

طراحی و اجرای مدل بدیع خطای حسگرهای اینرسی در فیلتر کالمن توسعه یافته بر اساس الگوریتم ژنتیک

صدرا رفعت نیا

جواد فرجی

جعفر کیقبادی*

فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران

دانشجوی دکترا، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران

دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران

چکیده

در این مقاله، مدلی جدید بر پایه الگوریتم ژنتیک به صورت بلادرنگ برای خطای حسگرهای اینرسی ارزان قیمت توسعه داده می شود. در سامانه های ناوبری اینرسی عدم رفع خطاهای حسگرهای اینرسی نه تنها سبب می شود خطاهای موقعیتیابی به شدت افزایش یابد بلکه منجر به کاهش دقت در تخمین سایر متغیرهای حالت ناوبری نیز می شود. این موضوع اهمیت و ضرورت ارائه الگوریتمی کارآمد برای مدل سازی نسبتاً دقیق از خطاهای حسگرهای اینرسی می شود. در این مقاله، از الگوریتم ژنتیک برای مدل سازی خطای حسگرهای اینرسی استفاده شده است. هدف اصلی از طراحی این مدل این است که با وجود خطاهای اندازه گیری در حسگرهای ناوبری اینرسی، بتوان تخمین دقیقی از موقعیت، سرعت و زوایای سمت و تراز سیستم ناوبری اینرسی داشت. به منظور پیاده سازی و مقایسه الگوریتم ارائه شده و صحت گذاری آن از تست خودرو استفاده می شود. نتایج حاصل از تست نشان می دهد که با استفاده از الگوریتم طراحی شده، دقت تخمین متغیرهای حالت ناوبری اینرسی نسبت به سایر روش های متداول همچون گوس-مارکوف به میزان قابل توجهی افزایش خواهد یافت. لذا در حالت کلی این روش ارائه شده سبب بهبود نتایج ناوبری اینرسی خواهد شد.

واژه های کلیدی: سیستم ناوبری اینرسی، الگوریتم ژنتیک، مدل خطای حسگرهای اینرسی، تخمین، فیلتر کالمن توسعه یافته.

Design and implementation a novel inertial sensor errors model in extended Kalman filter based on genetic algorithm

Sadra Rafatnia

Javad Faraji

Jafar Keighobadi

Faculty of Mechanical Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran

Faculty of Mechanical Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran

Faculty of Mechanical Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran

Abstract

In this paper, a novel algorithm for the real-time modeling of the inertial sensor errors is developed based on the genetic algorithm. In the inertial navigation systems, failure to compensate inertial sensor errors not only could result in exponentially increasing of positioning errors, but also leads to loss of precision in the estimation of other states. This subject indicates the importance of providing an accurate algorithm for sensor errors modeling in the Inertial Navigation Systems (INS). In this respect, a genetic algorithm is proposed in this study for modeling of inertial sensor errors. The main aim of designing this algorithm is to improve the estimation accuracy of position, velocity and attitude of the INS in the presence of uncertainties in inertial sensors. Some vehicular tests have been carried out in order to comparison, implementation and verification of the proposed integration scheme. The experimental results indicate that the proposed algorithm enhanced the estimation accuracy compared with the conventional Gauss-Markov model. Therefore, in general, the proposed method will improve the results of inertial navigation.

Keywords: Inertial Navigation System, Genetic Algorithm, Inertial Sensors Error Model, Estimation, Extended Kalman Filter.

۱- مقدمه

ثابت که خطای خروجی حسگر هنگامی که ورودی به آن اعمال نشده می باشد. بزرگی این بایاس به اندازه ورودی و یا نوع حرکت جسم بستگی ندارد و گاهی نیز با نام بایاس مستقل از شتاب خوانده می شود. این بایاس معمولاً با واحد درجه بر ساعت و یا با واحد درجه بر ثانیه برای حسگرهای با دقت پایین بیان می شود. (۲) بایاس وابسته به شتاب که بزرگی آن متناسب با بزرگی شتاب اعمال شده به جسم است. این بایاس معمولاً با واحد درجه بر ساعت بر شتاب جاذبه بیان می گردد. با توجه به تعداد زیاد پارامترهای موجود در مدل خطای حسگرها و عدم مشاهده پذیری همه آن ها، در الگوریتم های طراحی شده تنها بایاس ژيروسکوپ در نظر گرفته می شود. همچنین حسگرهای شتاب سنج نیز دارای عیب های ساختاری و خطاهای جهت گیری هستند که دقت اندازه گیری نیروی مخصوص در آن ها را محدود می کنند. این خطاها

امروزه از حسگرهای اینرسی برای اندازه گیری شتاب، موقعیت مرکز جرم و سرعت زاویه ای یک جسم متحرک استفاده می شود. بسیاری از این حسگرها را می توان در کاربردهای ناوبری برای تعیین موقعیت، سرعت و زوایای سمت و تراز وسیله نقلیه به کار برد. یکی از مهم ترین علل افزایش خطای سیستم ناوبری اینرسی که موجب انحراف مسیر ناوبری از مسیر واقعی می باشد، خطاهای موجود در حسگرهای اینرسی است. پارامترهای خطای مؤثر در حسگرهای شتاب سنج، شامل ناپایداری بایاس های ثابت و تصادفی و خطای مقیاس گذاری هستند. همچنین تمام حسگرهای ژيروسکوپ دارای عیب های ساختاری و خطاهای جهت گیری می باشند که دقت اندازه گیری نرخ زاویه ای در

آن ها را محدود می کنند. این خطاها عبارتند از (۱) بایاس یا دررفت * نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: keighobadi@tabrizu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۷/۰۵/۲۷

تاریخ پذیرش: ۹۸/۰۸/۲۷

عبارت‌اند از (۱) بایاس ثابت که خطای خروجی حسگر هنگامی که ورودی به آن اعمال نشده است. این بایاس بسته به دقت حسگر معمولاً با واحد میلی g (شتاب گرانش) و یا میکرو g بیان می‌شود. (۲) بایاس متغیر که بزرگی آن متناسب با بزرگی شتاب اعمال شده به جسم است. در سیستم‌های ناوبری اینرسی خصوصاً با حسگرهای ریز الکترومکانیکی ارزان قیمت (MEMS) به علت تغییرات تصادفی و یا ناپایداری ضرایب کالیبراسیون، از ترکیب سیستم اینرسی با سیستم‌های کمکی مانند سامانه موقعیت‌یاب جهانی (GPS) برای کالیبراسیون بلادرنج حسگرها با یک فرکانس مناسب استفاده می‌شود. سوکاره و همکارانش در زمینه خطاهای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ بعد از انجام تست‌هایی با سامانه ناوبری اینرسی ریز الکترومکانیکی که شامل شروع و توقف‌های ناگهانی برای موقعیت‌یابی وسیله نقلیه زمینی بود، به این نتیجه رسیدند که در صورت عدم رفع خطای ژيروسکوپ، خطای موقعیت‌یابی با توان سوم زمان افزایش خواهد یافت [۱۱]؛ بنابراین آن‌ها با استفاده از داده‌های موقعیت و سرعت سامانه موقعیت‌یاب جهانی به‌عنوان اندازه‌گیری خارجی و بهره‌گیری از ویژگی‌های درازمدت خطای موقعیت‌یابی آن و بهره‌گیری از تخمین‌گر کالمن توسعه‌یافته، خطای موقعیت‌یابی را کاهش دادند [۱]. در حالت کلی وجود اندازه‌گیری‌های اضافی باعث بهبود دقت در تعیین پارامترهای مسیر متحرک می‌شود [۲]. فارل و همکارانش و همچنین وندل و همکارانشان نشان دادند که به‌منظور ترکیب بهینه دو سامانه ناوبری اینرسی و GPS به شکل آنلاین، استفاده از تخمین‌گر کالمن و مشتقات آن (از نوع توسعه‌یافته آن برای سامانه‌های غیرخطی) رایج است [۳، ۴]. تخمین‌گر کالمن بر مبنای خطی سازی معادلات دینامیک و معادلات اندازه‌گیری به‌وسیله بسط تیلور عمل می‌کند. تخمین‌گرهای نوع کالمن فقط تحت شرایطی می‌توانند جواب قابل قبولی ارائه بدهند که در آن مدل دینامیک حالت خاص و از پیش تعیین‌شده‌ای داشته باشد و اطلاعات ورودی به‌گونه‌ای باشند که با مدل دینامیک سازگاری داشته باشند [۱، ۲]؛ و این در حالی است که تعیین و تنظیم مدل اتفاقی مشخص برای هر کدام از حسگرهای اینرسی ریز الکترومکانیکی به‌طوری‌که مناسب هر شرایط محیطی بوده و رفتار درازمدت خطای این حسگرها را نیز منعکس کند بسیار مشکل می‌باشد [۳]. به‌منظور بهبود عملکرد تخمین‌گر کالمن توسعه‌یافته فنگ و همکارش با طراحی تخمین‌گر پیش‌بین خطای مدل‌سازی ناشی از بایاس شتاب‌سنج‌ها را در سامانه ترکیبی اینرسی-جهانی تخمین زدند [۵]. آن‌ها خطای دریافت ژيروسکوپ‌ها را به‌عنوان متغیر حالت در نظر گرفته و طی فرایند تخمین توسط تخمین‌گر کالمن توسعه‌یافته اصلاح شده و با در نظر گرفتن مدل دینامیک گوس-مارکوف مرتبه اول برای آن‌ها تخمین زدند. نتایج تست انجام‌شده بر روی هواپیما نشان‌دهنده کاهش خطای تخمین سرعت و خطای تخمین موقعیت می‌باشد [۵]. نورمحمدی و کیقبادی به ارائه تخمین‌زن تطبیقی، کالمن-فازی نوینی پرداختند که در آن بایاس شتاب‌سنج‌ها و خطای دریافت ژيروسکوپ‌ها به‌صورت مدل گوس-مارکوف مرتبه اول در نظر گرفته‌شده است [۶]. همچنین در کاری دیگر [۷] به ارائه الگوریتم تخمین متمرکز و غیرمتمرکز کالمن پرداختند که در آن بایاس شتاب‌سنج‌ها و خطای دریافت ژيروسکوپ‌ها به‌صورت متغیرهای حالت سیستم و با در نظر گرفتن مدل گوس-مارکوف مرتبه اول مدل‌سازی شدند. در بسیاری از کارهای ارائه‌شده در بالا از مدل گوس-مارکوف

مرتبه اول برای مدل‌سازی بایاس شتاب‌سنج‌ها و دریافت ژيروسکوپ‌ها استفاده شده است. اگرچه این مدل عملکرد مناسبی در مدل‌سازی خطاهای اتفاقی حسگرهای اینرسی دارد، اما عملکرد این مدل وابسته به انتخاب زمان همبستگی و انحراف معیار فرآیند نویز سفید دارد. به‌علاوه به نظر می‌رسد تابع خودهمبستگی خطای اتفاقی حسگرهای اینرسی از فرآیند گوس-مارکوف مراتب بالاتر پیروی می‌کند [۸].

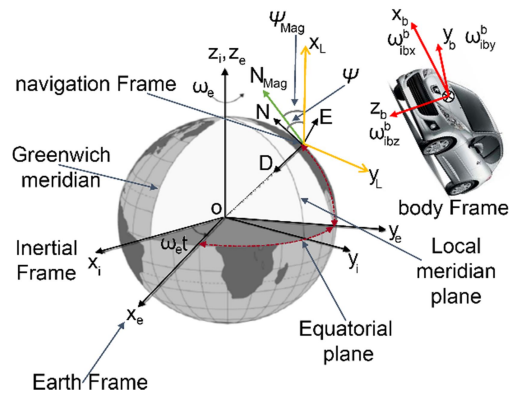
استفاده از الگوریتم‌های هوشمند یکی از روش‌های استفاده شده برای ارائه الگوریتم‌های تخمین با دقت بالا می‌باشد. در همین راستا رفعت‌نیا و همکاران [۹] با استفاده از منطق فازی نوع ۲ به تنظیم ماتریس‌های هموردای فیلتر کالمن پرداختند. در کاری دیگر با استفاده از شبکه عصبی خود تنظیمی موجک به ترکیب اطلاعات در سامانه ناوبری اینرسی و موقعیت یاب جهانی پرداختند [۱۰]. نورمحمدی و کیقبادی [۶] یک تخمین‌زن کالمن توسعه‌یافته در ترکیب با فازی برای تخمین متغیرهای حالت استفاده نمودند. در این کار با توجه به مانور خودرو امکان انتخاب بین سیستم ناوبری اینرسی و سیستم مجموعه زوایای سمت و تراز یک سیستم مرجع برقرار می‌شد. استفاده از الگوریتم ژنتیک یکی دیگر از روش‌های هوشمند ارائه شده در مراجع برای افزایش دقت تخمین سامانه ناوبری ترکیبی می‌باشد. الگوریتم ژنتیک را می‌توان روش بهینه‌سازی تصادفی جهت‌دار دانست که به‌تدریج به سمت نقطه بهینه حرکت می‌کند. در مورد ویژگی‌های الگوریتم ژنتیک در مقایسه با دیگر روش‌های بهینه‌سازی می‌توان گفت که الگوریتمی است که بدون داشتن هیچ‌گونه اطلاعی از مسئله و هیچ‌گونه محدودیتی بر نوع متغیرهای آن برای هرگونه مسئله‌ای قابل‌اعمال است و دارای کارایی اثبات‌شده‌ای دریافتن بهینه کلی می‌باشد. توانایی این روش در حل مسائل پیچیده بهینه‌سازی است که روش‌های کلاسیک یا قابل‌اعمال نبوده و یا دریافتن بهینه کلی قابل‌اطمینان نیستند [۱۱]. لوو و همکاران به کمک الگوریتم ژنتیک به محاسبه ماتریس هموردای نویز و ورودی پرداختند، نتایج آن‌ها از بهبود عملکرد تخمین‌گر کالمن نسبت حالتی که ماتریس نویز مقادیر ثابتی داشت نشان می‌دهد [۱۲]. کیقبادی و همکاران با استفاده از الگوریتم ژنتیک به ارائه فیلتری برای تخمین ارتفاع در کانال عمودی سیستم ناوبری اینرسی پرداختند [۱۳]. لئوبیس و همکاران [۱۴] از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی توابع عضویت در فیلتر کالمن طبقی مبتنی بر منطق فازی استفاده نمودند. کاهش خطای تخمین موقعیت سیستم ناوبری ترکیبی در مقایسه با روش‌های تخمین رایج از نتایج این کار بود. حسن‌سین و همکاران [۱۵] از الگوریتم ژنتیک برای تعیین و بهینه سازی پارامترهای یک تخمین‌زن فازی-عصبی در سامانه ناوبری ترکیبی بهره بردند.

با توجه به توضیحات بالا و نیاز به الگوریتمی مناسب برای محاسبه بایاس شتاب‌سنج‌ها و دریافت ژيروسکوپ‌ها، در این مقاله با استفاده از الگوریتم ژنتیک الگوریتم محاسبه نسبتاً دقیقی برای محاسبه این مقادیر ارائه می‌شود. مزیت اصلی این الگوریتم نسبت به الگوریتم‌های دیگری همچون گوس-مارکوف، عدم وابستگی به نویز سفید گوسی با هموردای معلوم می‌باشد. همچنین روش پیشنهادی حساسیت کمتری به نویزهای موجود اندازه‌گیری، عدم قطعیت در مدل فرآیند دارد. در قسمت نتایج عملکرد الگوریتم پیشنهادی در تست خودرو بررسی شده

است. در نهایت مقایسه‌ای بین روش گوس-مارکوف و الگوریتم ژنتیک برای تخمین بایاس‌های شتاب‌سنج و ژيروسکوپ ارائه می‌شود.

۲- سامانه 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. بر اساس این شکل دستگاه‌های مختصات استفاده‌شده در سیستم ناوبری متشکل از چهار دستگاه (۱) دستگاه مختصات زمینی، (۲) دستگاه مختصات اینرسی (۳) دستگاه مختصات محلی و (۴) دستگاه مختصات متصل به بدنه می‌باشد. دستگاه مختصات زمینی که با زیرنویس e نشان داده‌شده است، موقعیت تعیین‌شده توسط سامانه موقعیت‌یاب جهانی در استاندارد ۱۹۸۴ را ارائه می‌دهد. دستگاه مختصات اینرسی که با زیرنویس i ارائه می‌شود، دستگاه مرجعی است که در آن قوانین مکانیک نیوتونی برقرار باشد و این به این معنی است که این دستگاه مختصات یا ساکن است و یا با سرعت ثابتی در راستای خط راست حرکت می‌کند. دستگاه مختصات محلی (N-E-D) با صفحه‌ای مماس بر بیضی‌گون استاندارد ۱۹۸۴ سامانه جغرافیایی زمین تعریف می‌شود؛ و در نهایت دستگاه مختصات متصل به بدنه که با زیرنویس b نمایش داده می‌شود، یک دستگاه مختصات دکارتی سه‌بعدی راست‌گرد است که نسبت به جسم ثابت است و برای تعیین جهت نسبی جسم نسبت به دستگاه مختصات محلی به کار می‌رود.



شکل ۱- طرحواره سیستم ناوبری اینرسی

روابط موقعیت سامانه ناوبری اینرسی به‌صورت رابطه (۱) در فضای حالت زمان-پیوسته بیان می‌شود [۱۶].

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

که در آن L ، i و h به ترتیب عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع می‌باشند. همچنین R_N و R_E 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 صورت روابط (۲) تا (۴) تعریف می‌شوند [۱۶].

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

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

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

که در آن ω_e سرعت دورانی زمین و g شتاب گرانش می‌باشد. بردار نیروها در دستگاه N-E-D به شکل $f^n = [f_N \ f_E \ f_D]^T$ بوده و به صورت رابطه (۵) محاسبه می‌شود [۱۷].

$$f^n = (f_N \ f_E \ f_D)^T = C_b^n (\underline{f}^b - \underline{b}_a) \quad (5)$$

که در آن $\underline{f}^b$ بردار داده‌های شتاب‌سنج‌های سه محوره در مختصات متصل به بدنه بوده و $\underline{b}_a$ بردار بایاس شتاب‌سنج‌ها می‌باشد. ماتریس دوران انتقال از مختصات بدنه به مختصات N-E-D بوده و به صورت رابطه (۶) تعریف می‌شود [۱۸].

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

که در آن ϕ ، θ و ψ به ترتیب زوایای رول، پیچ و یاو حول مختصات متصل به بدنه بوده و بر اساس معادلات زوایای اوپلر به صورت روابط (۷) تا (۹) محاسبه می‌شوند [۱۹].

$$\phi = (\omega_y \sin \phi + \omega_z \cos \phi) \tan \theta + \omega_x \quad (7)$$

$$\theta = \omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi \quad (8)$$

$$\psi = (\omega_y \sin \phi + \omega_z \cos \phi) \sec \theta \quad (9)$$

که در آن بردار ورودی ژيروسکوپ سه محوره، $\underline{\omega}^b = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$ را می‌توان به‌صورت رابطه (۱۰) نوشت [۱۹]:

$$\underline{\omega}^b = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T = (\underline{\omega}^b - \underline{b}_g) - C_n^b [\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n] \quad (10)$$

که در آن $\underline{\omega}^b$ و $\underline{b}_g$ به ترتیب داده‌های ژيروسکوپ‌های سه محوره متصل به بدنه و دریافت متناسب با آن‌ها می‌باشند. همچنین ω_{ie}^n و ω_{en}^n به ترتیب تصویر سرعت دورانی زمین بر روی مختصات N-E-D و سرعت دورانی مختصات N-E-D نسبت به دستگاه مختصات زمینی می‌باشد. در ادامه ابتدا به معرفی مدل اتفاقی گوس-مارکوف برای خطای حسگرهای اینرسی پرداخته می‌شود. در ادامه روش الگوریتم ژنتیک موردبررسی قرار می‌گیرد و بایاس‌های شتاب‌سنج و ژيروسکوپ به‌صورت کروموزوم‌های الگوریتم ژنتیک ارائه می‌شوند تا بایاس‌های بهبودیافته در جهت کاهش خطای تخمین محاسبه گردد.

۳- مدل اتفاقی خطا

یکی از مسائلی که در پردازش سیگنال توجه را به خود معطوف نموده است، مدل‌سازی سیگنال می‌باشد. انتخاب‌های مختلفی برای مدل کردن سیگنال و خصوصیات آن وجود دارد. از یک دیدگاه می‌توان مدل‌های سیگنال را به دودسته مدل‌های معین و مدل‌های آماری تقسیم‌بندی نمود. مدل‌های معین عمدتاً برخی خواص شناخته‌شده سیگنال را مورد استفاده قرار می‌دهند. در این حالت تشکیل مدل سیگنال آسان است و تنها کافی است مقادیر پارامترهای مدل تخمین زده شود. در مدل‌های آماری سعی در ایجاد مدل با استفاده از خواص آماری سیگنال می‌باشد. مدل‌های گاوسی، زنجیره مارکوف و مدل مخفی مارکوف از جمله این روش‌ها هستند. فرض اساسی در مدل‌های آماری این است که می‌توان خواص سیگنال را به شکل فرآیندی تصادفی پارامتری مدل نمود [۲۰]. مدل گوس-مارکوف در اواخر دهه

۱۹۶۰ میلادی معرفی گردیده است و در حال حاضر به سرعت در حال گسترش دامنه کاربردها می‌باشد. دو دلیل مهم برای این مسئله وجود دارد. اول اینکه این مدل از لحاظ ساختار ریاضی بسیار قدرتمند است و به همین دلیل مبانی نظری بسیاری از کاربردها را شکل داده است. دوم اینکه مدل گوس-مارکوف اگر به صورت مناسبی ایجاد شود می‌تواند برای کاربردهای بسیاری مورد استفاده قرار گیرد.

۱-۳- فرایند گوس-مارکوف مرتبه اول

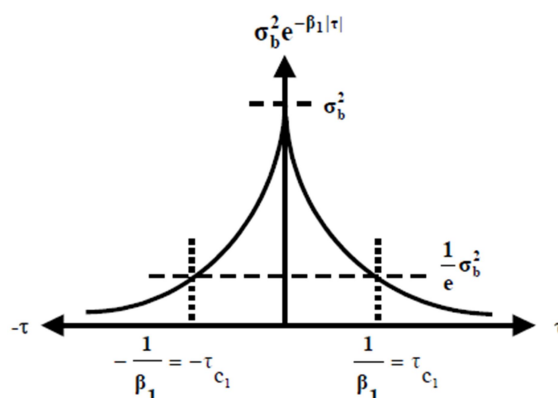
فرایند گوس-مارکوف فرآیندی اتفاقی با تابع توزیع احتمالی نمایی است که در بسیاری از کاربردهای مهندسی قابل استفاده می‌باشد. در بیشتر سیستم‌های اینرسی حال حاضر، عموماً از این فرایند برای مدل‌سازی خطاهای حسگرهای اینرسی استفاده می‌گردد که به صورت نمایی با رابطه (۱۱) بیان می‌شود [۲۰].

$$R_{bb_1}(\tau) = \sigma_b^2 e^{-\beta_1 |\tau|} \quad (11)$$

در رابطه (۱۱)، σ_b^2 انحراف از معیار داده‌های اندازه‌گیری حسگرها و β_1 معکوس زمان همبستگی، τ_{c_1} می‌باشند. این فرایند در شکل ۲ نشان داده شده است. بایاس شتاب‌سنج و دریافت ژيروسکوپ در معادلات ناپویری به صورت رابطه (۱۲) تعریف می‌شود [۱۶].

$$\dot{b}(t) = -\beta_1 b(t) + \sqrt{2\beta_1 \sigma_b^2} w(t) \quad (12)$$

در رابطه (۱۲)، w ، نویز سفید گوسی (نویز سفید با تابع چگالی احتمال گوسی یا نرمال) می‌باشد.



شکل ۲- نمودار فرایند گوس-مارکوف مرتبه اول

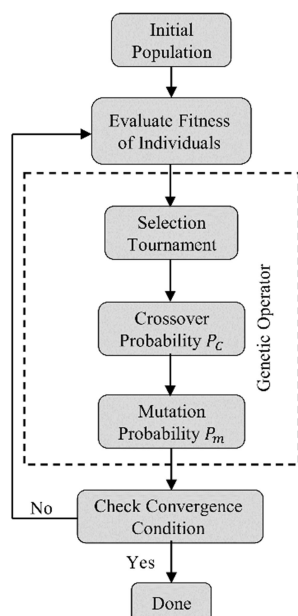
۴- الگوریتم ژنتیک در تخمین بایاس

الگوریتم ژنتیک یکی از زیرمجموعه‌های محاسبات تکامل‌یافته می‌باشد که رابطه مستقیمی با مبحث هوش مصنوعی دارد. الگوریتم ژنتیک را می‌توان روش جستجوی کلی نامید که از قوانین تکامل بیولوژیک طبیعی تقلید می‌کند. در هر نسل به کمک فرایند انتخابی متناسب با ارزش جواب‌ها و تولیدمثل جواب‌های انتخاب شده به کمک عملگرهایی که از ژنتیک طبیعی تقلید شده‌اند، تقریب‌های بهتری از جواب نهایی به دست می‌آید. این فرایند باعث می‌شود که نسل‌های جدید با شرایط مسئله سازگارتر باشد [۲۱]. در جهت افزایش سرعت پردازش برای سیستم‌های ناپویری که سیستم‌های با ثابت زمانی کوچک

می‌باشند، از الگوریتمی که در ادامه ارائه می‌شود استفاده خواهد شد. به‌طور کلی ساختار الگوریتم ژنتیک از اجزا زیر تشکیل می‌شود:

۴-۱- روند کلی الگوریتم‌های ژنتیکی

بر اساس شکل ۳ قبل از این که الگوریتم ژنتیکی بتواند اجرا شود، ابتدا باید کدگذاری (یا نمایش) مناسبی برای مسئله مورد نظر پیدا شود. معمولی‌ترین شیوه نمایش کروموزوم‌ها در الگوریتم ژنتیک به شکل رشته‌های دودویی می‌باشد. هر متغیر تصمیم‌گیری به صورت دودویی درآمد و سپس با کنار هم قرار گرفتن این متغیرها کروموزوم ایجاد می‌شود. گرچه این روش گسترده‌ترین شیوه کدگذاری می‌باشد، اما شیوه‌های دیگری مثل نمایش با اعداد حقیقی در حال گسترش هستند. همچنین یک تابع برازندگی نیز باید ابداع شود تا به هر راه‌حل کدگذاری شده ارزشی را نسبت دهد. در طی اجرا، والدین برای تولید مثل انتخاب می‌شوند و با استفاده از عملگرهای آمیزش و جهش با هم ترکیب می‌شوند تا فرزندان جدیدی تولید کنند. این فرایند چندین بار تکرار می‌شود تا نسل بعدی جمعیت تولید شود. سپس این جمعیت بررسی می‌شود و در صورتی که ضوابط همگرایی برآورده شوند، فرایند فوق خاتمه می‌یابد.



شکل ۳- کد برنامه مجازی الگوریتم ژنتیک ساده و فلوچارت آن

در الگوریتم‌های ژنتیکی، هر کروموزوم نشان‌دهنده یک نقطه در فضای جستجو و راه‌حلی ممکن برای مسئله مورد نظر است. خود کروموزوم‌ها (راه‌حل‌ها) از تعداد ثابتی ژن (متغیر) تشکیل می‌شوند. برای نمایش کروموزوم‌ها، معمولاً از کدگذاری‌های دودویی (رشته‌های بیتی) استفاده می‌شود. در این مقاله بایاس‌های ژيروسکوپ و شتاب‌سنج به شکل کروموزوم‌های الگوریتم ژنتیک اعمال شده و در جهت کاهش خطای تخمین در هر مرحله تکامل می‌یابند و در هر مرحله دوباره به‌روزرسانی می‌شوند. این الگوریتم در کل دوره‌ی ناپویری اعمال می‌شود. مجموعه‌ای از کروموزوم‌ها یک جمعیت را تشکیل می‌دهند. با

$$J_{acc} = \left[(v^{INS} - v^{GPS})^2 + (h^{INS} - h^{GPS})^2 \right] \quad (16)$$

که در آن v^{INS} سرعت کانال عمودی سیستم ناوبری اینرسی در هر لحظه و v^{GPS} سرعت عمودی سامانه موقعیت‌یاب جهانی در همان لحظه می‌باشد. همچنین h^{INS} و h^{GPS} ارتفاع محاسبه‌شده توسط سیستم ناوبری اینرسی و سامانه موقعیت‌یاب جهانی می‌باشند.

۴-۳-۲- تابع هزینه ژيروسکوپ

خروجی‌های ژيروسکوپ تأثیر مستقیم خود را بر روی زوایای سمت و تراز دارند، بنابراین در جهت تخمین بایاس ژيروسکوپ، برخلاف شتاب‌سنج، اگرچه متغیر حالت قابل‌اندازه‌گیری وجود ندارد، اما از آنجاکه خروجی ژيروسکوپ در نهایت تأثیر غیرمستقیمی بر متغیرهای حالت دارند، از تخمین عرض جغرافیایی و طول جغرافیایی وسیله نقلیه برای تنظیم این دریافت استفاده می‌شود.

$$J_{gyro} = \left[(l^{INS} - l^{GPS})^2 + (l^{INS} - l^{GPS})^2 \right] \quad (17)$$

که در معادله (۱۷)، l^{INS} و l^{INS} به ترتیب عرض از مبدأ و طول از مبدأ سیستم ناوبری اینرسی در هر لحظه و l^{GPS} عرض از مبدأ و طول از مبدأ اندازه‌گیری شده توسط سامانه موقعیت‌یاب جهانی در همان لحظه می‌باشند.

۴-۴- تابع برازندگی

به‌منظور حل هر مسئله با استفاده از الگوریتم‌های ژنتیکی، ابتدا باید تابع برازندگی برای آن مسئله ابداع شود. برای هر کروموزوم، این تابع عددی غیر منفی را برمی‌گرداند که نشان‌دهنده شایستگی یا توانایی فردی آن کروموزوم می‌باشد. در این مقاله تابع برازندگی به‌صورت روابط (۱۸) ارائه می‌شود:

$$\begin{aligned} l &= [\max(f) - \min(f)] \\ m &= \min(f) \times I(1, N) \\ a_1 &= (f_1 - m) / l \end{aligned} \quad (18)$$

در روابط (۱۸)، $f = f_i (i=1:N)$ مجموعه خروجی از تابع هزینه می‌باشد. خروجی a_1 ، مقداری بین صفر و یک خواهد داشت؛ و در مسائلی که هدف یافتن بیشینه تابع می‌باشد، استفاده می‌شود. اگر هدف کاهش تابع باشد از رابطه $1 - a_1$ به‌عنوان خروجی استفاده می‌شود. الگوریتم ژنتیک با در نظر گرفتن شروطی خاصی خاتمه می‌یابد که در زیر بعضی از آن‌ها ارائه شده است.

- (۱) تعداد مشخصی نسل: می‌توان شرط خاتمه را مثلاً ۱۰۰ دور چرخش حلقه اصلی برنامه قرارداد.
- (۲) عدم بهبود در بهترین شایستگی جمعیت در طی چند نسل متوالی.
- (۳) عدم‌تغییر بهترین شایستگی جمعیت تا یک زمان خاص.

۴-۵- عملگرهای الگوریتم ژنتیک

در الگوریتم‌های ژنتیکی، در طی مرحله تولید جمعیت جدید از عملگرهای ژنتیکی استفاده می‌شود. با تأثیر این عملگرها بر روی یک جمعیت، نسل بعدی آن جمعیت تولید می‌شود. عملگرهای انتخاب،

تأثیر عملگرهای ژنتیکی بر روی هر جمعیت، جمعیت جدیدی با همان تعداد کروموزوم تشکیل می‌شود.

۴-۲- کدگذاری و رمزگشایی متغیرها

اگر مقادیر متغیرها به شکل باینری بیان شوند، باید روشی برای تبدیل این مقادیر پیوسته به باینری و برعکس استفاده شود. برای کدگذاری از رابطه (۱۳) استفاده می‌شود [۲۱]:

$$\begin{aligned} p_{norm} &= \frac{p_n - p_{lo}}{p_{hi} - p_{lo}} \\ gene[m] &= \text{round} \left\{ p_{norm} - 2^{-m} - \sum_{p=1}^{m-1} gene[p] 2^{-p} \right\} \end{aligned} \quad (13)$$

و برای رمزگشایی از رابطه (۱۴) استفاده می‌شود:

$$\begin{aligned} p_{quant} &= \sum_{m=1}^{N_{gene}} gene[m] 2^{-m} + 2^{-(M+1)} \\ q_n &= p_{quant} (p_{hi} - p_{lo}) + p_{lo} \end{aligned} \quad (14)$$

که در آن‌ها p_{norm} ، مقدار نرمالایز شده‌ی متغیر، p_{hi} و p_{lo} به ترتیب کمترین و بیشترین مقدار متغیر و $gene[m]$ شکل باینری متغیر می‌باشد.

۴-۳- تابع هزینه

یکی از مزایای روش الگوریتم ژنتیک برخلاف دیگر روش‌های بهینه‌سازی این است که فقط با مقدار تابع سروکار دارد لذا برای انتخاب تابع نیازی به دانستن معادله دقیق سیستم L^{GPS} می‌باشد و فقط اگر روشی بیابیم که به‌وسیله واردکردن متغیرهای مسئله مقدار عددی تابع را بتوان پیدا کرد، کفایت می‌کند به‌طور مثال در مسئله‌ای که متغیرها گرفته‌شده و جواب ارائه می‌شود، می‌توان بدون دانستن اتفاقاتی که در طی آن به جواب رسیده می‌شود و فقط با دانستن مقدار آن به ازای متغیرهای ورودی مقدار بهینه تابع را به‌وسیله الگوریتم ژنتیک محاسبه کرد. این مزیتی است که در روش‌های دیگر بهینه‌سازی کمتر دیده می‌شود. تابع هزینه به‌صورت معادله (۱۵) ارائه می‌شود که هدف بهینه‌سازی آن می‌باشد.

$$f = F(x_1, x_2, x_3, \dots) \quad (15)$$

که در معادله (۱۵)، $x_i (i=1:N)$ متغیرهای مسئله می‌باشند. در ادامه تابع هزینه مخصوص شتاب‌سنج و ژيروسکوپ ارائه می‌شود.

۴-۳-۱- تابع هزینه شتاب‌سنج

در سیستم‌های ناوبری اینرسی سه شتاب‌سنج استفاده می‌شود، سرعت عمودی و مکان از انتگرال‌گیری از خروجی شتاب عمودی محاسبه می‌گردند. در معادلات ناوبری اینرسی وجود دو قطب مکرر در مبدأ در صفحه‌ی s به معنی این است که متوسط مربعات پاسخ به نویز سفید به‌صورت نامحدود در کانال عمودی رشد خواهد کرد [۲۲]؛ از این‌رو خروجی این سیستم با حساسیت نسبت به بایاس شتاب‌سنج غیر پایدار می‌باشد؛ بنابراین برای محاسبه بایاس شتاب‌سنج با حساسیتی که نسبت به کانال عمودی از خود نشان می‌دهد، از متغیرهای کانال عمودی استفاده می‌شود تا مانع از افزایش خطای سیستم ناوبری اینرسی گردد، تابع هزینه شتاب‌سنج به‌صورت معادله (۱۶) ارائه می‌شود:

تلفیق و جهش معمولاً بیشترین کاربرد را در الگوریتم‌های ژنتیکی دارند.

۴-۵-۱- عملگر انتخاب

این عملگر از بین کروموزوم‌های موجود در یک جمعیت، تعدادی کروموزوم را برای تولید مثل انتخاب می‌کند. کروموزوم‌های برانده‌تر شانس بیشتری دارند تا برای تولید مثل انتخاب شوند. در این مقاله از روش چرخ دوار برای مرحله انتخاب استفاده می‌شود. این روش بر این پایه استوار می‌باشد که کروموزوم‌های با درصد برانندگی بیشتر، شانس بیشتری برای شرکت در عمل پیوند داشته باشند. لذا برای تعیین این که چه کروموزوم‌هایی در عمل پیوند شرکت می‌کنند، به هر کروموزوم قطعه‌ای از یک چرخ مدور اختصاص داده می‌شود. اندازه این قطعه متناسب با برانندگی آن فرد است. چرخ κ بار چرخانده می‌شود که κ تعداد افراد در جمعیت است. در هر چرخش، فرد زیر نشانگر چرخ انتخاب می‌شود و در مخزن والدین نسل بعد قرار می‌گیرد.

۴-۵-۲- عملگر تلفیق

در جریان عمل تلفیق به صورت اتفاقی بخش‌هایی از کروموزوم‌ها با یکدیگر تعویض می‌شوند. این عملگر در صورت برقراری احتمال تلفیق، P_c ، اعمال می‌شود.

۴-۵-۳- عملگر جهش

پس از اتمام عمل تلفیق، عملگر جهش بر روی کروموزوم‌ها اثر داده می‌شود. در صورت برقراری احتمال جهش، P_m ، این عملگر یک ژن از یک کروموزوم را به طور تصادفی انتخاب نموده و سپس محتوای آن ژن را تغییر می‌دهد. در این مقاله رابطه احتمال جهش و عدد نسل به کار گرفته شده به شکل زیر ارائه شده است [۱۳]:

$$P_m(t) = \frac{1}{240} + \frac{0.11375}{2\Omega} \quad (19)$$

که در آن Ω عدد نسل مورد نظر می‌باشد.

۴-۶- شرط اعمال تغییر بایاس شتاب‌سنج و ژيروسکوپ

از آنجاکه مسائل ناوبری مسئله‌ای با ثابت زمانی کوچک (در حدود ۰/۰۲ ثانیه) می‌باشد بنابراین برای سرعت عمل هر چه بیشتر، الگوریتم برای تغییر بایاس شتاب‌سنج در زمان‌های متفاوت اعمال می‌شود که در بین این دو زمان بایاس ثابتی برقرار خواهد شد. همچنین دریافت ژيروسکوپ متناسب با مانور خودرو تغییر می‌کند.

۴-۶-۱- تغییر بایاس در شتاب‌سنج

به دلیل در دسترس بودن مقادیر اندازه‌گیری شده توسط GPS و همچنین تأثیر مستقیم شتاب‌سنج بر خروجی‌های سامانه بنابراین الگوریتم ارائه شده برای این سیستم بایاس‌هایی در هر ۰/۲ ثانیه (۱۰ مرحله) ارائه می‌دهد، در مابین دو حالت بایاس ثابت و برابر بایاس مرحله قبل خواهد بود.

۴-۶-۲- تغییر بایاس در ژيروسکوپ

در مورد ژيروسکوپ این الگوریتم فقط در مواقعی که سیستم در مانورهای بالا می‌باشد، تغییر خواهد کرد. بالا بودن مانور در سیستم به صورت رابطه (۲۰) تعریف می‌شود؛ که این مقدار بر اساس نمودارهای خروجی ژيروسکوپ تعریف شده است.

$$\|w_x\| + \|w_y\| + \|w_z\| \geq 0.3 \quad (20)$$

۵- تخمین حالت‌های سیستم

سیستم دینامیکی غیرخطی در فضای زمان-پیوسته، در مدل فضای حالت به صورت دودسته معادلات که به ترتیب معادلات دینامیکی سیستم و معادلات اندازه‌گیری نامیده می‌شوند، قابل بیان است. این معادلات به صورت روابط (۲۱) نشان داده شده است.

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x(t), u(t), t) + w(t) \\ y = h(x(t), t) + v(t) \end{cases} \quad (21)$$

که $x(t)$ ، $u(t)$ و y به ترتیب بردار حالت سیستم، بردار ورودی سیستم و بردار اندازه‌گیری‌اند. همچنین $f(\cdot): R^{n_x} \times R^{n_u} \rightarrow R^{n_x}$ و $h(\cdot): R^{n_x} \times R^{n_u} \rightarrow R^{n_y}$ توابع برداری غیرخطی هستند. در معادلات (۲۰)، $w(t)$ و $v(t)$ به ترتیب بیانگر نویز سیستم و نویز اندازه‌گیری هستند. فرض می‌شود $w(t)$ و $v(t)$ نویزهای گاوسی با مقدار متوسط صفر و هموردای‌های Q و R مستقل از هم هستند.

$$\begin{aligned} w(t) &\sim N(0, Q) \\ v(t) &\sim N(0, R) \\ \mathbb{E}[v(t)] &= \mathbb{E}[w(t)] = 0 \end{aligned} \quad (22)$$

که نماد $\mathbb{E}$ بیانگر عملگر امید ریاضی است. الگوریتم‌های مختلفی برای تخمین حالت در سیستم دینامیکی خطی و غیرخطی وجود دارد که هر کدام دارای ملزومات خاص خود هستند.

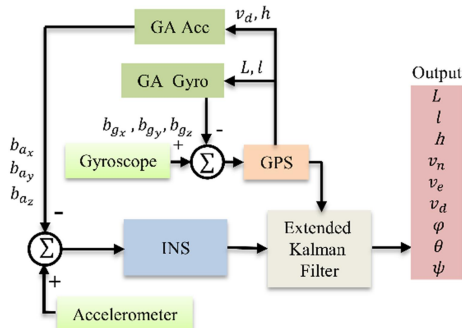
۵-۱- فیلتر کالمن ساده

فیلتر کالمن یکی از روش‌های بهینه‌ی تخمین متغیرهای حالت سیستم دینامیکی است. این الگوریتم در زمینه‌های مختلف از جمله شناسایی سیستم، پردازش تصویر و همچنین در بسیاری از مسائل ردیابی و یا شناسایی هدف کاربرد دارد [۲۳]. ایده‌ی اولیه‌ی فیلتر کالمن که فیلتر کالمن ساده نام‌گرفته است، تخمین بردار حالت x در یک سیستم دینامیکی خطی است که هدف نهایی در آن بازسازی متغیرهای حالت بردار x از روی مشاهدات همراه با نویز بردار اندازه‌گیری y است.

۵-۲- فیلتر کالمن-بوسی تعمیم‌یافته

فیلتر کالمن-بوسی تعمیم‌یافته الگوریتم تخمین بازگشتی بهینه برای محاسبه حالت‌های سیستم تصادفی غیرخطی با فرایند گاوسی مستقل و نویز اندازه‌گیری است. اگر معادلات فرآیند و اندازه‌گیری زمان-پیوسته سیستم به شکل کلی (۲۰) بیان شوند. آنگاه روابط تخمین‌زن کالمن-بوسی تعمیم‌یافته به صورت معادلات (۲۳) خواهند بود [۲۴، ۲۵].

$$\begin{aligned} \hat{x} &= f(\hat{x}(t), u(t)) + K(t)(y(t) - h(\hat{x}(t))) \\ \hat{P}(t) &= F(t)P(t) + P(t)F(t)^T - K(t)H(t)P(t) + GQ(t)G^T \\ K(t) &= P(t)H(t)^T R(t)^{-1} \end{aligned} \quad (23)$$



شکل ۴- الگوریتم تخمین سیستم ناوبری اینرسی با بایاس ارائه شده از الگوریتم ژنتیک

$$\begin{bmatrix} L_{k+1} \\ l_{k+1} \\ h_{k+1} \\ v_{Nk+1} \\ v_{Ek+1} \\ v_{Dk+1} \\ \varphi_{k+1} \\ \theta_{k+1} \\ \psi_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_k \\ l_k \\ h_k \\ v_{Nk} \\ v_{Ek} \\ v_{Dk} \\ \varphi_k \\ \theta_k \\ \psi_k \end{bmatrix} + \Delta t \begin{bmatrix} \dot{L}_k \\ \dot{l}_k \\ \dot{h}_k \\ \dot{v}_{Nk} \\ \dot{v}_{Ek} \\ \dot{v}_{Dk} \\ \dot{\varphi}_k \\ \dot{\theta}_k \\ \dot{\psi}_k \end{bmatrix} \quad (26)$$

در جدول ۱ کلیه پارامترهای مورد استفاده دو مدل الگوریتم ژنتیک و مدل گوس-مارکوف ارائه شده است.

جدول ۱- مقادیر پارامترهای مورد استفاده در الگوریتم ژنتیک و مدل

گوس-مارکوف

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
τ_{c1}	۵	κ	۲۰
σ	۰/۰۱	P_c	۰/۸۵

۷- نتایج

به منظور ارزیابی الگوریتم ارائه شده برای تخمین متغیرهای حالت سیستم ناوبری اینرسی، تست خودرو طراحی و اجرا شده است. تست خودرو مطابق شکل ۵ با استفاده از سیستم ناوبری اینرسی ترکیبی "Vitans"، حسگرهای اینرسی "ADIS16407" و سامانه‌ی GPS ("Garmin 35") انجام شده است. در الگوریتم‌های تخمین ارائه شده، می‌توان از داده‌های شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌های واحد اندازه‌گیری اینرسی سامانه ناوبری به عنوان ورودی استفاده کرد. همچنین داده‌های دما و فشار از حسگرهای تعبیه شده در "ADIS16407" اندازه‌گیری می‌شوند. از داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی به عنوان اندازه‌گیری‌ها و مشاهدات استفاده می‌شود. این تست در محیط دانشگاه تبریز انجام گرفته است.

$F(t)$ ماتریس جاکوبی $f(x(t), t)$ که در $\hat{x}(t)$ به دست آمده است و $H(\hat{x}(t), t)$ ماتریس جاکوبی $h(x(t), t)$ در $\hat{x}(t)$ به دست آمده است.

$$F(t) = \left. \frac{\partial f(x(t), u(t), t)}{\partial x} \right|_{\hat{x}(t), u(t)} \quad (24)$$

$$H(t) = \left. \frac{\partial h}{\partial x} \right|_{\hat{x}(t)}$$

و $Q(t)$ توان نویز اندازه‌گیری است، همچنین $R(t)$ ماتریس هموردای نویز اندازه‌گیری حالت است که توسط رابطه (۲۵) ارائه شده‌اند.

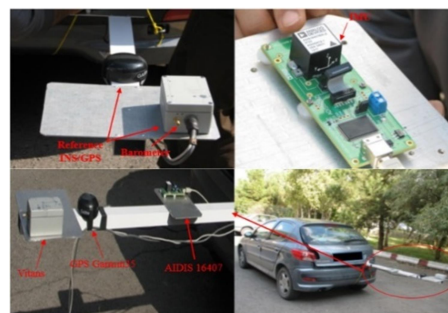
$$R = \text{diad}(\text{var}(v)) \quad (25)$$

$$Q = \text{diag}(\text{var}(w))$$

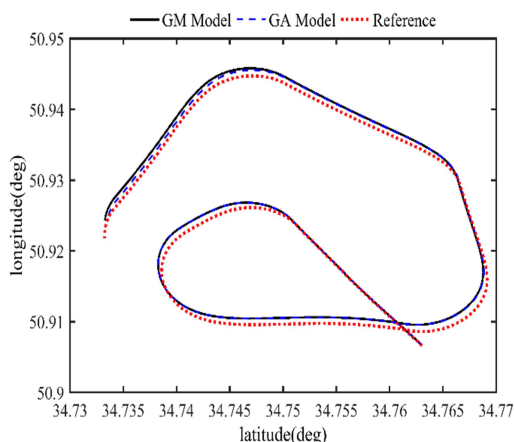
در فیلتر کالمن-بوسی تعمیم یافته با انتخاب مقدار R و ماتریس Q بر وضعیت سیستم تأثیر می‌گذارد. در این راستا، انتخاب توان نویز بسیار قابل توجه است، زیرا این می‌تواند در کاهش زمان حل شدن سیستم بسیار مؤثر باشد. در این روابط P ، ماتریس هموردای خطای تخمین و K بهره‌ی تخمین کالمن نامیده می‌شوند. ماتریس هموردای P بر اساس دقت تعیین مقادیر اولیه‌ی متغیرهای حالت مقداردهی اولیه می‌شود. $F(\hat{x}(t), t)$ هر چه مقدار اولیه‌ی بردار حالت کمتر باشد، مقدار بزرگ‌تری برای مقدار اولیه‌ی ماتریس هموردای P در نظر گرفته می‌شود. عموماً ماتریس P به صورت ماتریس قطری مقداردهی اولیه می‌شود. بهره‌ی فیلتر کالمن، دقت نسبی پیش‌بینی حالت سیستم را در مقابل اندازه‌گیری واقعی نشان می‌دهد. بزرگ بودن بهره‌ی کالمن بیانگر این است که اندازه‌گیری واقعی از حالت پیش‌بینی شده دقیق‌تر است و اصلاح بیشتری روی حالت پیش‌بینی شده صورت می‌پذیرد.

۶- اعمال الگوریتم

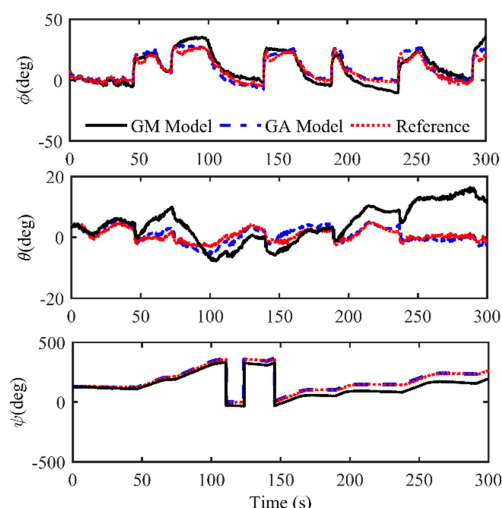
ساختار الگوریتم ارائه شده در این مقاله در شکل ۴ نشان داده شده است. قبل از شروع الگوریتم بایاس اولیه حسگرها صفر فرض می‌شود و مقادیر اولیه موقعیت، سرعت‌ها و ارتفاع بر اساس مقادیر اولیه ارائه شده توسط GPS قرار داده می‌شود، در ادامه ورودی‌های حسگر ژيروسکوپ، در صورت برقراری شرط (۲۰)، پس از جمع شدن با بایاس‌های ارائه شده از الگوریتم ژنتیک به عنوان ورودی، وارد سیستم ناوبری اینرسی می‌شوند. همچنین ورودی شتاب‌سنج نیز با جمع شدن با بایاس ارائه شده که در هر ۰.۲ ثانیه تغییر می‌کند، به عنوان ورودی وارد سیستم ناوبری اینرسی می‌شوند، خروجی‌های سیستم ناوبری اینرسی به عنوان متغیرهای حالت سیستم و GPS به عنوان مقادیر اندازه‌گیری شده وارد فیلتر کالمن می‌شوند و در نهایت خروجی‌های فیلتر کالمن که تخمینی از متغیرهای حالت می‌باشند به عنوان خروجی کلی سیستم می‌باشند. در نهایت با در نظر گرفتن بردار حالت به صورت $(L_k \ l_k \ h_k \ v_{Nk} \ v_{Ek} \ v_{Dk} \ \varphi_k \ \theta_k \ \psi_k)^T$ روابط فرآیند سامانه ناوبری اینرسی در فضای حالت زمان-گسسته به صورت رابطه (۲۶) بیان می‌شوند. در روابط (۲۶)، Δt نمایانگر اختلاف بین دو شاخص زمانی t_k و t_{k+1} است.



شکل ۵- تست خودرو و تجهیزات آن



شکل ۶- شبیه‌سازی مسیر طول - عرض جغرافیایی



شکل ۷- شبیه‌سازی وضعیت وسیله نقلیه

شکل ۹ خطاهای سرعت وسیله نقلیه را نشان می‌دهند، بر اساس شکل ارائه‌شده الگوریتم نوین ارائه‌شده علاوه بر کاهش خطای تخمین از ارتعاشات تخمین نیز جلوگیری به عمل می‌آورد.

شکل ۱۰ خطاهای زوایای تراز و سمت را نشان می‌دهد، بر اساس این شکل خطای زوایا کاهش چشمگیری نسبت به الگوریتم گوس-مارکوف را نشان می‌دهد، به گونه‌ای که خطاهای زوایای تراز از طریق الگوریتم ژنتیک نسبت به الگوریتم گوس-مارکوف تقریباً به صفر میل می‌کند و نتایج بهتری را ارائه می‌دهد. به منظور مقایسه بهتر روش‌های ارائه‌شده در این مقاله، نتایج عددی خطای تخمین که شامل میانگین و انحراف استاندارد خطای تخمین مختصات موقعیت جغرافیایی و سرعت طولی، عرضی و عمودی همچنین زوایای سمت و تراز است در جدول ۲ آمده است. با توجه به نتایج عددی درج‌شده در جدول ۲ مشاهده می‌شود که تخمین گر کالمن با بایاس بدیع ژنتیک برای سامانه ناوبری

در این قسمت عملکرد الگوریتم بدیع تخمین بایاس ژنتیک در سامانه ناوبری ترکیبی اینرسی-جهانی برای مدل ناوبری، با عملکرد تخمین گر با استفاده از مدل گوس-مارکوف برای محاسبه بایاس شتاب سنج وژیروسکوپ مقایسه می‌شود. لازم به ذکر است که هدف از پیاده‌سازی تخمین گر بدیع کالمن-ژنتیک برای سامانه ناوبری ترکیبی اینرسی-جهانی کاهش بیش‌ازپیش عدم قطعیت در مدل است که در اینجا منظور از عدم قطعیت در مدل همان خطا و یا به عبارتی بایاس شتاب‌سنج‌ها وژیروسکوپ‌ها اینرسی می‌تواند باشد. به همین منظور برای تأکید بر تأثیرگذاری روش تخمین گر بدیع کالمن-ژنتیک، در یک حالت از مدل الگوریتم ژنتیک و در حالتی دیگر از مدل گوس-مارکوف مرتبه اول برای تخمین بایاس شتاب‌سنج وژیروسکوپ استفاده می‌شود. همچنین لازم به ذکر است در این قسمت برای صحه‌گذاری الگوریتم تخمین گر موردنظر، ابتدا از داده‌های تست زمینی در شهر تبریز استفاده می‌شود. در وهله اول یکی از مشکلات مدل گوس-مارکوف این است که در محاسبه پارامترهای آن به چندین بار سعی و خطا نیاز می‌باشد، زمان همبستگی و انحراف استاندارد مدل گوس-مارکوف مرتبه اول برای بایاس شتاب‌سنج وژیروسکوپ در راستای محور x بدنه به ترتیب روی ۱۰ ثانیه و ۰/۰۳ متر بر مجذور ثانیه تنظیم‌شده‌اند. در پیاده‌سازی تمامی الگوریتم‌های تخمین گر انحراف استاندارد نویز فرآیند با متوسط صفر ۰/۰۵ متر بر مجذور ثانیه در نظر گرفته‌شده است. همچنین انحراف استاندارد نویز اندازه‌گیری با متوسط صفر برای مختصات موقعیت، ۲ متر و برای سرعت طولی خودرو، ۰/۵ متر بر ثانیه در نظر گرفته‌شده‌اند. شکل ۶ مسیر طول-عرض جغرافیایی تخمین زده‌شده توسط تخمین گر کالمن با بایاس ژنتیک را نشان می‌دهد. این مسیر مربوط به مسیر شبیه‌سازی شده است که زمان ناوبری آن در حدود ۳۰۰ ثانیه است. با توجه به شکل ۶ مشاهده می‌شود که تخمین گر کالمن با بایاس ژنتیک نتایج قابل قبولی را با توجه به مسیر مرجع شبیه‌سازی شده نشان می‌دهد. شکل ۷ زوایای تراز و سمت از شمال را نشان می‌دهد. بر اساس شکل ۷ تخمین گر کالمن با بایاس ژنتیک نتایج قابل قبولی را در مقایسه با زوایای مرجع تست نشان می‌دهد. برای بررسی دقیق‌تر عملکرد تخمین گر بدیع شکل‌های ۸-۱۰ که به ترتیب خطای تخمین موقعیت و ارتفاع، خطای سرعت‌های طولی، عرضی و عمودی و خطای زوایای سمت و تراز توسط تخمین گر کالمن با بایاس گوس-مارکوف و بایاس ژنتیک را نشان می‌دهند، ارائه می‌شوند. با توجه به شکل ۸، روش نوین تخمین بایاس نتایج بهتری را نسبت به حالتی که بایاس به شکل گوس-مارکوف اعمال می‌شود، نشان

جدول ۲- نتایج شبیه‌سازی خطای تخمین مختصات موقعیت

جغرافیایی، سرعت و وضعیت				
تخمین گر کالمن بایاس ژنتیک		تخمین گر کالمن بایاس گوس-مارکوف		خطای تخمین
انحراف	میانگین	انحراف	میانگین	
استاندارد خطای تخمین ($\pm 1\sigma$)	خطای تخمین ($\pm 1\sigma$)	استاندارد خطای تخمین ($\pm 1\sigma$)	خطای تخمین ($\pm 1\sigma$)	
-۰/۰۰۷۷	۰/۰۳۳۸	-۰/۰۰۸۸	۰/۰۳۵۵	عرض جغرافیایی (deg)
۰/۰۴۸۲	۰/۰۴۰۲	۰/۰۱۰۲	۰/۰۸۵۹	طول جغرافیایی (deg)
۰/۰۱۹۶	۱/۶۲۸۷	۱/۶۳۴۴	۲/۱۱۲۳	ارتفاع (m)
-۰/۰۰۱۶	۰/۲۶۶۶	-۰/۰۰۱۲	۰/۲۵۵۴	سرعت طولی (m/s)
۰/۰۰۶۶	۰/۲۸۴	۰/۰۱۶	۰/۲۷۰۱	سرعت عرضی (m/s)
۰/۰۰۱۷	۰/۰۳۶۲	۰/۰۰۶۳	۰/۰۴۰۶	سرعت عمودی (m/s)
۱/۲۹۶۱	۲/۶۶۳۴	۹/۹۱۴۷	۱۱/۸۷۳۲	رول (deg)
۰/۰۹۳۷	۰/۰۲۲۶	-۰/۱۶۵۴	۹/۷۲۳۳	پیچ (deg)
۲/۵۹	۰/۰۷۸۶	-۲/۰۳۲۶	۴/۷۱۱۷	یاء (deg)

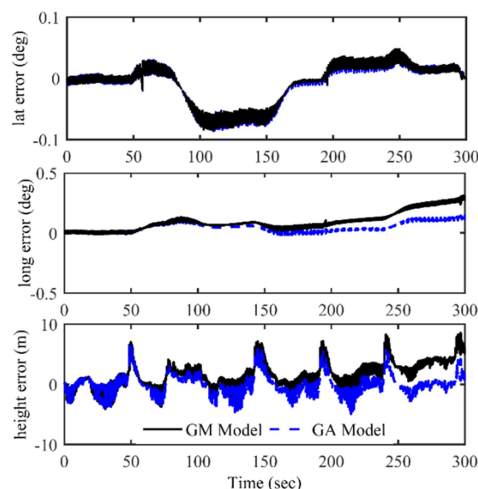
۸- نتیجه‌گیری

در بسیاری از کاربردهای ناوبری تعیین دقیق موقعیت وسیله و زوایای سمت و تراز آن بسیار مهم می‌باشد. خطاهای موجود در حسگرهای اینرسی موجب افزایش خطاهای موقعیت‌یابی و کاهش دقت در تخمین سایر متغیرهای حالت ناوبری می‌شود. همچنین از آنجایی که زوایای سمت و تراز رؤیت ناپذیر می‌باشند و داده‌هایی برای به‌روزرسانی آن‌ها وجود ندارد. به دنبال این‌رویت ناپذیری پایداری خطای تخمین دچار مشکل می‌شود؛ بنابراین استفاده از الگوریتمی برای تخمین بایاس‌های شتاب‌سنج و ژيروسکوپ برای تخمین بایاس حسگرهای اینرسی بسیار مهم می‌باشد. در همین زمینه از الگوریتم ژنتیک برای تخمین بلادرنگ این بایاس‌ها استفاده شد که نتایج ارائه‌شده توسط تست خودرو حاکی از بهبود عملکرد تخمین متغیرهای حالت سیستم ناوبری اینرسی در مقایسه با سایر روش‌های متداول همچون گوس-مارکوف می‌باشد. دلیل این امر تعیین بایاس شتاب‌سنج و ژيروسکوپ به‌صورت بلادرنگ و در جهت کاهش خطای تخمین می‌باشد، حال آنکه بایاس گوس-مارکوف صرفاً الگوریتم احتمالاتی برای تخمین بایاس دارد. یکی از مزیت‌های مهم دیگر بایاس ژنتیک مستقل بودن آن از مانور و عدم نیاز به تنظیم دوباره پارامترها می‌باشد، در مقابل در روش گوس-مارکوف پارامترها با آزمون خطا محاسبه‌شده و می‌بایست از تستی به تست دیگر هر بار محاسبه و جایگزین شوند.

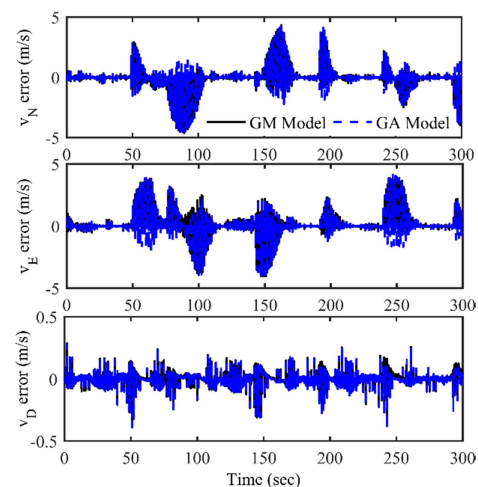
۹- مراجع

- [1] Sukkarieh S., Nebot E.M., Durrant-Whyte H.F., Achieving integrity in an INS/GPS navigation loop for autonomous land

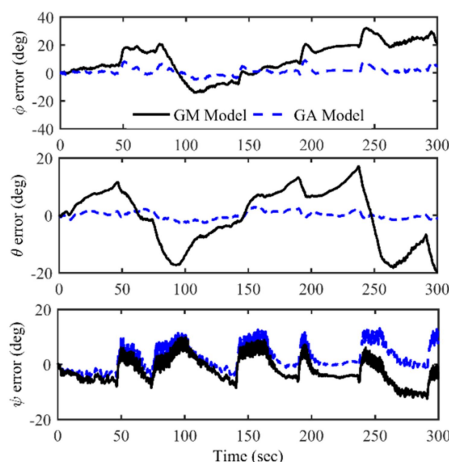
ترکیبی اینرسی- جهانی عملکرد بهتری نسبت به تخمین گر کالمن با بایاس گوس-مارکوف دارد. دلیل این بهبود به دلیل جبران بهتر خطای عدم قطعیت در مدل در تخمین گر بدیع است.



شکل ۸- خطاهای تخمین مختصات موقعیت



شکل ۹- خطاهای تخمین سرعت وسیله نقلیه



شکل ۱۰- خطاهای تخمین زوایای تراز و سمت

- QR-factorized CKF, *IEEE Sensors Journal*, Vol. 17, No. 11, pp. 3278-3287, 2017.
- [20] Shin E.-H., *Estimation techniques for low-cost inertial navigation*, Ph.D. Thesis, Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, Canada, 2005.
- [21] Sivanandam S., Deepa S., *Genetic algorithm optimization problems*, in: Sivanandam, S., Deepa, S., *Introduction to Genetic Algorithms*, Eds., pp. 165-209, Springer, Berlin, Heidelberg: 2008.
- [22] کیقبادی ج., رفعت‌نیا ص., نورمحمدی ح. و ارباب میر م.ع. طراحی و پیاده‌سازی الگوریتم تخمین ارتفاع در ارتفاع‌سنج ترکیبی بارومتریک-اینرسی با استفاده از کنترل مدل پیش‌بین. *مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز*, ش. ۲, ص ۲۳۳-۲۳۸, ۱۳۹۶.
- [23] Simon D., *Optimal state estimation: Kalman, H infinity, and nonlinear approaches*. Hoboken: John Wiley & Sons, 2006.
- [24] Gelb A., *Applied optimal estimation*. MIT press, 1974.
- [25] Nagaraj B. and Murugananth N., A comparative study of PID controller tuning using GA, EP, PSO and ACO. In *International Conference on in Communication Control and Computing Technologies*, Ramanathapuram, India, 2010.
- vehicle applications, in *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Leuven, Belgium, 20-20 May, pp. 3437-3442, 1998.
- [2] Abdelazim T., Abdel-Hamid W., El-Sheimy N., Shin E., Experimental results of an adaptive fuzzy network Kalman filtering integration for low cost navigation applications, *NAFIPS'04*, 27-30 June, pp. 844-849, 2004.
- [3] Farrell J.A., Givargis T.D., Barth M.J., Real-time differential carrier phase GPS-aided INS, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 8, No. 4, pp. 709-721, 2000.
- [4] Wendel J., Meister O., Schlaile C., Trommer G.F., An integrated GPS/MEMS-IMU navigation system for an autonomous helicopter, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 6, pp. 527-533, 2006.
- [5] Wang W., Liu Z.-y., Xie R.-r., Quadratic extended Kalman filter approach for GPS/INS integration, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 8, pp. 709-713, 2006.
- [6] Nourmohammadi H., Keighobadi J., Fuzzy adaptive integration scheme for low-cost SINS/GPS navigation system, *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 99, pp. 434-449, 2018.
- [7] Nourmohammadi H., Keighobadi J., Design and experimental evaluation of indirect centralized and direct decentralized integration scheme for low-cost INS/GNSS system, *GPS Solutions*, Vol. 22, No. 1, pp. 1-18, 2018.
- [8] Georgy J., Noureldin A., Korenberg M. J., Bayoumi M.M., Modeling the stochastic drift of a MEMS-based gyroscope in gyro/odometer/GPS integrated navigation, *IEEE Transactions on Intelligent transportation systems*, Vol. 11, No. 4, pp. 856-872, 2010.
- [9] Rafatnia S., Nourmohammadi H., Keighobadi J., Fuzzy-adaptive constrained data fusion algorithm for indirect centralized integrated SINS/GNSS navigation system. *GPS Solutions*, Vol. 23, No. 3, pp. 23-62, 2019.
- [10] Rafatnia S., Nourmohammadi H., Keighobadi J., Badamchizadeh M.A., In-move aligned SINS/GNSS system using recurrent wavelet neural network (RWNN)-based integration scheme. *Mechatronics*, Vol. 54, pp. 155-165, 2018.
- [11] Goldberg D.E., *Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning*, Addison-Wesley, Boston, MA, USA: 1989.
- [12] Lu H., Zhan-rong J., Ming-ming W., Li-xin Z., Adaptive extended kalman filter based on genetic algorithm for tightly-coupled integrated inertial and gps navigation, in *Second International Conference on Intelligent Computation Technology and Automation*, Changsha, Hunan, China, pp. 520-524, 2009.
- [13] Keighobadi J., Nourmohammadi H., Rafatania S., Design and Implementation of GA Filter Algorithm for Baro-inertial Altitude Error Compensation, Istanbul, Turkey, 21-23 March, 2018.
- [14] Loebis D., Sutton R. Chudley J., A fuzzy Kalman filter optimized using a multi-objective genetic algorithm for enhanced autonomous underwater vehicle navigation. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part M: Journal of Engineering for the Maritime Environment*, Vol. 218, No. 1, pp. 53-69, 2004.
- [15] Hassansin M.A., Taha M. R., Noureldin A., El-Sheimy N., Automization of an INS/GPS integrated system using genetic optimization. In *Proceedings World Automation Congress, 2004*. (Vol. 16, pp. 347-352). IEEE, 2004.
- [16] Musavi N., Keighobadi J., Adaptive fuzzy neuro-observer applied to low cost INS/GPS, *Applied Soft Computing*, Vol. 29, pp. 82-94, 2015.
- [17] کلاتری س., رفعت‌نیا ص., محمدخانی ح. و حاجی‌زاده م. طراحی و پیاده‌سازی الگوریتم تخمین مقید تطبیقی برای سامانه ارزان قیمت SINS/GNSS در محیط‌های شهری. *مجله مهندسی مکانیک امیرکبیر*, شناسه دیجیتال: 10.22060/MEJ.2019.14892.5971.
- [18] Keighobadi J., Vosoughi H., Faraji J., Design and implementation of a model predictive observer for AHRS, *GPS Solutions*, Vol. 22, No. 1, pp. 29, 2018.
- [19] Nourmohammadi H., Keighobadi J., Decentralized INS/GNSS system with MEMS-grade inertial sensors using