

## طراحی و پیاده‌سازی الگوریتم تخمین مدل پیش‌بین برای همترازی در حرکت سیستم ترکیبی ناوبری اینرسی INS/GPS

صدرا رفعت‌نیا<sup>۱</sup>، ابوالفضل توتونچی<sup>۲</sup>، جواد فرجی<sup>۳</sup>، جعفر کیقبادی<sup>۴</sup>

<sup>۱</sup>فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد، دانشگاه تبریز/دانشکده مهندسی مکانیک، [sa\\_rafatnia@sut.ac.ir](mailto:sa_rafatnia@sut.ac.ir)

<sup>۲</sup>استادیار، دانشگاه تبریز/دانشکده مهندسی مکانیک، [ab.tutunchi51@tabrizu.ac.ir](mailto:ab.tutunchi51@tabrizu.ac.ir)

<sup>۳</sup>دانشجوی دکتری، دانشگاه تبریز/دانشکده مهندسی مکانیک، [j.faraji@tabrizu.ac.ir](mailto:j.faraji@tabrizu.ac.ir)

<sup>۴</sup>دانشیار، دانشگاه تبریز/دانشکده مهندسی مکانیک، [keighobadi@tabrizu.ac.ir](mailto:keighobadi@tabrizu.ac.ir)

### چکیده

تعریف‌شده به‌وسیله محورهای ورودی شتاب‌سنج نسبت به محورهای مرجع طراحی شده می‌باشد [۱]. همترازی سیستم ناوبری اینرسی<sup>۲</sup> به دو گروه همترازی اولیه و همترازی در حرکت تقسیم می‌شود. همترازی اولیه شامل تعیین اولیه موقعیت، سرعت، سمت-تراز و پارامترهای بایاس سیستم ناوبری اینرسی است، برای انجام این فرآیند، بایستی سیستم در یک بازه زمانی مشخص به شکل ایستا باقی بماند. در این حالت از بردار خروجی شتاب‌سنج‌ها تراز اولیه شامل زوایای رول<sup>۳</sup> و پیچ<sup>۴</sup> قابل‌محاسبه است همچنین با استفاده از خروجی ژيروسکوپ‌ها و از روش تطابق برداری سمت از شمال اولیه تعیین می‌گردد [۱]. در این نوع سیستم‌ها که زمان کافی برای تراز وجود دارد، این پروسه را می‌توان قبل از حرکت انجام داده و سیستم ناوبری اینرسی را نسبت به محورهای پلات‌فرم کالیبره کرد؛ اما در برخی مواقع تعیین سمت-تراز، موقعیت و سرعت اولیه در حین حرکت ضروری است. در سیستم‌های پروازی که نیاز به هم‌محورسازی دقیق و عکس‌العمل سریع (سیستم‌هایی که در آن‌ها تأخیر در زمان قبل از پرتاب مجاز نمی‌باشد) دارند، پروسه همترازی باید در حین حرکت انجام شود. همترازی در حرکت با استفاده از داده‌های شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌های واحد اندازه‌گیری اینرسی و داده‌های اندازه‌گیری شده توسط سیستم‌های کمک ناوبری انجام می‌شود. که در صورت در دسترس بودن داده‌های کمکی امکان هم‌محورسازی در حال حرکت به شکل دقیق وجود دارد [۲]. با توجه به نوع خطاهای اولیه در پارامترهای خطای سنسورها و زوایای تراز، استفاده از فیلترهای غیرخطی برای ترکیب خروجی سنسورها و تخمین بردار حالت ضروری است. همترازی در حرکت موجب افزایش دقت سیستم ناوبری اینرسی در مانورهای دینامیکی نسبت به دقت آن در حالت ایستا می‌شود.

در زمینه همترازی در حرکت سیستم ناوبری اینرسی تحقیقات متعددی صورت گرفته است؛ که در آن‌ها عمدتاً بر استفاده از فیلتر کالمن تمرکز شده است. پیرر<sup>۵</sup> و همکاران به مقایسه نتایج بین فیلتر

همترازی در حرکت فرآیندی است که در آن جهت بردارهای سیستم ناوبری اینرسی بر اساس جهات سیستم مرجع در حین حرکت محاسبه می‌شود. همترازی در حرکت با استفاده از داده‌های شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌های واحد اندازه‌گیری اینرسی و داده‌های اندازه‌گیری شده توسط سیستم‌های کمک ناوبری انجام می‌گیرد. که در صورت در دسترس بودن داده‌های کمکی امکان همترازی در حال حرکت به شکل دقیق وجود دارد. با توجه به نوع خطاهای اولیه در پارامترهای خطای سنسورها و زوایای تراز، استفاده از فیلترهای غیرخطی برای ترکیب خروجی سنسورها و تخمین بردار حالت ضروری است. در این مقاله همترازی در حال حرکت سیستم ناوبری اینرسی با استفاده از سامانه موقعیت‌یاب جهانی قابل انجام است. برای این منظور از یک فیلتر پیش‌بین استفاده خواهد شد. تخمین زن غیرخطی پیشنهادی در این مقاله قوام بیش‌تری را نسبت به فیلتر کالمن در مقابل عدم قطعیت مدل‌سازی و اغتشاشات خواهد داشت. برای صحه‌گذاری بر این روش از تست خودرو بهره برده شده است. نتایج حاصل از تست نشان می‌دهد که با استفاده از فیلتر پیشنهادی دقت تخمین متغیرهای حالت ناوبری اینرسی نسبت به سایر روش‌های متداول همچون فیلتر کالمن به میزان قابل‌توجهی افزایش خواهد یافت.

### واژه‌های کلیدی

همترازی در حرکت، فیلتر پیش‌بین، سیستم ناوبری اینرسی، سیستم موقعیت‌یاب جهانی، سنسورهای اینرسی.

### مقدمه

همترازی<sup>۱</sup> فرآیندی است که جهت بردارهای سیستم ناوبری اینرسی را بر اساس جهات سیستم مرجع محاسبه می‌کند. اهمیت همترازی دقیق در عملیات ناوبری در یک دوره زمانی طولانی مدت بدون سیستم کمکی دیده می‌شود.

به‌طور متداول در تراز سنسورها، محورهای حساس ژيروسکوپ‌ها به‌طور فیزیکی با محورهای شتاب‌سنج هم‌تراز قرار داده می‌شوند. اساساً پروسه همترازی شامل محاسبه‌ی جهات محورهای متعامد

<sup>2</sup> Inertial Navigation System (INS)

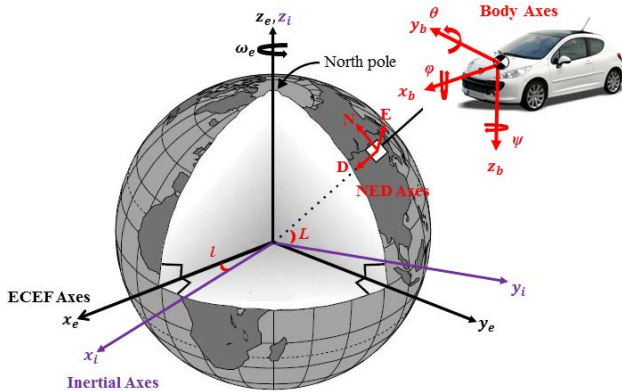
<sup>3</sup> Roll

<sup>4</sup> Pitch

<sup>5</sup> Pierre

<sup>1</sup> Alignment

دستگاه (۱) دستگاه مختصات زمینی، (۲) دستگاه مختصات اینرسی (۳) دستگاه مختصات محلی و (۳) دستگاه مختصات متصل به بدنه می‌باشد.



شکل ۱: شماتیک سیستم ناوبری اینرسی

روابط موقعیت سامانه ناوبری اینرسی به صورت رابطه (۱) در فضای حالت زمان-پیوسته بیان می‌شود [۱]:

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

که در آن  $L$ ،  $l$  و  $h$  به ترتیب عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع می‌باشند. همچنین  $R_E$  و  $R_N$  به ترتیب شعاع خط نصف‌النهار و شعاع عرضی زمین می‌باشند. بردارهای سرعت که با  $v_N$ ،  $v_E$  و  $v_D$  نمایش داده می‌شوند، به شکل زیر تعریف می‌شوند [۱]:

$$\dot{v}_N = f_N - v_E \left( 2\omega_e + \frac{v_E}{(R_E + h) \cos L} \right) \sin L + \frac{v_D v_N}{R_N + h} \quad (2)$$

$$\dot{v}_E = f_E - 2\omega_e (v_N \sin L + v_D \cos L) + \frac{v_E}{R_E + h} (v_D + v_N \sin L) \quad (3)$$

$$\dot{v}_D = f_D - v_E \left( 2\omega_e + \frac{v_E}{(R_E + h) \cos L} \right) \cos L - \frac{v_N^2}{R_N + h} + g \quad (4)$$

که در آن  $\omega_e$  سرعت دورانی زمین و  $g$  شتاب گرانش می‌باشد. بردار نیروها در دستگاه مختصات محلی به شکل

$$\underline{f}^n = [f_N \quad f_E \quad f_D]^T \quad (5)$$

$$\underline{f}^n = (f_N \quad f_E \quad f_D)^T = C_b^n (\underline{f}^b)$$

که در آن  $\underline{f}^b$  بردار داده‌های شتاب‌سنج‌های سه محوره در مختصات متصل به بدنه می‌باشد. همچنین  $C_b^n$  ماتریس دوران انتقال از مختصات بدنه به مختصات محلی بوده و به شکل زیر تعریف می‌شود [۱]:

$$C_b^n = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & -C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi & S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi \\ C\theta S\psi & C\phi C\psi + S\phi S\theta S\psi & -S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

که در آن  $\phi$ ،  $\theta$  و  $\psi$  به ترتیب زوایای رول، پیچ و یاو حول مختصات متصل به بدنه بوده و براساس معادلات زوایای اوایلر به شکل زیر محاسبه می‌شوند [۸]:

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

کالمن بی‌بو<sup>۱</sup> و فیلتر کالمن توسعه‌یافته<sup>۲</sup> برای تخمین موقعیت پرداختند [۳]، نتایج ارائه‌شده از کاهش خطای تخمین در الگوریتم فیلتر کالمن بی‌بو نسبت به فیلتر کالمن توسعه‌یافته نشان می‌دهد. شین و ناصر الشیمی به هم‌ترازی در حرکت واحدهای اندازه‌گیری ارزان‌قیمت به کمک الگوریتم فیلتر کالمن بی‌بو پرداختند [۴]، متغیرهای حالت در این سیستم شامل موقعیت، سرعت، وضعیت و بایاس<sup>۳</sup> و اسکیل فکتور<sup>۴</sup> سنسورها می‌باشد، اطلاعات موقعیت از GPS به عنوان داده‌های مرجع اندازه‌گیری می‌شوند، نتایج آن‌ها نشان‌دهنده‌ی کاهش خطای زوایای سمت و تراز به خصوص در ترازبایی اولیه با خطای بالا می‌باشد. علی جمشاید و محمد آشق به ارائه یک فیلتر کالمن مقاوم برای هم‌ترازی سیستم ناوبری اینرسی پرداختند [۵]، مدل دینامیکی آن‌ها با بهره بردن از مدل خطای سیستم ناوبری اینرسی مقداری اندازه‌گیری شده سرعت و موقعیت از سامانه موقعیت‌یاب جهانی به تخمین پارامترها و متغیرهای حالت سیستم می‌پرداخت. نورمحمدی و کقبادی [۶] به هم‌ترازی در حرکت سیستم ناوبری اینرسی بر اساس الگوریتم تخمین متمرکز و غیرمتمرکز کالمن پرداختند. در کاری دیگر با جدا کردن متغیرهای حالت وضعیت خودرو، از یک تخمین زن کالمن مکعبی غیرمتمرکز در تخمین متغیرهای حالت سیستم ناوبری ترکیبی استفاده کردند [۷]. همچنین از دیدگاه الگوریتم‌های هوشمند، رفعت‌نیا و همکاران به ارائه فیلتر شبکه عصبی موجک برای هم‌ترازی سیستم ناوبری اینرسی در حرکت پرداختند [۸]. نتایج کار حاکمی از دقت بالای تخمین زن پیشنهادی نسبت به روش‌های معمول مانند فیلتر کالمن توسعه‌یافته می‌باشد.

در این مقاله هدف هم‌ترازی در حال حرکت سیستم ناوبری اینرسی با استفاده از سیستم موقعیت‌یاب جهانی<sup>۵</sup> است. برای این منظور از الگوریتم تخمین زن پیش‌بین استفاده خواهد شد. در این روش به کمک مجموعه‌ای از اطلاعات پیش‌بین که به شکل پنجره‌ای در داده‌های اندازه‌گیری شده حرکت می‌کند، به تخمین متغیرهای حالت و پارامترهای سیستم ناوبری اینرسی می‌پردازد. تخمین زن غیرخطی و مقاوم ارائه‌شده در این مقاله به دلیل استفاده از تعداد بیش‌تری از داده‌های اندازه‌گیری برای تخمین در هر لحظه، قوام و دقت بیش‌تری را نسبت به فیلتر کالمن در مقابل عدم قطعیت مدل‌سازی و اغتشاشات انرژی محدود خواهد داشت.

### سیستم ناوبری اینرسی

بر اساس شکل ۱ سامانه ناوبری اینرسی شامل روابط دینامیکی تغییرات متغیرهای حالت سامانه است که در آن‌ها از خروجی حسگرهای اینرسی ریز الکترومکانیکی به‌عنوان ورودی برای بروز رسانی متغیرهای حالت استفاده می‌شود. براساس این شکل دستگاه‌های مختصات استفاده‌شده در سیستم ناوبری متشکل از چهار

<sup>1</sup> Unscented Kalman Filter (UKF)

<sup>2</sup> Extended Kalman filter (EKF)

<sup>3</sup> Bias

<sup>4</sup> Scale factor

<sup>5</sup> Global Positioning System (GPS)

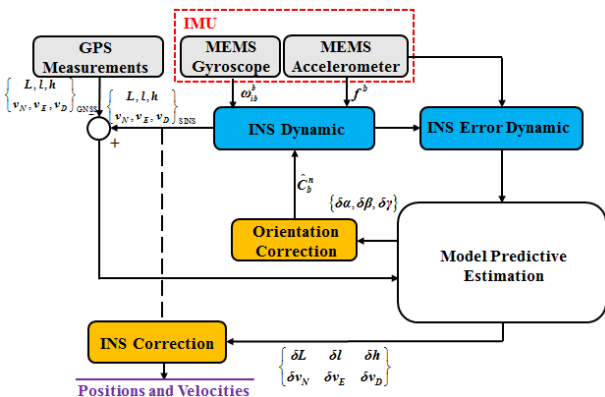
که در آن‌ها علامت (e) به معنای مقادیر تخمین‌زده شده و مقادیر بدون علامت به معنای مقادیر دقیق هستند. بر همین اساس ماتریس انتقال (۶) در حرکت زیر همتراز می‌شود:

$$\hat{C}_b^n = [I - \Psi] C_b^n \quad (14)$$

که در آن  $I$  ماتریس همانی و  $\Psi$  ماتریس از خطاهای وضعیت بوده و به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$\Psi = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\gamma & \delta\beta \\ \delta\gamma & 0 & -\delta\alpha \\ -\delta\beta & \delta\alpha & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

ساختار کلی الگوریتم همترازی در حرکت سیستم ناوبری اینرسی در شکل ۲ ارائه شده است. بر این اساس در حین حرکت سیستم ناوبری اینرسی، مقادیر موقعیت و سرعت براساس معادلات (۱)-(۴) و براساس ورودی‌های سنسورهای اینرسی محاسبه شده و مقادیر متغیرهای حالت خطای سیستم ناوبری اینرسی براساس معادلات (۹) و استفاده از یک الگوریتم تخمین مناسب تخمین زده می‌شود. سپس مقادیر تخمینی برای محاسبه مقادیر دقیق موقعیت و سرعت براساس معادلات (۱۲) - (۱۳) استفاده می‌شود. در نهایت ماتریس انتقال برای همترازی در حرکت توسط معادله (۱۴) همتراز می‌شود.



شکل ۲: ساختار کلی الگوریتم همترازی در حرکت سیستم ناوبری اینرسی

### الگوریتم تخمین مدل پیش‌بین

روش تخمین افق در حرکت بر پایه حفظ داده‌های پیشین در الگوریتم تخمین می‌باشد، این روش به کمک مجموعه‌ای از اطلاعات پیشین که به شکل پنجره‌ای در داده‌های اندازه‌گیری شده حرکت می‌کند، به تخمین متغیرهای حالت و پارامترها می‌پردازد [۱۰]. متغیرهای حالت در هر لحظه به کمک  $N+I$  داده اندازه‌گیری شده قبلی محاسبه می‌شود و این داده‌ها در لحظه بعدی به شکل مجموعه‌ای (پنجره) با طول ثابت به‌روزرسانی می‌شوند. شکل ۳ روش عملکرد این الگوریتم را ارائه می‌دهد.

براساس معادله (۹) اگر معادلات خطا قابل‌بیان به شکل زیر باشند:

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= Ax_k + w_k \\ y_k &= Cx_k + v_k \end{aligned} \quad (16)$$

در این صورت مسئله‌ی تخمین افق پیش‌بین به شکل زیر قابل‌بیان می‌باشد [۱۰]:

که در آن بردار ورودی ژيروسکوپ سه‌محوره،  $\underline{\omega}^b = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$  را می‌توان به صورت رابطه زیر نوشت:

$$\underline{\omega}^b = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T = (\tilde{\omega}^b) - C_n^b [\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n] \quad (8)$$

که در آن  $\tilde{\omega}^b$  داده‌های ژيروسکوپ‌های سه‌محوره متصل به بدنه می‌باشد. همچنین  $\omega_{en}^n$  و  $\omega_{ie}^n$  به ترتیب تصویر سرعت دورانی زمین بر روی مختصات محلی و سرعت دورانی مختصات محلی نسبت به دستگاه مختصات زمینی می‌باشد.

### معادلات خطای سیستم ناوبری اینرسی

در این بخش به توسعه‌ی معادلات خطا در سیستم ناوبری سه‌جهت پرداخته می‌شود؛ که در همترازی سیستم ناوبری اینرسی استفاده می‌شود. در دینامیک خطای سیستم ناوبری اینرسی پانزده متغیر حالت سیستم شامل سه خطای وضعیت ( $\delta\omega = [\delta\alpha \ \delta\beta \ \delta\gamma]^T$ )، سه خطای سرعت ( $\delta V = [\delta v_N \ \delta v_E \ \delta v_D]^T$ )، سه بایاس شتاب‌سنج در راستای محورهای ناوبری ( $B = [B_N \ B_E \ B_D]^T$ ) و در نهایت سه دررفت ژيروسکوپ ( $D = [D_N \ D_E \ D_D]^T$ ) هستند. با فرض متغیرهای حالت به شکل  $\delta x = [\delta\omega \ \delta V \ \delta P \ D \ B]^T$  معادلات خطای سیستم ناوبری اینرسی به شکل زیر قابل‌ارائه می‌باشد [۱]:

$$\delta \dot{x} = F(x)\delta x + M(x)\delta u \quad (9)$$

که در آن ماتریسی براساس متغیرهای حالت (۱)-(۴) هستند. همچنین  $\delta u$  برداری شامل بایاس شتاب‌سنج‌ها و دررفت ژيروسکوپ‌ها در مختصات بدنه و ماتریس  $M$  ماتریس ضرایب وزنی این بردار است. برای مدل‌سازی بایاس شتاب‌سنج‌ها ( $B_i$ ) و دررفت ژيروسکوپ‌ها ( $D_i$ ) در مختصات بدنه از یک مدل گوس-مارکوف مرتبه اول به شکل زیر استفاده می‌شود [۹]:

$$\dot{B}_i = -\beta B_i + \sigma \sqrt{2\beta} w(t) \quad i = N, E, D \quad (10)$$

$$\dot{D}_i = -\beta D_i + \sigma \sqrt{2\beta} w(t) \quad i = N, E, D \quad (11)$$

که در آن  $\beta$  و  $\sigma$  به ترتیب انحراف از معیار<sup>۱</sup> و معکوس زمان همبستگی<sup>۲</sup> هستند. همچنین  $w(t)$  نویز سفید گوسی (نویز سفید با تابع چگالی احتمال گوسی) می‌باشد.

بر همین اساس، موقعیت و سرعت تخمین‌زده شده سیستم ناوبری اینرسی براساس معادلات (۱)-(۴) و معادله (۹) به شکل زیر تصحیح پیدا می‌کنند:

$$\begin{aligned} L &= \hat{L} - \delta L \\ l &= \hat{l} - \delta l \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} h &= \hat{h} - \delta h \\ v_N &= \hat{v}_N - \delta v_N \\ v_E &= \hat{v}_E - \delta v_E \\ v_D &= \hat{v}_D - \delta v_D \end{aligned} \quad (13)$$

<sup>1</sup> Standard deviation

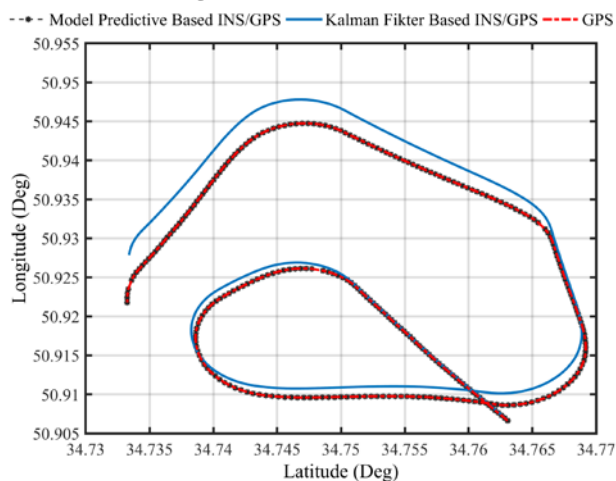
<sup>2</sup> Correlation time

در اینجا منظور از عدم قطعیت در مدل همان خطا و یا به عبارتی بایاس شتابسنجها و ژیرسکوپها اینرسی می تواند باشد.



شکل ۴: امکانات تست خودرو

در شکل ۵ تخمین مسیر طول و عرض جغرافیایی خودرو ارائه شده شده است، همان طور که از نتایج مشخص است الگوریتم مدل پیش بین نتایج بهتری را نسبت به فیلتر کالمن ارائه می دهد و این به دلیل استفاده از داده های اندازه گیری و محاسبه ی خطای تخمین در افقی به اندازه ده مرحله می باشد، ولی در روش فیلتر کالمن فقط داده های اندازه گیری مرحله قبل قابل استفاده می باشد.



شکل ۵: تخمین مسیر حرکت

به منظور مقایسه بهتر نتایج، در شکل ۶ خطای تخمین موقعیت (الف) طول از مبدأ جغرافیایی (ب) عرض از مبدأ جغرافیایی و (ج) ارتفاع سیستم ناوبری ترکیبی ارائه شده است. براساس شکل ۶، تخمین زن ارائه شده از دقت بیش تری نسبت به روش رایج فیلتر کالمن برخوردار است.

در شکل ۷ خطاهای تخمین سرعت سیستم در مختصات ناوبری ارائه می شود، همان طور که از نتایج مشخص است، خطای تخمین در روش مدل پیش بین هم مقادیر کمتری را دارا می باشد و هم به نسبت روش فیلتر کالمن از نوسانات کمتری برخوردار می باشد.

$$\min \Psi_k^N = \hat{w}_{k-N+1|k}^T P_{k-N+1|k}^{-1} \hat{w}_{k-N+1|k} + \sum_{j=k-N}^{k-1} \hat{w}_{j|k}^T Q^{-1} \hat{w}_{j|k} + \sum_{j=k-N}^k \hat{v}_{j|k}^T R^{-1} \hat{v}_{j|k} \quad (17)$$

شکل ۳: الگوریتم تخمین مدل پیش بین

در این مسئله در حقیقت به ازای داشتن بردار اندازه گیری هدف محاسبه ی  $\hat{w}_{k-N+1|k}$ ،  $\hat{v}_{j|k}$ ،  $\hat{x}_{j+1|k}$  به شکلی می باشد که تابع هزینه ی (۱۷) مینیمم شود. با فرض  $e_{k|k} = x_k - \hat{x}_{k|k}$  و شکل زیر بازنویسی می شود:

$$\Psi_{k-1|k} = \hat{w}_{k-1}^T (Q^{-1} - \Upsilon_0) \hat{w}_{k-1|k} + e_{k-1|k}^* T C^T R^{-1} C e_{k-1|k}^* + e_{k-1|k}^* T A^T \Upsilon_0 A e_{k-1|k}^* - 2 \hat{w}_{k-1|k}^T \Upsilon_0 A e_{k-1|k}^* \quad (17)$$

در معادله ی بالا  $\Upsilon_0 = C^T R^{-1} C$  بوده و در نتیجه با اعمال شرایط بهینگی برای تابع هزینه، مقدار بهینه  $\hat{w}_{k-1|k}^*$  که در ارتباط خطی با  $e_{k-1|k}^*$  از رابطه زیر محاسبه می شود:

$$\frac{\partial \Psi_{k-1|k}}{\partial \hat{w}_{k-1|k}^*} \Big|_{\hat{w}_{k-1|k}^*} = 0 = 2(Q^{-1} + \Upsilon_0) \hat{w}_{k-1|k}^* - 2 \Upsilon_0 A e_{k-1|k}^* \rightarrow \hat{w}_{k-1|k}^* = (Q^{-1} + \Upsilon_0)^{-1} \Upsilon_0 A e_{k-1|k}^* = L_{-1} e_{k-1|k}^* \quad (18)$$

براساس معادله (۱۷)، تخمین زن به شکل بسته و با حلی تحلیلی ارائه می شود که به سادگی امکان پیاده سازی را دارد.

### پیاده سازی الگوریتم

الگوریتم تخمین ارائه شده برای همترازی در حرکت سیستم ترکیبی INS/GPS استفاده می شود. برای صحت سنجی الگوریتم ارائه شده از تست خودرو استفاده می شود. امکانات این تست در شکل ۴ ارائه شده است. این سیستم شامل سیستم ADIS16407 می باشد که شامل شتابسنج های سه محوره و ژیرسکوپ های سه محوره با فرکانس به روزرسانی ۵۰ هرتز می باشد. داده های موقعیت و سرعت مرجع توسط سیستم (GARMIN35) GPS با فرکانس ۱ هرتز به روزرسانی می شوند.

### نتایج تست ها و تحلیل نتایج

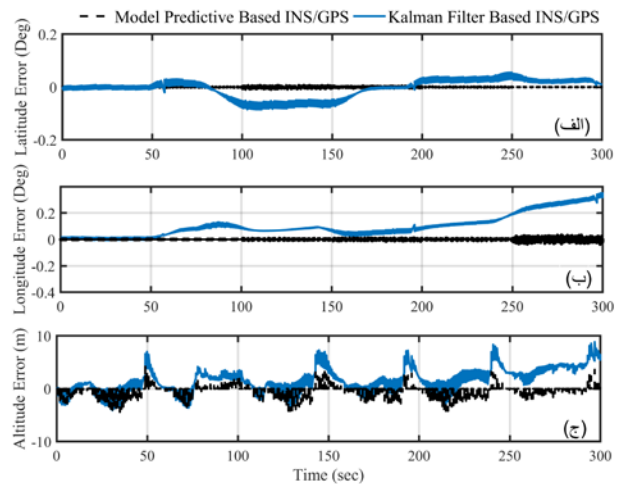
در این قسمت عملکرد تخمین زن مدل پیش بین ارائه شده برای همترازی در حرکت سامانه ناوبری ترکیبی اینرسی- جهانی با عملکرد تخمین زن رایج کالمن مقایسه می شود. لازم به ذکر است که هدف از پیاده سازی تخمین زن مدل پیش بین برای سامانه ناوبری ترکیبی اینرسی- جهانی کاهش بیش از پیش عدم قطعیت در مدل است که

## نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

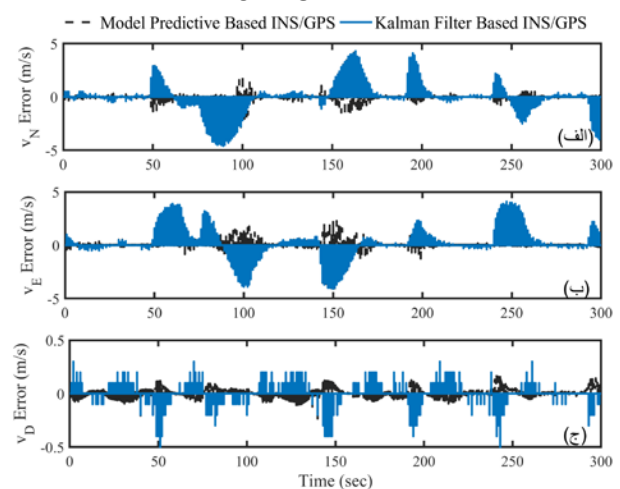
در این مقاله به منظور افزایش دقت تخمین به هم‌ترازی در حرکت سیستم ناوبری ترکیبی اینرسی توسط تخمین‌زن مدل پیش‌بین پرداخته شد. از تست خودرو برای صحت‌گذاری بر الگوریتم موردنظر استفاده شد. براساس نتایج به‌دست‌آمده، الگوریتم پیشنهادی عملکرد قابل قبولی در کاهش خطای تخمین متغیرهای حالت سامانه ناوبری اینرسی نسبت به روش‌های رایجی همچون فیلتر کالمن دارد؛ که این بهبود عملکرد به دلیل در نظر گرفتن مجموعه‌ای از داده‌های اندازه‌گیری از زمان‌های گذشته و استفاده از آن‌ها در تخمین متغیرهای حالت در مرحله بعدی می‌باشد.

از آنجا که سیستم ناوبری خطی می‌باشد و از طرفی چون فیلتر کالمن پاسخ بهینه را ارائه می‌دهد، نیازی به سایر الگوریتم‌های تخمین که مناسب برای سیستم‌های غیرخطی هست نیست. ولی چون در تخمین پیش‌بین افق تخمین بیشتر از یک در نظر گرفته شده است روش پیشنهاد شده عملاً دقت بالاتری نسبت به فیلتر کالمن دارد.

- [1] Rafatnia, S., Nourmohammadi, H., Keighobadi, J. and Badamchizadeh, M.A., 2018. In-move aligned SINS/GNSS system using recurrent wavelet neural network (RWNN)-based integration scheme. *Mechatronics*, 54, pp.155-165.
- [2] Nourmohammadi, H. and Keighobadi, J., 2018. Integration Scheme for SINS/GPS System Based on Vertical Channel Decomposition and In-Motion Alignment. *AUT Journal of Modeling and Simulation*, 50(1), pp.13-22.
- [3] St-Pierre, M. and Gingras, D., 2004, June. Comparison between the unscented Kalman filter and the extended Kalman filter for the position estimation module of an integrated navigation information system. In *IEEE Intelligent Vehicles Symposium* (pp. 831-835).
- [4] Shin, E.H. and El-Sheimy, N., 2004, April. An unscented Kalman filter for in-motion alignment of low-cost IMUs. In *Position Location and Navigation Symposium, 2004. PLANS 2004* (pp. 273-279). IEEE.
- [5] Ali, J. and Ushaq, M., 2009. A consistent and robust Kalman filter design for in-motion alignment of inertial navigation system. *Measurement*, 42(4), pp.577-582.
- [6] Nourmohammadi, H. and Keighobadi, J., 2018. Design and experimental evaluation of indirect centralized and direct decentralized integration scheme for low-cost INS/GNSS system. *GPS Solutions*, 22, pp.1-18.
- [7] Nourmohammadi, H. and Keighobadi, J., 2017. Decentralized INS/GNSS system with MEMS-grade inertial sensors using QR-factorized CKF. *IEEE Sensors Journal*, 17(11), pp.3278-3287.
- [8] Keighobadi, J., Vosoughi, H. and Faraji, J., 2018. Design and implementation of a model predictive observer for AHRS. *GPS Solutions*, 22(1), p.29.
- [9] Nourmohammadi, H. and Keighobadi, J., 2018. Fuzzy adaptive integration scheme for low-cost



شکل ۶: خطای تخمین الف) طول از مبدأ جغرافیایی ب) عرض از مبدأ جغرافیایی ج) ارتفاع



شکل ۷: خطاهای تخمین سرعت

برای مقایسه دقیق‌تر دو الگوریتم تخمین استفاده‌شده در این مقاله، در جدول ۱ میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین هر دو الگوریتم تخمین ارائه شده است. براساس این جدول تخمین‌زن مدل پیش‌بین ارائه شده در این مقاله عملکرد مطلوب‌تری نسبت به الگوریتم فیلتر کالمن در کاهش میانگین و انحراف معیار خطای تخمین دارد.

جدول ۱: مقایسه میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین

فیلتر کالمن		تخمین‌زن مدل پیش‌بین		خطای تخمین
انحراف معیار	میانگین	انحراف معیار	میانگین	
۰/۰۳۵۵	-۰/۰۰۸۸	۰/۰۰۰۴	۰/۰۰۰۲	$L$ (Deg)
۰/۰۸۵۹	۰/۱۰۱۲	۰/۰۰۰۵	-۰/۰۰۰۱	$l$ (Deg)
۲/۱۱۲۳	۱/۶۳۴۴	۰/۲۹۴۲	-۰/۰۲۰۳	$h$ (m)
۰/۲۵۵۴	-۰/۰۰۱۲	۰/۲۳۵۱	-۰/۰۰۱۲	$v_N$ (m/s)
۰/۲۷۰۱	۰/۰۰۱۶	۰/۲۴۴۹	۰/۰۰۵۷	$v_E$ (m/s)
۰/۰۴۰۶	۰/۰۰۶۳	۰/۰۲۱۳	-۰/۰۰۰۴	$v_D$ (m/s)

SINS/GPS navigation system. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 99, pp.434-449.

- [10] Allan, D.A. and Rawlings, J.B., 2019. Moving Horizon Estimation. In *Handbook of Model Predictive Control* (pp. 99-124). Birkhäuser, Cham.