\begin{aligned} P_k^{ah-} &= \Phi_{k-1}^{ah} P_{k-1}^{ah-} \Phi_{k-1}^{ahT} + Q_{k-1}^{ah} \\ \hat{x}_k^{ah-} &= \Phi_{k-1}^{ah} \hat{x}_{k-1}^{ah-} \end{aligned} \quad (23)$$

که P_k^{ah-} ، \hat{x}_k^{ah-} و Q_k^{ah} به ترتیب ماتریس هم‌وردا نویز مدل دینامیکی سیستم، مقدار پیش‌بینی ماتریس هم‌وردا خطای تخمین و مقدار پیش‌بینی بردار حالت سیستم هستند.

در مرحله‌ی بروز رسانی اندازه‌گیری نیز، ماتریس بهره‌ی کالمن محاسبه شده و سپس ماتریس هم‌وردا خطا و بردار حالت سیستم بروز رسانی می‌شوند.

$$\begin{aligned} K_k^{ah} &= P_k^{ah-} H_k^{ahT} (H_k^{ah} P_k^{ah-} H_k^{ahT} + R_k^{ah})^{-1} \\ \hat{x}_k^{ah} &= \hat{x}_k^{ah-} + K_k^{ah} (z_k^{ah} - H_k^{ah} \hat{x}_k^{ah-}) \end{aligned} \quad (24)$$

$$P_k^{ah} = (I - K_k^{ah} H_k^{ah}) P_k^{ah-}$$

که R_k^{ah} و K_k^{ah} به ترتیب ماتریس هم‌وردا نویز اندازه‌گیری و ماتریس بهره‌ی کالمن هستند. بدین ترتیب زوایای غلت، فراز و سمت تخمین زده می‌شوند. مزیت اصلی استفاده از زوایای تراز جاذبه‌ای به عنوان متغیرهای اندازه‌گیری در فیلتر داخلی این است که از رشد خطای تخمین وضعیت با زمان جلوگیری می‌شود. در صورت عدم استفاده از این متغیرهای اندازه‌گیری، خطای محاسبه‌ی وضعیت به شدت با زمان افزایش می‌یابد و آن، ناشی از خطای موجود در ژایرویی ارزان قیمت MEMS و همچنین خطای تجمعی انترگرال گیری است. در فیلتر داخلی علاوه بر تخمین وضعیت، مولفه‌های بایاس ژایرو نیز تخمین زده می‌شوند و به صورت برخط از نرخ‌های زاویه‌ای اندازه‌گیری شده توسط ژایرو حذف می‌شوند. تخمین برخط مقادیر بایاس موجود در ژایروها، نقش قابل ملاحظه‌ای در بهبود دقت تخمین وضعیت خواهد داشت.

۳-۲- فیلتر تخمین زن خارجی

با استفاده از زوایای تراز و سمت از شمال بدست آمده از فیلتر داخلی که در بخش قبل تشریح شده است، ماتریس دوران محاسبه می‌شود. خروجی شتاب‌سنج نیز با استفاده از این ماتریس دوران به دستگاه ناوبری انتقال داده می‌شود. در فیلتر تخمین زن خارجی، پارامترهای موقعیت و سرعت سامانه‌ی مورد ناوبری تخمین زده می‌شوند. سیستم دینامیکی این فیلتر از معادلات دینامیکی ارایه شده در روابط (۱) و (۲)، تشکیل می‌شود. مدل دینامیکی سیستم به فرم کلی زیر قابل بیان است.

$$\dot{x} = f(x, u, t) + w(t) \quad (25)$$

که x و u به ترتیب بردار حالت سیستم و بردار ورودی سیستم هستند و به صورت زیر تعریف می‌شوند.

$$x = [L \quad l \quad h \quad v_N \quad v_E \quad v_D]^T \quad (26)$$

$$u = [f_N \quad f_E \quad f_D]^T \quad (27)$$

$$\dot{x}^{ah} = A^{ah} x^{ah} + w^{ah} \quad (11)$$

که ماتریس جاکوبی A^{ah} به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$A^{ah} = \frac{\partial f^{ah}}{\partial x^{ah}} \quad (12)$$

به عنوان نمونه، سطر دوم ماتریس A^{ah} به صورت زیر استخراج می‌شود.

$$A_{2,1}^{ah} = \frac{\partial \dot{\theta}}{\partial \varphi} = -(\omega_y - B_y) \sin \varphi - (\omega_z - B_z) \cos \varphi \quad (13)$$

$$A_{2,5}^{ah} = \frac{\partial \dot{\theta}}{\partial B_y} = -\cos \varphi \quad (14)$$

$$A_{2,6}^{ah} = \frac{\partial \dot{\theta}}{\partial B_z} = \sin \varphi \quad (15)$$

$$A_{2,2}^{ah} = A_{2,3}^{ah} = A_{2,4}^{ah} = 0 \quad (16)$$

با توجه به اینکه زمان نمونه‌برداری در حسگرهای اینرسی به اندازه‌ی کافی کوچک است، می‌توان از فرم گسسته-زمان رابطه‌ی (۱۱) استفاده کرد.

$$x_{k+1}^{ah} = \Phi_k^{ah} x_k^{ah} + w_k^{ah} \quad (17)$$

که Φ_k^{ah} ماتریس انتقال حالت است. معادله‌ی اندازه‌گیری سیستم به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$y_k^{ah} = H_k^{ah} x_k^{ah} + e_k^{ah} \quad (18)$$

که H_k^{ah} بیانگر ماتریس مشاهده و e_k^{ah} بیانگر نویز اندازه‌گیری سیستم است که فرض می‌شود نویز سفید، ناهمبسته و با میانگین صفر باشد. از زوایای تراز بدست آمده از شتاب‌سنج‌ها (θ^{acc} , φ^{acc}) و همچنین زوایای سمت از شمال بدست آمده از سامانه‌ی GPS (ψ^G) به عنوان متغیرهای اندازه‌گیری در فیلتر تخمین زن داخلی استفاده می‌شود و بردار اندازه‌گیری به صورت زیر تشکیل می‌شود.

$$z^{ah} = \begin{bmatrix} \varphi^{acc} \\ \theta^{acc} \\ \psi^G \end{bmatrix} \quad (19)$$

با توجه به بردار اندازه‌گیری فوق، ماتریس مشاهده به صورت زیر بیان می‌شود.

$$H_k^{ah} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

زوایای φ^{acc} و θ^{acc} (که اصطلاحاً زوایای تراز جاذبه‌ای نامیده می‌شوند) از معادله‌ی سازی بردار شتاب اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج و بردار شتاب جاذبه و با فرض کوچک بودن شتاب‌های غیر جاذبه‌ای محاسبه می‌شوند.

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix}^b = C_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}^n \quad (21)$$

با جایگذاری رابطه‌ی (۵) در رابطه‌ی (۲۱)، زوایای φ^{acc} و θ^{acc} به صورت رابطه‌ی زیر قابل استخراج هستند.

$$\varphi_{acc} = \tan^{-1} \left(\frac{-a_y}{-a_z} \right), \quad \theta_{acc} = \sin^{-1} \left(\frac{a_x}{g} \right) \quad (22)$$

همان طوری که در شکل ۲ نشان داده شده است، الگوریتم تلفیق پیشنهادی در این مقاله، در قالب یک فیلتر دو مرحله‌ای است. مزیت اصلی روش پیشنهادی این است که تخمین زوایای تراز مستقل از تخمین مولفه‌های موقعیت و سرعت است. به عبارت دیگر، خطای تخمین موقعیت و سرعت تأثیری در عملکرد فیلتر تخمین وضعیت نخواهد داشت. به عنوان مثال اگر شرایطی رخ دهد که دسترسی به داده‌های موقعیت و سرعت سامانه‌ی GPS برای مدت زمان طولانی قطع شود، بدیهی است که تخمین موقعیت و سرعت با مشکل مواجه خواهد شد. اما این موضوع تأثیری در تخمین زوایای تراز نخواهد داشت. دلیل این امر این است که فیلتر تخمین وضعیت کاملاً مستقل عمل کرده و هیچگونه ورودی از اطلاعات موقعیت و سرعت نمی‌گیرد.

۴- نتایج تجربی

به منظور ارزیابی الگوریتم تلفیق پیشنهادی برای سامانه‌ی ناوبری اینرسی ارزان قیمت SINS/GPS، تست ناوبری خودرویی طراحی و اجرا شده است. در شکل ۳، تجهیزات اصلی تست خودرویی نشان داده شده است. در این تست، از حسگرهای اینرسی واحد اندازه‌گیری ADIS-16407 که شامل ژایرو و شتاب‌سنج سه محوره‌ی از نوع MEMS است، استفاده می‌شود. متغیرهای اندازه‌گیری مربوط به موقعیت، سرعت و همچنین زاویه‌ی سمت از شمال از طریق گیرنده‌ی GPS مدل Garmin-35 تأمین می‌شود. همچنین از یک سامانه‌ی ناوبری دقیق Vitans برای تأمین مقادیر مرجع زوایای تراز و انجام ارزیابی استفاده می‌شود. اندازه‌گیری‌های حسگرهای اینرسی با فرکانس داده‌برداری ۵۰ هرتز دریافت می‌شود. محاسبات مربوط به تعیین وضعیت نیز با همین فرکانس انجام می‌گیرد. در فیلتر کالمن از داده‌های GPS با فرکانس داده‌برداری ۱ هرتز استفاده می‌شود. در جدول (۲)، مشخصات اصلی حسگرهای اینرسی بکار رفته در واحد اندازه‌گیری ADIS-16407 ارائه شده است.



شکل ۳- تست میدانی خودرویی و تجهیزات آن

جدول ۲- مشخصات اصلی حسگرهای اینرسی ADIS-16407

پارامتر	شتاب‌سنج	ژایرو
محدوده‌ی اندازه‌گیری	±18 g	±300 deg/s
خطای بایاس اولیه	50 mg	3 deg/s
خطای ناپایداری بایاس	0.2 mg	0.07 deg/s
گام تصادفی	0.2 m/s/√hr	1.9 deg/√hr
نویز خروجی	9 mg rms	0.8 deg/s rms

مشابه بخش قبل، مدل دینامیکی سیستم، به صورت زیر خطی‌سازی می‌شود.

$$\dot{x} = Ax + Bu + w \quad (28)$$

که ماتریس‌های A و B از جاکوبی بردار $f(x, u, t)$ تشکیل می‌شود. ماتریس A از جاکوبی بردار f نسبت به بردار x و ماتریس B از جاکوبی بردار f نسبت به بردار u محاسبه می‌شود. به عنوان نمونه، سطر چهارم ماتریس A در روابط زیر ارائه شده است.

$$A_{4,1} = \frac{\partial \dot{v}_N}{\partial L} = -v_E \left(2\omega_e \cos L + \frac{v_E}{(R_E + h) \cos^2 L} \right) \quad (29)$$

$$A_{4,2} = \frac{\partial \dot{v}_N}{\partial l} = 0 \quad (30)$$

$$A_{4,3} = \frac{\partial \dot{v}_N}{\partial h} = \frac{v_E^2 \sin L}{(R_E + h)^2 \cos^2 L} + \frac{v_N v_D}{(R_N + h)^2} \quad (31)$$

$$A_{4,4} = \frac{\partial \dot{v}_N}{\partial v_N} = \frac{v_D}{R_N + h} \quad (32)$$

$$A_{4,5} = \frac{\partial \dot{v}_N}{\partial v_E} = -2\omega_e \sin L - \frac{2v_E}{R_E + h} \tan L \quad (33)$$

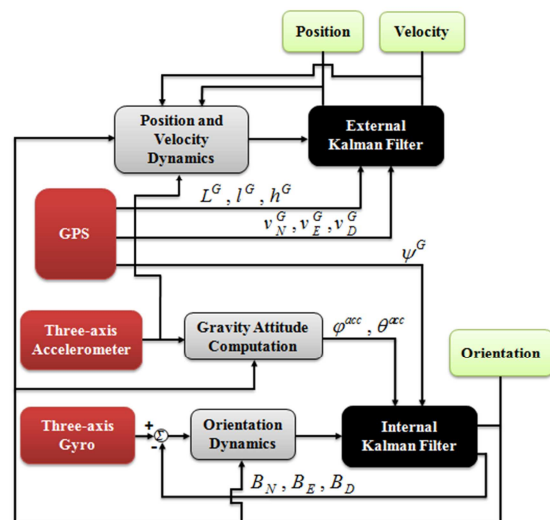
$$A_{4,6} = \frac{\partial \dot{v}_N}{\partial v_D} = \frac{v_N}{R_N + h} \quad (34)$$

در معادله‌ی اندازه‌گیری فیلتر خارجی که به صورت رابطه‌ی (۳۵) تعریف می‌شود، از اطلاعات موقعیت و سرعت بدست آمده از سامانه‌ی GPS مطابق رابطه‌ی (۳۶) به عنوان متغیرهای اندازه‌گیری استفاده می‌شود.

$$y_k = H_k x_k + e_k \quad (35)$$

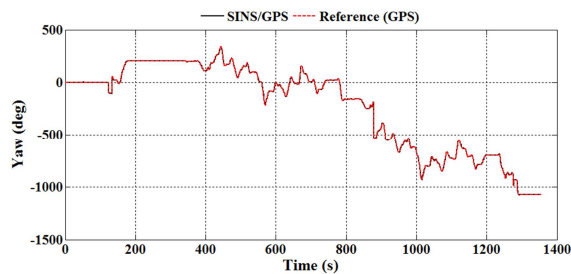
$$z = [L^G \quad l^G \quad h^G \quad v_N^G \quad v_E^G \quad v_D^G] \quad (36)$$

با توجه به بردار اندازه‌گیری تعریف شده، ماتریس مشاهده H_k به صورت یک ماتریس واحد خواهد بود. در ادامه، با استفاده از فیلتر کالمن، موقعیت و سرعت سامانه‌ی مورد ناوبری طی دو مرحله‌ی بروز رسانی زمانی و بروز رسانی اندازه‌گیری تخمین زده می‌شوند. در شکل (۲)، دیاگرام بلوکی مربوط به الگوریتم تلفیق پیشنهادی برای سامانه‌ی ناوبری اینرسی تلفیقی SINS/GPS نشان داده شده است.



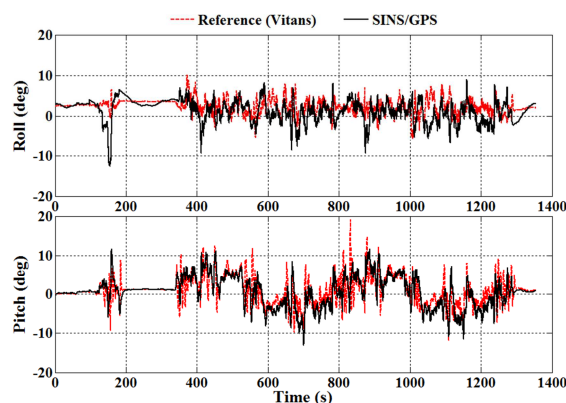
شکل ۲- نمودار بلوکی الگوریتم تلفیق در سامانه‌ی ناوبری SINS/GPS

مولفه‌های موقعیت و سرعت تخمین زده شده توسط الگوریتم پیشنهادی، با مقادیر مرجع بدست آمده از سامانه‌ی GPS مقایسه شده است. نتایج حاصل، عملکرد مناسب الگوریتم ناوبری پیشنهادی را در تخمین موقعیت و سرعت نشان می‌دهد. در شکل‌های (۷) و (۸) نتایج تخمین وضعیت ارایه شده است.



شکل ۷- نتایج تخمین زاویه‌ی سمت از شمال در تست خودرویی

مشخصات آماری خطای تخمین وضعیت شامل مقدار میانگین و مقدار انحراف معیار استاندارد خطای تخمین در جدول (۳) ارایه شده است. از زوایای فراز و غلت بدست آمده از سامانه‌ی ناوبری Vitans و همچنین زاویه‌ی سمت از شمال بدست آمده از سامانه‌ی GPS به عنوان مقادیر مرجع برای مقایسه و ارزیابی استفاده شده است. استفاده از زوایای تراز جاذبه‌ای به عنوان متغیرهای اندازه‌گیری در فیلتر کالمن داخلی مانع از رشد خطای تخمین وضعیت با زمان شده است.



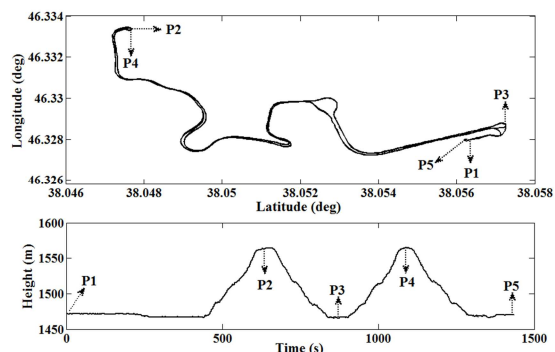
شکل ۸- نتایج تخمین زوایای تراز در تست خودرویی

جدول ۳- مشخصات آماری خطای تخمین وضعیت

پارامتر ناوبری	مقدار انحراف معیار خطای تخمین (STD)	مقدار میانگین خطای تخمین (Mean)
زاویه غلت (درجه)	۲,۸۷۹	-۱,۰۰۶
زاویه فراز (درجه)	۲,۶۳۳	-۰,۴۰۷۹
زاویه سمت (درجه)	۲,۴۳۲	۰,۰۰۸۶

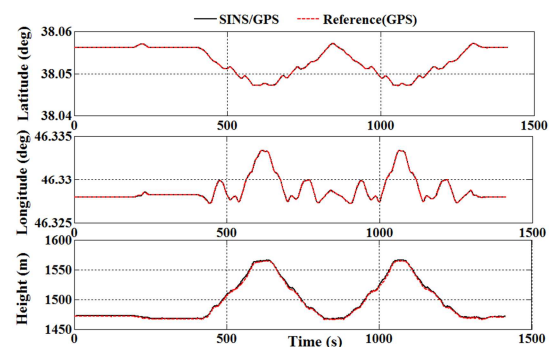
به منظور ارزیابی بهتر عملکرد الگوریتم پیشنهادی در تخمین زوایای تراز، نتایج بدست آمده با حالتی که از فیلتر تخمین استفاده نمی‌شود، مقایسه شده است.

تست خودرویی در محوطه‌ی دانشگاه تبریز انجام گرفته است. مدت زمان ناوبری در این تست در حدود ۱۴۵۰ ثانیه است. در شکل (۴)، مسیر طول جغرافیایی-عرض جغرافیایی و همچنین تغییرات ارتفاع در طی تست نشان داده شده است. میزان مانوری بودن مسیر تست، هم به لحاظ تغییر سمت و هم به لحاظ تغییر ارتفاع در شکل ۴ به وضوح قابل مشاهده است.

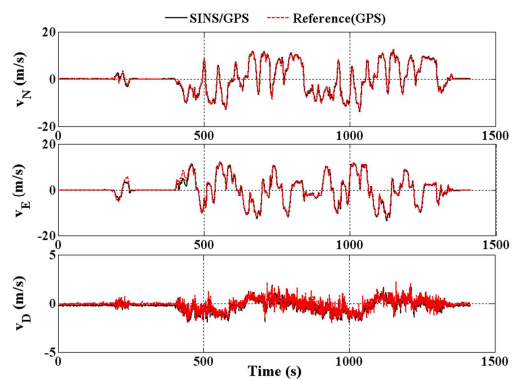


شکل ۴- مسیر طول جغرافیایی-عرض جغرافیایی و ارتفاع در تست

در شکل ۴، نقطه‌ی p1 نقطه‌ی شروع حرکت است که مقابل ساختمان دانشکده‌ی مکانیک می‌باشد. نقطه‌ی p2 روبه‌روی کتابخانه‌ی مرکزی است که خودرو در حال دور زدن است. در نقطه‌ی p3 خودرو در حال دور زدن از یک میدان کوچک است. از نقطه‌ی p3 تا p5 همان مسیر قبلی دوباره تکرار می‌شود و نقطه‌ی p5 نقطه‌ی توقف خودرو در مقابل ساختمان دانشکده‌ی مکانیک است. در شکل‌های (۵) و (۶) نتایج مربوط به تخمین موقعیت و سرعت نشان داده شده است.

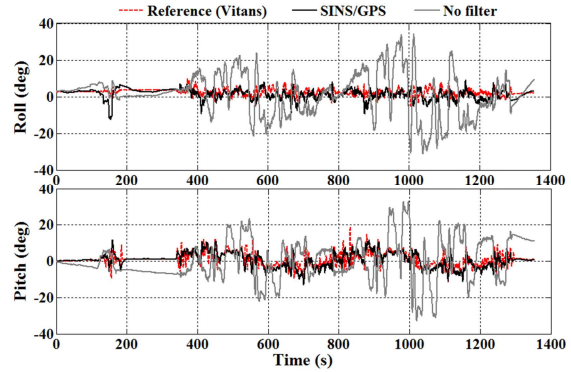


شکل ۵- نتایج تخمین مولفه‌های موقعیت در تست خودرویی



شکل ۶- نتایج تخمین مولفه‌های سرعت در تست خودرویی

- [5] Hao Y., Xiong Z. and Hu Z., Particle filter for INS motion alignment, 1st IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, IEEE, 2006.
- [6] Nourmohammadi H., and Keighobadi J., Decentralized INS/GNSS system with MEMS-grade inertial sensors using QR-factorized CKF, IEEE Sensors Journal, Vol. 17, No. 11, pp. 3278-3287, 2017.
- [7] Doostdar P. and Keighobadi J., Design and implementation of SMO for a nonlinear MIMO AHRS, J. Mechanical Systems and Signal Processing, Vol. 32, pp. 94-115, 2012.
- [8] Milanchian H., Keighobadi J. and Nourmohammadi H., Magnetic calibration of three-axis strapdown magnetometers for applications in MEMS attitude-heading reference systems, Amirkabir International Journal of Modeling, Identification, Simulation & Control, Vol. 47, No. 1, pp. 55-65, 2015.
- [9] Noureldin A., Shafie A. E. and Bayoumi, M., GPS/INS integration utilizing dynamic neural networks for vehicular navigation, J. Sci. Information Fusion, Vol. 12, No. 1, pp. 48-57, 2011.
- [10] Keighobadi J., Yazdanpanah M. J. and Kabganian M., An enhanced fuzzy H_{∞} estimator applied to low-cost attitude heading reference system, J. Kybernetes, Vol. 40, pp. 300-326, 2011.
- [11] Musavi N. and Keighobadi J., Adaptive fuzzy neuro-observer applied to low-cost INS/GPS, J. Applied Soft Computing, Vol. 29, pp. 82-94, 2015.
- [12] Titterton D. and Weston J. L., Strapdown inertial navigation technology, Vol. 17, IET, 2004.
- [13] Simon D., Optimal state estimation, Kalman, H_{∞} and nonlinear approaches, Wiley&Sons Inc, New Jersey, 2006.
- [14] Rogers R.M., Applied mathematics in integrated navigation systems, AIAA, Florida, 2003.



شکل ۹- نتایج تخمین زوایای تراز در مقایسه با حالت بدون فیلتر

نتایج فوق، به وضوح عملکرد مناسب الگوریتم ناوبری پیشنهادی را در تخمین وضعیت نشان می‌دهد.

۵- نتیجه‌گیری

مسأله‌ی ناوبری، یک مسأله‌ی کلیدی و حیاتی در انواع سامانه‌های خودگردان اعم از زمینی، دریایی و هوایی است. لازم به ذکر است که موفقیت عملیات هدایت و کنترل نیز قبل از هر چیزی به داشتن اطلاعات درستی از موقعیت سامانه‌ی مورد نظر وابسته است. این مطلب به وضوح اهمیت و ضرورت طراحی یک الگوریتم ناوبری مناسب در این سامانه‌ها را نشان می‌دهد. در این مقاله، بر سامانه‌ی ناوبری اینرسی تلفیقی SINS/GPS با حسگرهای اینرسی ارزان قیمت MEMS تمرکز شده است. با هدف بهبود عملکرد سامانه‌ی ناوبری اینرسی تلفیقی ارزان قیمت، به ویژه ارتقای تخمین وضعیت، به ارزیابی الگوریتم تلفیق جدیدی بر پایه‌ی استفاده از فیلتر دو مرحله‌ی پرداخته شده است. از مزیت‌های الگوریتم تلفیق پیشنهادی در این مقاله این است که تخمین وضعیت از تخمین موقعیت و سرعت جدا شده است. در نتیجه، از تاثیر واگرایی تخمین موقعیت و سرعت (مثلاً در زمان قطع بلند مدت سامانه‌ی GPS) بر تخمین وضعیت جلوگیری می‌شود. همچنین استفاده از زوایای تراز جاذبه‌ای به عنوان متغیرهای اندازه‌گیری در تخمین وضعیت، تاثیر قابل ملاحظه‌ای در جلوگیری از رشد خطای تخمین با زمان داشته است. بر اساس نتایج بدست آمده از تست میدانی، میانگین خطای تخمین وضعیت در مدت زمان حدود ۲۵ دقیقه کمتر از ۰/۵ درجه بوده است. در مجموع، نتایج حاصل از تست میدانی خودروبی، عملکرد مناسب الگوریتم پیشنهادی را نشان می‌دهد.

۶- مراجع

- [1] Gan Y., et al., An EMD threshold de-noising method for inertial sensors, J. Measurement, Vol. 49, pp. 34-41, 2014.
- [2] Hide C., Moore C. and Smith M., Adaptive Kalman filtering for low-cost INS/GPS, J. Navigation, Vol. 56, No. 01, pp.143-152, 2003.
- [3] Salychev O.S., Applied inertial navigation: problems and solutions, BMSTU Press, Russia, 2004.
- [4] Wang M., et al., Adaptive filter for a miniature MEMS based attitude and heading reference system, Proceedings of the Position Location and Navigation Symposium, Monterey, CA, 2004.