

ترکیب بهینه سنسورهای اینرسی برای توجیه اولیه سیستم ناوبری بدون سکو با استفاده از الگوریتم ژنتیک

امیدی همت امید^{1*}، نیکخواه امیرعلی²

- 1- کارشناس ارشد مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر طوسی، تهران
 - 2- دانشیار دانشکده مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر طوسی، تهران
- (دریافت مقاله: 1393/11/29 تاریخ پذیرش: 1394/07/15)

چکیده

در این مقاله به بهبود فرآیند توجیه اولیه یک سیستم ناوبری اینرسی بدون سکو بر اساس انتخاب ترکیب بهینه سنسورهای شرکت کننده در فرآیند توجیه پرداخته شده است. به طور معمول می توان روابط را بر حسب بردار پایه خروجی شتابسنج و یا ژيروسکوپ مرتب نمود که بستگی به دقت خروجی ها دارد. روابط ارائه شده در این مقاله در انتها منجر به تخمینی با استفاده از ترکیب خطی خروجی سنسورهای اینرسی می گردد، هر چند خطای الگوریتم این تخمین از خطای بایاس سنسورها مستقل می باشد؛ اما متأسفانه ضریب این ترکیب مجهول است. یک راه حل استفاده از دانش طراح یا توجه به نسبت خطای سنسورها می باشد که بدیهی است منجر به بهترین تخمین نخواهد گشت. روش ارائه شده در این مقاله استفاده از الگوریتم ژنتیک برای دستیابی به ترکیب بهینه سنسورها است. بر این اساس مسأله تخمین ماتریس دوران، تابع مورد نظر برای بهینه سازی است، همچنین معیار بهینگی بر اساس خطای تراز یابی تعریف می گردد که نسبت به مقدار مرجع سنجیده می شود. خروجی الگوریتم بهینه سازی، ضریب بهینه اعمال شونده در الگوریتم کلی است. در انتها با استفاده از یک شبیه سازی صحت الگوریتم نشان داده شده است.

واژه های کلیدی: تطبیق اولیه، ناوبری لختی، ماتریس انتقال، الگوریتم ژنتیک

Optimal combination of inertial sensors for initial alignment of strapdown navigation system using genetic algorithm

Abstract

In this paper, a new method based on optimal combination of inertial sensors; in process of initial alignment for strapdown navigation system; is proposed. The equations of initial alignment are usually based on accelerometer outputs and/or gyroscope outputs, depending on sensor's accuracy. Our initial alignment algorithm leads to linear combination of output vectors. Although the error of this method is independent of sensor's biases, unfortunately the coefficient of this combination is unknown. Knowledge of designer or sensor's accuracy is a normal solution, but that obviously will not lead to the best estimation. The proposed idea is utilizing genetic algorithm to achieve optimal combination of sensors. In this regard, the optimal transformation matrix must be estimated, and the performance index is a function of alignment error. Final result of optimization problem is the best coefficient to combine outputs. The simulation results show excellent performance of proposed algorithm.

Keywords: *Initial alignment, Inertial navigation, Transformation matrix, Genetic algorithm.*

مقدمه

وظیفه اصلی یک سیستم ناوبری اینرسی بدون سکو¹ حل معادلات دیفرانسیل ناوبری و به دست آوردن پارامترهای آن است. اما مساله مهم دیگری نیز وجود دارد که مساله مقداردهی اولیه این معادلات است. این فرآیند در اصطلاح توجیه اولیه² نامیده می‌شود. در حالت ایده‌آل، می‌توان برای یافتن شرایط اولیه از سنسورهای اینرسی استفاده نمود، اما متأسفانه منابع خطای متعددی، خروجی شتابسنج و ژيروسکوپ را مخدوش می‌نمایند [1]. از جمله این منابع خطا می‌توان به اغتشاشات محیطی، نویز داخلی، خطاهای ساخت، نویز کوانتیزاسیون و طول محدود برای نوع داده‌ها در کامپیوتر اشاره نمود [2]. برخی از خطاها که ناشی از فرآیند ساخت باشد را می‌توان با استفاده از کالیبراسیون حذف نمود، اما برخی دیگر از خطاها منشأ اتفاقی داشته و نمی‌توان آن‌ها را قبل از راه‌اندازی حذف نمود، از جمله این خطاها می‌توان به بایاس راه‌اندازی شتابسنج اشاره نمود که در هر راه‌اندازی با بار دیگر تفاوت دارد. چنین خطاهایی را می‌توان با استفاده از مقادیر مرجع مانند سرعت زاویه‌ای و شتاب گرانشی زمین، با خروجی‌های شتابسنج تخمین زد [3]. هر چند در ایران سیستم‌های ناوبری اینرسی بخصوص نوع بدون سکو اخیراً بسیار مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته است، لکن فرآیند تنظیم اولیه یا توجیه، که لازمه شروع به کار و کارکرد صحیح و دقیق سیستم ناوبری است علی‌رغم اهمیت، کمتر مطالعه شده است. در این مقاله سعی شده است به طور اصولی این مبحث مطرح و بررسی گردد. از جمله مراجعی که در سال‌های اخیر به بحث توجیه اولیه پرداخته اند می‌توان به [4-8] اشاره نمود. در توجیه اولیه سیستم ناوبری دو فاکتور اساسی مطرح است، یکی دقت توجیه، که لازمه دقت ناوبری در ادامه مسیر می‌باشد و دیگری زمان انجام فرآیند توجیه که از لحاظ سرعت عملکرد یا تاکتیک‌پذیری اهمیت دارد [9,10].

کارهای انجام شده و مراجع موجود به یکی از این دو فاکتور، یا برقراری تعادلی بین آن دو پرداخته اند. در [11] که یک رساله دکترا می‌باشد، از روش کنترل بهینه حلقه بسته تصادفی برای بهبود فرآیند تنظیم اولیه و کالیبراسیون سیستم‌های ناوبری اینرسی با صفحه پایدار استفاده شده است. در [12] محاسبات مربوط به یافتن شرایط اولیه زاویه‌ای و بایاس سنسورهای شتابسنج و ژيروسکوپ مبتنی بر روش

تطبیق سرعت‌ها و الگوریتم مربعات خطا ارائه شده است. نشان داده می‌شود که با استفاده از یک مکانیزم محاسباتی ناوبری و محاسبه سرعت‌ها و آزیموت در یک بازه زمانی کوچک، می‌توان کلیه بایاس‌های شتابسنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها را تخمین زد. در [13] نتایج کارهای آزمایشگاهی به کمک یک میز گردان دومحوره برای کالیبراسیون شیب‌سنج‌های یک سیستم ناوبری اینرسی بدون سکو ارائه شده است.

برای توجیه می‌توان از خروجی شتابسنج، خروجی ژيروسکوپ، و یا ترکیبی از آن‌ها به عنوان بردار پایه در فرآیند تخمین استفاده نمود. این موضوع به دقت سنسورها بستگی داشته و منجر به روابط متفاوت می‌گردد. یک راه‌حل استفاده از دانش طراح یا توجه به نسبت خطای سنسورها می‌باشد که بدیهی است منجر به بهترین تخمین نخواهد گشت. راه حل دیگر استفاده از روش‌های بهینه‌یابی برای دستیابی به پارامتر ترکیب است.

از جمله کارهای انجام شده با استفاده از روش‌های بهینه کلاسیک می‌توان به [14] اشاره نمود. این مقاله یک روش بهینه‌ترازیابی را ارائه نموده و با برخی روش‌ها مانند فیلترینگ و شمال‌یابی مقایسه نموده است. متأسفانه روش‌های بهینه‌یابی کلاسیک که مبتنی بر روش‌های تحلیلی چون حساب تغییرات، یا روش‌های عددی مانند برنامه‌ریزی دینامیکی می‌باشند، اغلب بر روی مسائل ساده قابل پیاده‌سازی هستند. بنابراین لازم است روابط غیرخطی و پیچیده با برخی فرض‌ها ساده گردند که بدیهی است این امر از دقت نهایی خواهد کاست. امروزه استفاده از الگوریتم‌های فراابتکاری مانند الگوریتم ژنتیک در حل مسائل بهینه‌یابی در حوزه ناوبری از جایگاه ویژه‌ای برخوردارند [15-19].

در [20] به کمک تخمین حالت در سیستم‌های استاتیکی و روش‌های بهینه‌سازی فراابتکاری تکاملی (الگوریتم ژنتیک)، حالت‌های مشاهده‌ناپذیر در فرایند کالیبراسیون و توجیه اولیه سیستم ناوبری اینرسی، شامل بایاس شتابسنج‌های افقی و ژيروسکوپ آزیموت، استخراج گردیده است. به منظور به کارگیری روش‌های تخمین در سیستم‌های استاتیک، از مشاهدات سیستم در یک بازه زمانی مشخص به منظور تبدیل سیستم دینامیک به سیستم استاتیک استفاده شده است. در [21] از برنامه‌ریزی دینامیکی فرا ابتکاری و شبکه‌های عصبی برای تخمین ماتریس دینامیک سیستم

بیان ریاضی مساله توجیه

در ابتدا به بیان ریاضی روابط توجیه می‌پردازیم. برای توجیه از هر دو مجموعه سنسور شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها استفاده شده و فرضیات زیر لحاظ می‌گردد:

- 1- سه عدد ژيروسکوپ بصورت کاملاً متعامد قرار گرفته‌اند.
- 2- سه عدد شتاب‌سنج بصورت کاملاً متعامد قرار گرفته‌اند.
- 3- جهت قرارگیری شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها بر محورهای اصلی بدنی منطبق است.

هدف اصلی دستیابی به شرایط اولیه با استفاده از ماتریس دوران است. اگر دستگاه مرجع دستگاه NED⁷ در نظر گرفته شود، کلیه اطلاعات مورد نیاز برای توجیه، در ماتریس تبدیل مختصات از دستگاه بدنی به دستگاه مرجع مذکور که با نماد C_b^n نمایش داده می‌شود، موجود خواهد بود، بنابراین بایستی به تخمینی از این ماتریس دست یافت.

اگر بردار اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج و ژيروسکوپ را به ترتیب با نماد \mathbf{a}_s و $\boldsymbol{\omega}_s$ مشخص نماییم، انتظار داریم که بردارهای اندازه‌گیری شده پس از یک دوران با بردارهای موجود در دستگاه NED یکسان باشد. به عبارتی داریم:

$$\begin{cases} C_b^n \mathbf{a}_s = -\mathbf{g}_n = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \\ C_b^n \boldsymbol{\omega}_s = \boldsymbol{\Omega}_n = \Omega \begin{bmatrix} \cos \varphi \\ 0 \\ -\sin \varphi \end{bmatrix} \end{cases} \quad (1)$$

با توجه به رابطه (1) می‌توان نشان داد که یکی از راه‌های دستیابی به ماتریس C_b^n حل معادله جبری ماتریسی زیر است [25]:

$$C_b^n (-\mathbf{a}_s \ \boldsymbol{\omega}_s \ -\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s) = (\mathbf{g}_n \ \boldsymbol{\Omega}_n \ \mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n) \quad (2)$$

می‌توان نشان داد که با استفاده از حل رابطه جبری ماتریسی زیر می‌توان پاسخ رابطه (2) را به دست آورد [26]:

$$C_b^n = [(\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s) \times \mathbf{a}_s \ -\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s \ -\mathbf{a}_s \ \cdot (\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n) \times \mathbf{g}_n \ \mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n \ \mathbf{g}_n] \quad (3)$$

معادلات توجیه اولیه یک سیستم ناوبری اینرسی استفاده شده است. معادلات همیلتون-ژاکوبی-بلمن در فضای گسسته برای کنترل بهینه استخراج و از روش HDP³ حل شده است.

همچنین استفاده از فیلترهای مختلف مانند فیلتر کالمن برای ترازایی نیز از جایگاه ویژه‌ای برخوردار است. به عنوان نمونه در [22 و 23] دو روش جدید با استفاده از فیلتر کالمن برای ترازایی با استفاده از سنسورهای کم‌هزینه عنوان شده است. اگر چه فیلتر کالمن دارای مزایای زیادی از جمله بهینگی در حضور نویز سفید است، با مشکلاتی چون امکان واگرایی روبه‌رو است. از جمله کارهای نوین نیز می‌توان به [24] اشاره نمود. در این مقاله از یک فیلتر پایین‌گذر با نام وندراک³ برای حذف نویزهای فرکانس بالا استفاده می‌گردد. از مزایای این روش نسبت به دیگر فیلترها استفاده از تنها یک ضریب در ساختار آن می‌باشد که توسط الگوریتم ژنتیک تنظیم می‌گردد. رویکرد مهمی که در کلیه کارهای پیشین وجود دارد استفاده از یک الگوریتم دومرحله‌ای است. به این معنی که در ابتدا ترازایی جزئی⁵ انجام می‌شود که تخمینی از ترازایی اولیه است. سپس مرحله ی ترازایی دقیق⁶ به کار بسته می‌شود که تخمین اولیه حاصل از مرحله قبل را اصلاح می‌نماید. عموماً نوآوری‌های انجام شده در مرحله دوم یعنی ترازایی دقیق، ارائه می‌گردند. علاوه بر آن که ترازایی دو مرحله‌ای مستلزم صرف زمان بیشتری است، به مقادیر تخمینی اولیه خود وابسته بوده و تنها قادر به اصلاحی جزئی است. بر این اساس در صورتی که ترازایی اولیه خطای قابل توجهی داشته باشد به واگرایی الگوریتم‌های مرحله بعد منجر می‌گردد. از سوی دیگر ممکن است الگوریتم‌های ارائه شده، با تغییر نوع سنسورهای مورد استفاده کارایی خود را از دست بدهند.

همان طور که ذکر شد نکته مورد توجه دیگر، نوع سنسورهای مورد استفاده است. اگر چه در برخی مراجع به مساله ترکیب سنسورها و روابط آن اشاره شده است، اما راهکاری برای نحوه ترکیب و امکان بهینه‌سازی بیان نشده است. این مقاله قصد دارد روشی بهینه مبتنی بر الگوریتم ژنتیک را معرفی نماید که تنها با استفاده از ترازایی جزئی قادر است دقت مناسب را حاصل نماید. از سوی دیگر می‌توان با استفاده از نتایج حاصل از این روش، مرجعی را برای طراحان ایجاد نمود که با توجه به ویژگی سنسورهای خود، بدون هیچ گونه تغییری قادر به استفاده از الگوریتم ارائه شده باشند.

$$((\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s) \times \mathbf{a}_s - \mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s - \mathbf{a}_s) =$$

$$\begin{bmatrix} (\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s) \times \mathbf{a}_s & -\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s & -\mathbf{a}_s \\ a^2 \omega \cos(\varphi') & a \omega \cos(\varphi') & a \end{bmatrix}$$

$$\bullet \begin{bmatrix} a^2 \omega \cos(\varphi') & 0 & 0 \\ 0 & a \omega \cos(\varphi') & 0 \\ 0 & 0 & a \end{bmatrix} \quad (6)$$

در روابط بالا $a = |\mathbf{a}_s|$ و $\omega = |\boldsymbol{\omega}_s|$. همچنین φ' عبارتست از زاویه متمم میان \mathbf{a}_s و $\boldsymbol{\omega}_s$.

به منظور نمایش روابط بصورت ساده تر می توان از تعریف پارامترهای زیر برای ماتریس های موجود در روابط (5) و (6) استفاده نمود.

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} (\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s) \times \mathbf{a}_s & -\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s & -\mathbf{a}_s \\ a^2 \omega \cos(\varphi') & a \omega \cos(\varphi') & a \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \frac{a^2 \omega \cos(\varphi')}{g^2 \Omega \cos(\varphi)} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{a \omega \cos(\varphi')}{g \Omega \cos(\varphi)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{a}{g} \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} (\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n) \times \mathbf{g}_n & \mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n & \mathbf{g}_n \\ g^2 \Omega \cos(\varphi) & g \Omega \cos(\varphi) & g \end{bmatrix} \quad (9)$$

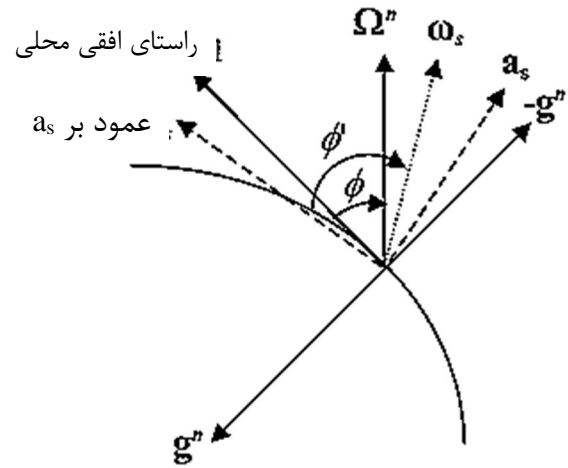
با استفاده از روابط (5) الی (9) و جایگذاری در رابطه (3) و توجه به متعامد یکدیگر بودن ماتریس های \mathbf{E} و \mathbf{F} می توان این رابطه را به فرم ساده زیر بازنویسی نمود.

$$\mathbf{C}_b^n = \mathbf{EDF}^{-1} = \mathbf{EDF}' \quad (10)$$

از ماتریس \mathbf{D} نتیجه می شود که تنها عامل خطا که می تواند این ماتریس را از مقدار حقیقی آن منحرف کند، خطای بایاس و ضریب مقیاس است. بنابراین به طور شهودی قابل مشاهده است که بهترین تخمین موجود برای ماتریس دوران با حذف این ماتریس حاصل می گردد [27].

$$\mathbf{C}_b^n = \mathbf{EF}' \quad (11)$$

اکنون شکل 1 را در نظر می گیریم که در این شکل φ معرف عرض جغرافیایی است.



شکل 1- بردارهای اندازه گیری و حقیقی

در شکل 1 بردارهای اندازه گیری توسط شتابسنج وژیروسکوپ و همچنین بردارهای حقیقی جاذبه در دستگاه NED رسم شده است. با توجه به تصویر می توانیم برای ضرب داخلی $|\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n|$ رابطه ای به دست آوریم:

$$|\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n| = |\mathbf{g}_n| \cdot |\boldsymbol{\Omega}_n| \cdot \sin(\mathbf{g}_n, \boldsymbol{\Omega}_n)$$

$$= g \Omega \sin\left(\frac{\pi}{2} + \varphi\right) = g \Omega \cos(\varphi). \quad (4)$$

اکنون با استفاده از رابطه (4) می توان ماتریس های موجود در رابطه (3) را بازنویسی نمود.

$$[(\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n) \times \mathbf{g}_n \quad \mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n \quad \mathbf{g}_n] = \begin{bmatrix} (\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n) \times \mathbf{g}_n & \mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n & \mathbf{g}_n \\ g^2 \Omega \cos(\varphi) & g \Omega \cos(\varphi) & g \end{bmatrix}$$

$$\bullet \begin{bmatrix} g^2 \Omega \cos(\varphi) & 0 & 0 \\ 0 & g \Omega \cos(\varphi) & 0 \\ 0 & 0 & g \end{bmatrix} \quad (5)$$

بردارای و ماتریسی اجتناب نمود. برای این منظور از تغییر متغیرهای $\bar{\mathbf{a}} = \left| \frac{\mathbf{a}_s}{a} \right|$ و $\bar{\boldsymbol{\omega}} = \left| \frac{\boldsymbol{\omega}_s}{\omega} \right|$ استفاده کرده و بر این اساس رابطه (17) را بازنویسی می‌نماییم.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} (\bar{\mathbf{a}} \times \bar{\boldsymbol{\omega}}) \times \bar{\mathbf{a}} & -\bar{\mathbf{a}} \times \bar{\boldsymbol{\omega}} & -\bar{\mathbf{a}} \\ \cos(\varphi') & \cos(\varphi') & \end{bmatrix} \quad (18)$$

و با بسط حاصل ضرب خارجی بردارها داریم:

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \bar{\boldsymbol{\omega}} - \sin \varphi' \bar{\mathbf{a}} & -\bar{\mathbf{a}} \times \bar{\boldsymbol{\omega}} & -\bar{\mathbf{a}} \\ \cos \varphi' & \cos \varphi' & \end{bmatrix} \quad (19)$$

مطابق با رابطه (19) از دید فیزیکی ماتریس دوران با استفاده از فرآیند تشکیل بردارهای متعامد یکه از بردارهای خروجی حسگرهای اینرسی است. بدین ترتیب یکه بردار پایه سوم (z) خروجی شتاب‌سنج در نظر گرفته می‌شود، بردار دوم (y) با استفاده از حاصل ضرب خارجی خروجی شتاب‌سنج و ژيروسکوپ حاصل می‌گردد. با انجام ضرب خارجی بردارهای سوم و دوم بردار پایه اول (x) حاصل می‌گردد. این بردار در حالت ایده‌آل در صفحه آزیموت قرار داشته و بر بردار پایه سوم نیز عمود است.

در بخش قبل بردار پایه برای ساخت مجموعه متعامد یکه، خروجی شتاب‌سنج بود. راه حل دیگر استفاده از بردار خروجی ژيروسکوپ برای تشکیل این مجموعه است که در ادامه به آن پرداخته می‌شود. بر این اساس می‌توان رابطه (3) را با فرض خروجی ژيروسکوپ به عنوان بردار پایه در نظر گرفت.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_s & -\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s & -\boldsymbol{\omega}_s \times (\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s) \\ \boldsymbol{\Omega}_n & \mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n & \boldsymbol{\Omega}_n \times (\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n) \end{bmatrix}^{-1} \quad (20)$$

پس از فرآیند یکه‌سازی می‌توان فرم دو عبارت اصلی رابطه (20) را به صورت زیر بازنویسی نمود:

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{\Omega}_n \mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n & \boldsymbol{\Omega}_n \times (\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n) \\ \boldsymbol{\Omega}_n & \mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n & \boldsymbol{\Omega}_n \times (\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n) \\ \Omega & g \Omega \cos(\varphi) & g \Omega^2 \cos(\varphi) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Omega & 0 & 0 \\ 0 & g \Omega \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & g \Omega^2 \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (21)$$

پس از این مرحله می‌توان به بررسی ماتریس \mathbf{F} پرداخت. این ماتریس از حاصل ضرب بردار جاذبه و سرعت زاویه‌ای است، با شناخت این بردارها می‌توان ماتریس \mathbf{F} را ساده نمود.

$$\mathbf{g}_n = g [0 \ 0 \ 1]^T \quad (12)$$

$$\boldsymbol{\Omega}_n = \Omega \begin{bmatrix} \cos \varphi \\ 0 \\ -\sin \varphi \end{bmatrix} \quad (13)$$

با استفاده از رابطه (12) و (13) می‌توان حاصل ضرب بردارهای شتاب گرانشی و سرعت زاویه‌ای زمین را به دست آورد.

$$\frac{\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n}{g \Omega \cos(\varphi)} = \frac{1}{g \Omega \cos(\varphi)} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \times \Omega \begin{bmatrix} \cos \varphi \\ 0 \\ -\sin \varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

همچنین به طریق مشابه:

$$\frac{(\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n) \times \mathbf{g}_n}{g^2 \Omega \cos(\varphi)} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

اگر رابطه (14) و (15) را در رابطه (9) جایگذاری نماییم حاصل این ماتریس ساده خواهد شد.

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} (\mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n) \times \mathbf{g}_n & \mathbf{g}_n \times \boldsymbol{\Omega}_n & \mathbf{g}_n \\ g^2 \Omega \cos(\varphi) & g \Omega \cos(\varphi) & g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \mathbf{I} \quad (16)$$

همان‌طور که مشاهده می‌شود ماتریس \mathbf{F} ماتریس یکه خواهد بود. بنابراین تخمین ماتریس دوران نسبت به رابطه (11) نیز ساده‌تر می‌گردد. به عبارتی:

$$C_b^n = \mathbf{E} = \begin{bmatrix} (\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s) \times \mathbf{a}_s & -\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s & -\mathbf{a}_s \\ a^2 \omega \cos(\varphi') & a \omega \cos(\varphi') & a \end{bmatrix} \quad (17)$$

رابطه (17) برای تخمین ماتریس دوران از لحاظ ریاضی مناسب و قابل استفاده است. اما برای محاسبات عددی بر روی کامپیوتر می‌تواند ساده‌تر گشته، به نحوی که بتوان از محاسبات

اگر اختلاف زوایا بصورت $\Delta\varphi = \varphi' - \varphi$ تعریف گردد می توان عبارتهای مثلثاتی را بر حسب روابط جمع و تفریق نسبت های مثلثاتی بسط داد، همچنین با فرض کوچک بودن $\Delta\varphi$ می توان تنها جملات مرتبه اول بسط تیلور را در نظر گرفت.

$$\Delta C_b^n = \Delta\varphi \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{a}} & \mathbf{0} & \frac{\bar{\omega} - \bar{\mathbf{a}} \sin \varphi'}{\cos \varphi'} \end{bmatrix} \quad (25)$$

با توجه به مشابهت دو ستون از رابطه (25) با رابطه (19) می توان این رابطه را بر حسب رابطه (26) بازنویسی نمود.

$$\Delta C_b^n = (C_b^n)_a \begin{bmatrix} 0 & 0 & \Delta\varphi \\ 0 & 0 & 0 \\ -\Delta\varphi & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

با استفاده از رابطه (26) می توان نوشت:

$$(C_b^n)_\omega = (C_b^n)_a + \Delta C_b^n = (C_b^n)_a \begin{bmatrix} 1 & 0 & \Delta\varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\Delta\varphi & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (27)$$

رابطه (27) بیانگر این مطلب است که ماتریس $(C_b^n)_\omega$ دوران یافته ماتریس $(C_b^n)_a$ به مقدار $\Delta\varphi$ و حول محور (y) است، و همان طور که در گذشته ذکر شد واضح است که با برقراری عبارت $\varphi' = \varphi$ هر دو ماتریس دوران یکسان خواهند شد. ایده ترکیب روابط بر این اساس مطرح می گردد که ماتریس دوران بر حسب بردار پایه شتابسنج به مقدار $m\Delta\varphi$ دوران یابد، که برای m داریم $0 \leq m \leq 1$. انتخاب مقدار m بستگی به دقت سنسورهای شتابسنج وژیروسکوپ دارد. به عنوان مثال در صورتی که اطلاعات شتابسنج از دقت و صحت بالاتری برخوردار باشد، بایستی از وزن بیشتری نسبت بهژیروسکوپ برخوردار گردد بنابراین مقدار m بایستی به سمت صفر نزدیک گردد. از سوی دیگر عکس این موضوع نیز صادق است.

الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیکی با الهام گیری از تئوری تکامل و اصول ژنتیک و وراثت به جستجوی راه حل مناسب برای مسائل

$$\begin{aligned} & [\boldsymbol{\omega}_s - \mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s - \boldsymbol{\omega}_s \times (\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s)] = \\ & \left[\frac{\boldsymbol{\omega}_s - \mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s}{\omega a \omega \cos(\varphi')} - \frac{\boldsymbol{\omega}_s \times (\mathbf{a}_s \times \boldsymbol{\omega}_s)}{a \omega^2 \cos(\varphi')} \right] \end{aligned} \quad (22)$$

$$\bullet \begin{bmatrix} \omega & 0 & 0 \\ 0 a \omega \cos \varphi' & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a \omega^2 \cos \varphi' \end{bmatrix}.$$

با استفاده از فرآیندی مشابه حالت قبل، می توان ماتریس دوران را برای بردار پایهژیروسکوپ یافت.

$$\begin{aligned} C_b^n = & \left[\frac{\cos(\varphi' - \varphi)\bar{\omega} - \sin(\varphi)\bar{\mathbf{a}}}{\cos(\varphi')} \right. \\ & \left. - \frac{\bar{\mathbf{a}} \times \bar{\omega}}{\cos \varphi'} \frac{\sin(\varphi' - \varphi)\bar{\omega} - \cos(\varphi)\bar{\mathbf{a}}}{\cos(\varphi')} \right]. \end{aligned} \quad (23)$$

همان طور که ذکر شد در این ساختار بردار خروجیژیروسکوپ به عنوان بردار پایه اول (x) در نظر گرفته می شود. حاصل ضرب خارجی خروجی شتابسنج وژیروسکوپ که در حالت ایده آل عمود بر صفحه آزیموت است بردار دوم (y) را ساخته و بردار (z) نیز از تشکیل دستگاه مختصات راستگرد حاصل می شود.

تا این مرحله دو رابطه (19) و (23) بر دو مبنای متفاوت، برای تخمین ماتریس دوران حاصل شده اند. در این بخش ارتباط میان این دو رابطه با یکدیگر سنجیده می شود. با مراجعه به روابط قبلی مشخص می گردد که رابطه (19) و (23) دارای شباهتهایی نسبت به یکدیگر می باشند. از جمله ستون دوم این دو رابطه که در حالت ایده آل برداری عمود بر صفحه آزیموت است، کاملاً یکسان می باشد، که نشان از عدم وابستگی به انتخاب بردار پایه است. فرض می شود که ماتریس دورانی که با استفاده از بردار پایه شتابسنج تخمین زده می شود با نماد $(C_b^n)_a$ و ماتریس دورانی که با استفاده از بردار پایهژیروسکوپ تخمین زده می شود با نماد $(C_b^n)_\omega$ مشخص گردد. با کم کردن این دو رابطه از یکدیگر داریم:

$$\begin{aligned} \Delta C_b^n = & (C_b^n)_\omega - (C_b^n)_a = \\ & \frac{1}{\cos \varphi'} [(\cos(\varphi' - \varphi) - 1)\bar{\omega} + (\sin \varphi' - \sin \varphi)\bar{\mathbf{a}} \\ & \mathbf{0} \quad \sin(\varphi' - \varphi)\bar{\omega} + (\cos \varphi' - \cos \varphi)\bar{\mathbf{a}}]. \end{aligned} \quad (24)$$

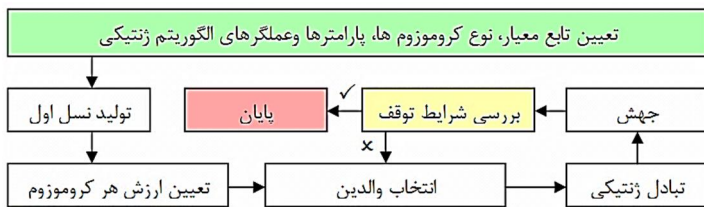


شکل 2- تبادل ژنتیکی دو نقطه‌ای

و) شرایط پایان: بازگشت به مرحله 2 و تکرار مراحل تا زمانی که شرایط توقف برآورده شود. شرایط توقف عبارتند از:

- I. همگرایی الگوریتم و عدم تغییر بهترین کروموزوم برای تعداد نسل‌های از پیش تعریف شده.
- II. تکمیل شدن تعداد نسل‌های از پیش تعریف شده.

بر اساس آنچه ذکر شد ساختار الگوریتم ژنتیک را می‌توان در شکل 3 مشاهده نمود.



شکل 3- ساختار الگوریتم ژنتیک

مسئله بهینه‌سازی

مسئله بهینه‌سازی بنا بر تعریف، شامل 3 بخش اصلی است [16]:

- A. بیان ریاضی مسئله یا تابعی که مطلوب بهینه شدن است
- B. قیود یا محدودیت‌ها
- C. معیار بهینگی

برای انجام ترازبایی بهینه، مسئله اصلی شامل خود فرآیند ترازبایی است و بنابر آن چه در بخش 2 بیان شد محدودیت پارامتر مورد نظر برای بهینگی به صورت $0 \leq m \leq 1$ است. از سوی دیگر معیار عملکرد را می‌توان بر اساس مجموع انحراف درایه‌های ماتریس دوران از مقدار حقیقی، و یا اختلاف بردار دوران از مقدار مرجع تعریف نمود. همان‌طور که ذکر شد هدف اصلی در فرآیند بهینه‌سازی در مساله ترازبایی، دستیابی به مقادیر دقیق زوایای اولیه است. به عبارتی اگر بتوان میزان اختلاف زوایای واقعی و زوایایی که از الگوریتم ترازبایی به دست می‌آید را تا حد امکان کوچک نمود، پاسخ مسئله حاصل شده است. اگر مقادیر واقعی زوایای اولیه را با اندیس *ref*، و مقادیر

می‌پردازد. بدین منظور، ابتدا چندین پاسخ تصادفی برای مسئله مورد نظر تولید شده و در مراحل بعدی این پاسخ‌های ابتدایی با استفاده از اصول ژنتیک به تکامل رسیده و به پاسخ مناسب تبدیل می‌شوند. در ادامه مراحل الگوریتم ژنتیکی شرح داده می‌شود [28].

الف) تولید نسل اول: تولید پاسخ تصادفی برای مسئله، که هر یک از این پاسخ‌ها در قالب یک کروموزوم به صورت مناسبی کد می‌شوند.

ب) ارزش‌گذاری: تابع معیار با توجه به میزان موفقیت هر کروموزوم در حل مسئله ارزش آنها را معین می‌کند. به بهترین کروموزوم هر نسل، کروموزوم نخبه⁷ گفته می‌شود.

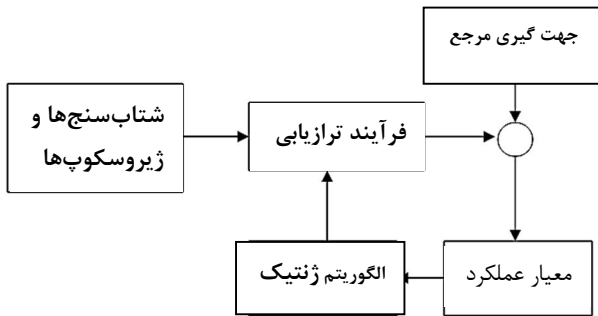
ج) انتخاب والدین: کروموزوم‌ها بر حسب تابع معیار به صورت نزولی مرتب شده و فقط تعدادی از کروموزوم‌ها حفظ شده و بقیه به دور ریخته می‌شوند. احتمال حفظ هر کروموزوم متناسب با میزان شایستگی آن می‌باشد به نحوی که کروموزوم‌هایی که ارزش بیشتری داشته باشند، احتمال بیشتری برای بقا دارند. برای جایگزینی کروموزوم‌های دور ریخته شده، کروموزوم‌های باقیمانده به صورت دو به دو به عنوان والدین انتخاب می‌شوند تا کروموزوم‌های فرزند را تولید کنند.

برای انتخاب والدین روش‌های متفاوتی وجود دارد. به عنوان نمونه در روش Tournament Selection ابتدا مجموعه کوچکی از کروموزوم‌ها به صورت تصادفی انتخاب شده و سپس از بین این کروموزوم‌ها، دو کروموزومی که دارای ارزش بیشتری هستند به عنوان والدین انتخاب می‌شوند.

د) تبادل ژنتیکی⁹: کروموزوم‌های والدین با مبادله کردن ژن‌های خود کروموزوم‌های فرزند را ایجاد می‌کنند. برای مبادله ژن‌ها روش‌های مختلفی وجود دارد. به عنوان نمونه در روش دو نقطه‌ای که در شکل (2) قابل مشاهده است دو مکان از کروموزوم‌های والدین انتخاب می‌شود. در این حالت، برای تشکیل کروموزوم فرزند، رشته‌های ژن از آغاز تا اولین مکان تعیین شده از یک والد، و رشته‌های ژن بین دو مکان تعیین شده از والد دوم، و بقیه ژن‌ها از والد اولی کپی می‌شوند [29].

ه) جهش¹⁰: تعدادی از ژن‌های کروموزوم‌های نسل جدید به غیر از کروموزوم نخبه به صورت تصادفی انتخاب شده و مقادیر آنها تغییر داده می‌شود. بدین وسیله می‌توان به کروموزوم‌های کاملاً جدید دست یافت.

شکل 5 نمایش بلوک دیاگرامی فرآیند بهینه‌سازی پیاده-سازی شده است.



شکل 5 - بلوک دیاگرام فرآیند تراز یابی بهینه

شبیه‌سازی

در این بخش برای سنجش عملکرد الگوریتم چند شبیه‌سازی انجام می‌دهیم، بدین منظور از یک شبیه‌ساز دقیق برای ایجاد خروجی سنسورهای ناوبری استفاده نموده و با اعمال بایاس‌های دلخواه، خروجی مورد نظر را ایجاد می‌نمایم. مقدار خطای بایاس بر حسب درصدی از سرعت زاویه‌ای زمین و همچنین بزرگی شتاب گرانشی زمین برای حالت‌های مختلف رشد داده می‌شود. لازم بذکر است که سرعت زاویه‌ای گردش زمین به دور خود 15 درجه بر ساعت و میزان شتاب جاذبه حدود 9/81 متر بر مجذور جاذبه و بر حسب عرض جغرافیایی متغیر است به طوری که در استوا دارای کمترین مقدار بوده و در قطبین زمین بیشترین مقدار خود را اختیار می‌کند.

ابتدا لازم است به بررسی نقش خطای هر مجموعه سنسور بر روی زوایای اولر پردازیم. ابتدا فرض می‌نماییم ژيروسکوپ‌ها بدون خطا بوده، و مقدار خطای شتاب‌سنج‌ها از صفر تا 0/1 میلی‌g تغییر نماید. در این حالت سهم هر کدام از عبارت‌ها در رابطه معیار عملکرد (28) در شکل 6 نمایش داده شده است. همچنین طول و عرض جغرافیایی در مقدار میانی 45 درجه انتخاب شده است. بدیهی است که مقدار ضریب بهینه در این حالت برابر با 1 خواهد بود زیرا ژيروسکوپ ایده‌آل و بدون خطا فرض شده است.

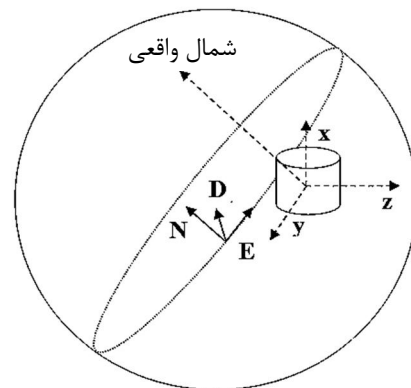
با توجه به شکل 6 مشخص است که با افزایش خطای شتاب‌سنج سهم چرخش حول محور شمال که متناسب با زاویه غلت می‌باشد بیشترین تأثیر را پذیرفته و پس از آن زاویه فراز و

به دست آمده از فرآیند تراز یابی را بدون اندیس نمایش دهیم، معیار بهینگی بر اساس انحراف بردار دوران را می‌توان مطابق با رابطه (28) تعریف نمود.

$$J = \sqrt{k_1(\alpha - \alpha_{ref})^2 + k_2(\beta - \beta_{ref})^2 + k_3(\gamma - \gamma_{ref})^2} \quad (28)$$

پارامترهای موجود در این رابطه شامل سه زاویه جهت‌گیری و سه ضریب می‌باشند. برای درک فیزیکی مطلوب‌تر از زوایای ارائه شده می‌توان به شکل 4 رجوع نمود. در این شکل α معادل گردش حول محور شمال (N)، β معادل گردش حول محور شرق (E)، و γ معادل گردش حول محور پایین (D) است.

ضرایب ارائه شده در رابطه (28) می‌توانند بسته به ارزش هر کدام از زوایا در مراحل پس از تراز یابی متغیر باشند. به طور معمول به دلیل مشکل عدم مشاهده‌پذیری زاویه گردش حول محور پایین که از آن به عنوان آزمون یاد می‌شود توسط ابزارهای دیگری همچون قطب‌نمای ژيروسکوپیک سنجیده می‌شود. بنابراین در مسأله بهینه‌سازی یاد شده می‌توان ضریب آن را برابر صفر در نظر گرفت. اما برای یک مسأله ساده ممکن است چنین ابزاری در اختیار نباشد. از سوی دیگر می‌توان با استفاده از یک حلقه بهینه‌سازی خارجی ضرایب را برای یک معیار بهینگی دیگر همچون خطای نهایی ناوبری بهینه نمود. به هر صورت در مسأله مورد بحث در این مقاله، رابطه (28) با مقدار ضرایب یکسان برای هر سه زاویه، که بیانگر انحراف بردار دوران کلی نسبت به حالت مطلوب است، در نظر گرفته می‌شود.



شکل 4 - جهت‌گیری مجموعه ناوبری نسبت به دستگاه جغرافیایی

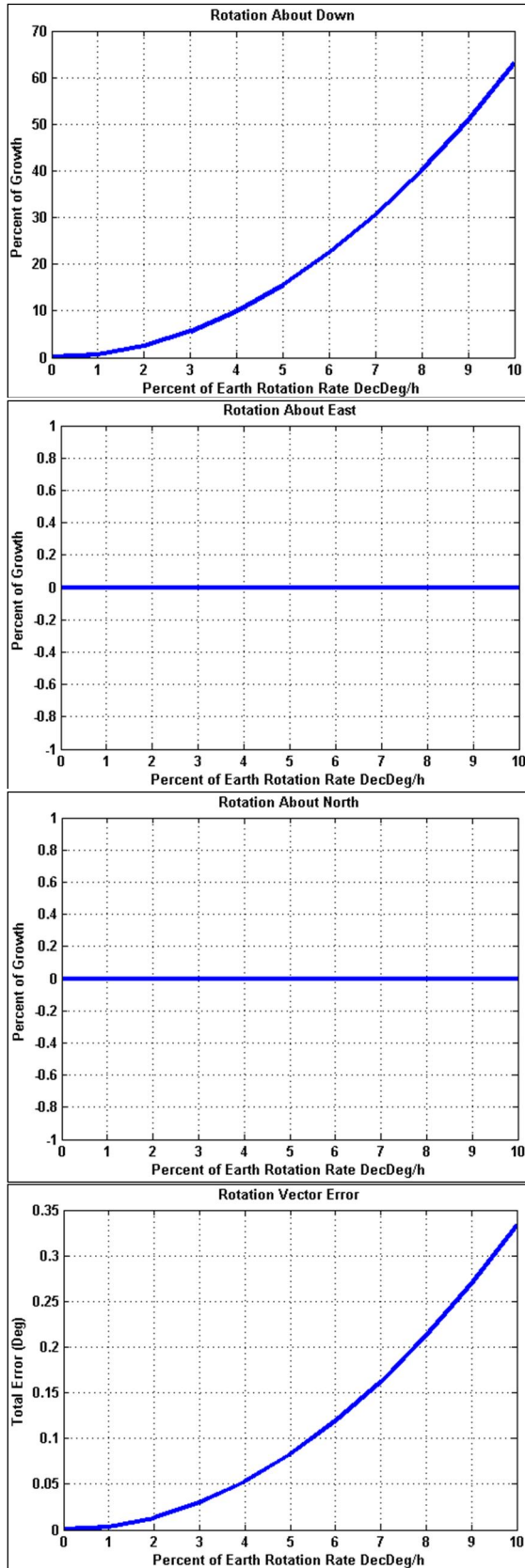
در مرحله آخر زاویه آزیموت با کمترین تاثیرپذیری قرار گرفته است. اکنون می‌توان همین عملیات را برای ایده‌آل بودن شتاب‌سنج و افزایش خطای ژيروسکوپ از مقدار صفر تا 1 درصد سرعت چرخش زمین به دور خود انجام داد. نتایج حاصل در شکل 7 ارائه شده است. بدیهی است که در این حالت مقدار ضریب ترکیب بهینه به دلیل ایده‌آل بودن شتاب‌سنج صفر خواهد بود. بدیهی است که مقدار ضریب بهینه در این حالت برابر با صفر خواهد بود زیرا شتاب‌سنج ایده‌آل و بدون خطا فرض شده است. با توجه به شکل 7 مشخص است که زوایای فراز و غلت نسبت به خطای ژيروسکوپ مستقل می‌باشند. البته با بررسی درایه به درایه ماتریس رابطه (25) می‌توان دریافت که تنها عامل مؤثر در محاسبه زاویه فراز و غلت خروجی شتاب‌سنج‌ها می‌باشند. از سوی دیگر سهم خطای ژيروسکوپ در انحراف محاسبه زاویه آزیموت بسیار چشمگیر است، از این رو می‌توان به اهمیت دقت و کاربرد مسایل تکنولوژیک در ساخت ژيروسکوپ‌ها پی برد. امروزه ژيروسکوپ‌های فیبر نوری و لیزری با دقت‌هایی بالا همچنان موضوع تحقیقات علمی و صنعتی می‌باشد.

تا این مرحله با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی به درک صحیحی از اثر سنسورها بر روی زوایا و نحوه رشد آن‌ها دست یافتیم. در این بخش برای وجود بایاس‌های شتاب‌سنج و ژيروسکوپ به صورت توأم الگوریتم را به اجرا می‌گذاریم. نتایج برای بهره بهینه در شکل 8 ارائه شده است. این شکل شامل رویه بهره بهینه برای خطای توأم شتاب‌سنج و ژيروسکوپ است. با توجه به رویه موجود مشخص است که در خطای ثابت شتاب‌سنج با افزایش خطای ژيروسکوپ بهره بهینه کاهش می‌یابد. بدیهی است که در این حالت با افزایش خطای زاویه آزیموت، میزان سهم خطای این زاویه در تابع معیار افزایش یافته و الگوریتم ژنتیک با کاهش بهره بهینه سعی در کاهش مقدار عددی تابع معیار دارد. از سوی دیگر در خطای ژيروسکوپ ثابت با افزایش خطای شتاب‌سنج، بهره بهینه نیز افزایش می‌یابد اما شیب افزایش این بهره بستگی مستقیم به مقدار خطای ژيروسکوپ دارد. رفتار تند رویه در محدوده خطای کوچک قابل پیش‌بینی است زیرا در این ناحیه خطای ژيروسکوپ در حد 0/075 درجه بر ساعت است که با افزایش خطای شتاب‌سنج در بازه‌های 1 میلی g، ضریب بهینه به سرعت به سمت 1 میل می‌نماید. همچنین مقدار

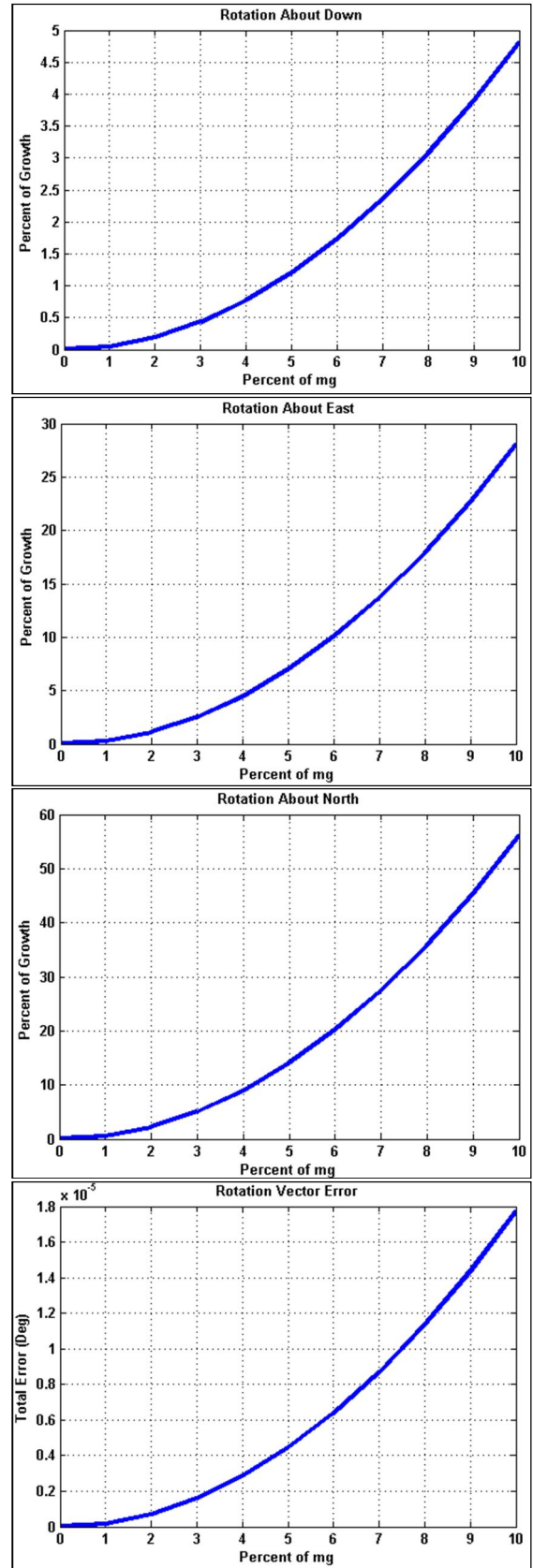
تابع معیار در شکل 9 رسم شده است. این شکل شامل رویه تابع معیار با توجه به درصد خطای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ است. با توجه به رویه کاملاً مشخص است که سهم ژيروسکوپ در افزایش تابعی معیار غالب است. این مطلب در شکل 7 نیز قابل دریافت است زیرا ژيروسکوپ سهم بزرگی از طریق زاویه آزیموت در تابعی معیار دارد. از سوی دیگر افزایش خطای شتاب‌سنج با اثر کمتر بر روی زاویه آزیموت سهم کمتری در تابعی معیار داشته و افزایش معیار عملکرد ملایم‌تری را ایجاد می‌نماید. نکته قابل توجه دیگر در شکل 9 وجود یک شکستگی در رویه است که در خطای ثابت شتاب‌سنج ایجاد یک کمینه عمومی نموده است. دستیابی به خط شکستگی از روی نمودار کار دشواری است اما می‌توان از ماتریس اطلاعات استفاده نمود. با استفاده از این ماتریس معادله خط شتاب‌سنج در آن بر حسب میلی g و بایاس ژيروسکوپ بر حسب درجه بر ساعت است. این معادله برای هر مقدار خطای شتاب‌سنج نقطه‌ای را نشان می‌دهد که با کم شدن خطای ژيروسکوپ بیش از آن بهره ترکیب بهینه به 1 میل کرده و خطای ترازبایی افزایش می‌یابد، در این حالت کاهش خطای آزیموت ناشی از کاهش خطای ژيروسکوپ قادر به هم‌پوشانی افزایش خطای فراز نبوده و منجر به افزایش معیار عملکرد که بیانی از خطای کلی است می‌گردد. مطابق با آنچه در [3] ذکر شده است، با توجه به دقت سنسورهای اینرسی مقدار تحلیلی بهترین خطای ترازبایی ممکن بدون ترکیب خروجی سنسورها را می‌توان توسط رابطه (29) بیان نمود.

$$J = \sqrt{\left(\frac{B_y}{g}\right)^2 + \left(\frac{B_x}{g}\right)^2 + \left(\frac{D_y}{\Omega \cos \varphi} + \frac{B_y \tan \varphi}{g}\right)^2} \quad (29)$$

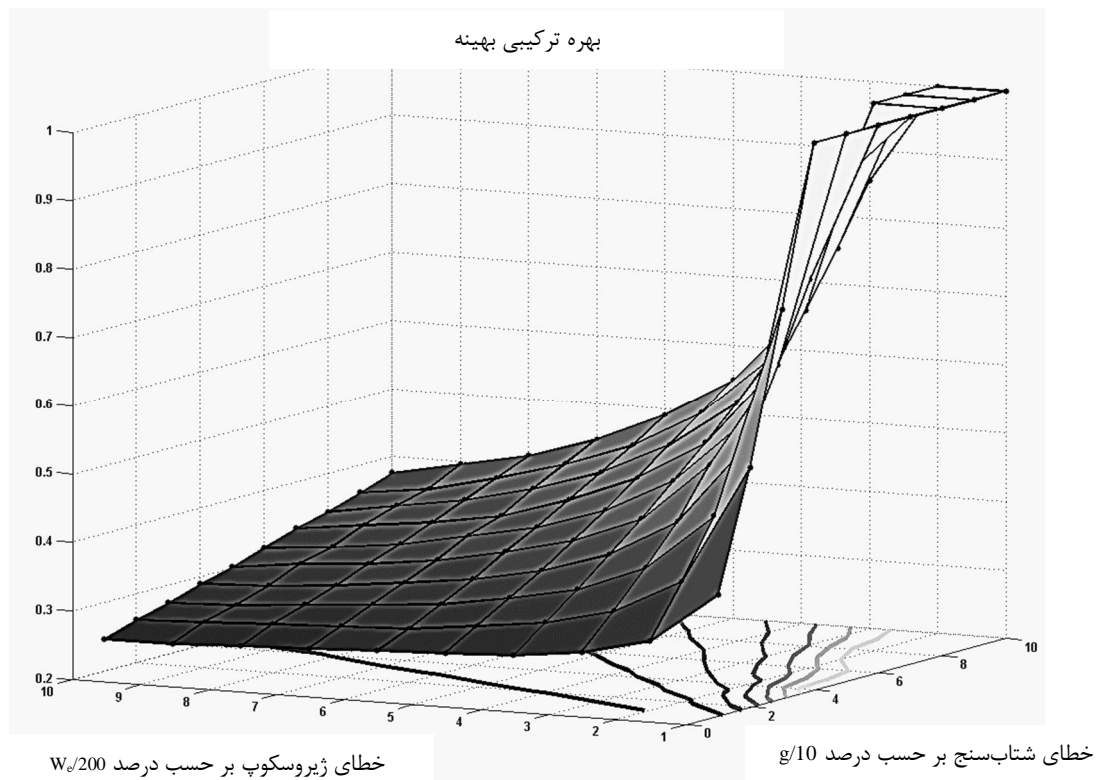
که در این رابطه B بایاس شتاب‌سنج و D بیانگر دریافت ژيروسکوپ است. اگر فرض نماییم که مقدار خطای بایاس شتاب‌سنج 0/01 متر بر مجذور ثانیه، و خطای دریافت ژيروسکوپ 0/04 درجه بر ساعت باشد، با استفاده از رابطه (29) خطای اندازه بردار دوران معادل با 16/3 دقیقه قوسی¹¹ خواهد بود. در حالی که با مراجعه به شکل 9 مشخص است که مقدار خطا با استفاده از الگوریتم ارائه شده در این مقاله به 4 دقیقه قوسی کاهش یافته است



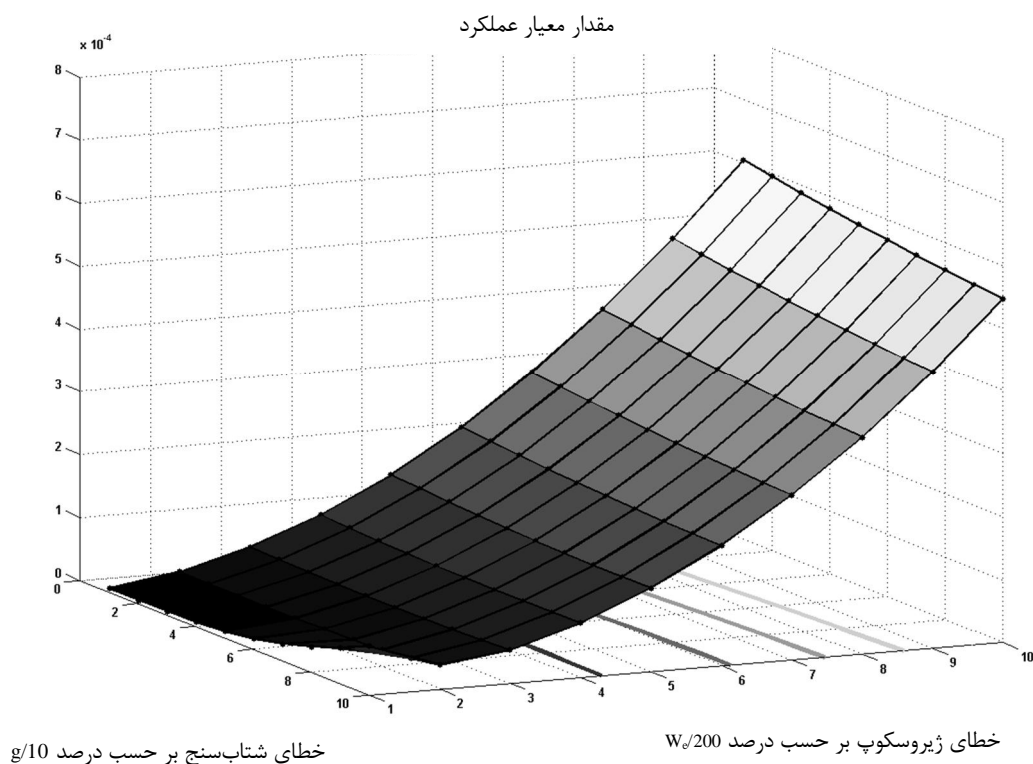
شکل 7- سهم خطای زوایا در تابع معیار عملکرد برای خطای ژيروسکوپ



شکل 6- سهم خطای زوایا در تابع معیار عملکرد برای خطای شتابسنج



شکل 8- بهره بهینه ترکیب برای خطای شتابسنج و ژيروسکوپ



شکل 9- میزان تابع معیار برای خطای شتابسنج و ژيروسکوپ

نتیجه گیری

در این مقاله روابط مربوط به تراز یابی با استفاده از بردار شتابسنج و ژيروسکوپ به عنوان بردار پایه مطرح شد و سپس با استفاده از یک بهره، روابط با یکدیگر ترکیب شد. برای بهینه سازی الگوریتم ژنتیک انتخاب و شمای کلی پیاده سازی مسأله بهینه یابی طراحی شد. نوآوری الگوریتم ارائه شده در دو حوزه است. بخش اول مربوط به یک مرحله ای بودن الگوریتم تراز یابی ارائه شده در مقابل دیگر الگوریتم ها است، که تماماً دو مرحله ای می باشند. ضمناً حذف یکی از مراحل به دقت نهایی آسیبی وارد ننموده است. بخش دوم نوآوری مربوط به ترکیب خروجی سنسورهای شتابسنج و ژيروسکوپ به صورت بهینه با استفاده از الگوریتم ژنتیک است که تاکنون انجام نشده است. در ادامه به منظور اثبات کارایی الگوریتم از شبیه سازی استفاده شده است. با استفاده از الگوریتم برای خطاهای شتابسنج و ژيروسکوپ به صورت مجزا و توأم بهینه سازی انجام شد. افزایش خطای شتابسنج به صورت منفرد به صورت عمده بر روی زاویه حول محور شمال (معادل با غلت) و زاویه حول محور شرق (معادل با فراز) تأثیر گذار می باشد. از سوی دیگر افزایش خطای ژيروسکوپ به صورت منفرد تنها بر روی زاویه حول محور پایین (معادل با آزیموت) تأثیر می گذارد. نتایج به دست آمده از بررسی درایه ای ماتریس دوران از لحاظ کیفی قابل تأیید است.

در گام بعد مسأله بهینه سازی برای افزایش توأم خطای شتابسنج و ژيروسکوپ حل شده است که منجر به ایجاد یک رویه می شود. با توجه به رویه مشخص می شود حساسیت در محدوده ای از خطاها بالا و در محدوده دیگر پایین است. به عبارتی شیب رویه در نواحی متفاوت متغیر است که مقدار آن بستگی مستقیم به نسبت خطای شتابسنج و ژيروسکوپ دارد. بنحوی که در نواحی خطای بزرگ ژيروسکوپ شیب کم می شود. از سوی دیگر با کاهش خطای ژيروسکوپ شیب زیاد می شود که این مطلب بیانگر حساسیت بیشتر نسبت به خطای شتابسنج در این ناحیه است. علت فیزیکی این امر آن است که شتابسنج بر روی هر سه زاویه و ژيروسکوپ تنها بر روی یک زاویه تأثیر گذار هستند.

با بررسی رویه تابع هزینه یا عملکرد نکات دیگری نیز قابل دریافت است. رشد تابع هزینه با تغییر خطای شتابسنج کند است. به عبارتی شیب رویه در این حالت کم است که با شیب

رویه ضریب بهینه در نواحی خطای بزرگ ژيروسکوپ همخوانی دارد. از سوی دیگر در نواحی خطای کوچک ژيروسکوپ همانند آنچه در رویه ضریب بهینه مشاهده شد، تغییرات تابع عملکرد تندتر بوده و به دلیل ایجاد یک ناحیه کمینه از حالت خطی خارج می شود. با تحلیل کمینه ها می توان به رابطه یک خط مورب در صفحه خطاها دست یافت. این معادله خطی است که برای خطای ژيروسکوپ کم و شتابسنج زیاد صفحه را به دو بخش تقسیم می کند. نواحی ذکر شده شامل نواحی است که با کاهش خطای ژيروسکوپ به دقت بیشتر نخواهیم رسید که دلیل این امر نیز افزایش بهره بهینه به مقدار 1 و عدم توانایی همپوشانی کاهش خطای ناشی از ژيروسکوپ و افزایش خطای ناشی از دوران حول محور شرق است.

در ادامه نتایج تراز یابی با الگوریتم مورد استفاده در این مقاله با روابط تحلیلی موجود در منابع مقایسه شده است. کاملاً روشن است که خطای به دست آمده از الگوریتم یک مرحله ای ارائه شده در این مقاله، نسبت به نتیجه به دست آمده از رابطه تحلیلی کوچکتر است. دلیل این امر نیز به ترکیب بهینه سنسورها با استفاده از الگوریتم ژنتیک باز می گردد. به عبارتی الگوریتم ژنتیک با درک حساسیت فرآیند تراز یابی نسبت به عوامل خطا، بهترین ترکیب را انجام داده و منجر به کاهش خطا می گردد.

پی نوشت

- 1- Strapdown Inertial Navigation System
- 2- Initial Alignment
- 3- Heuristic Dynamic Programming
- 4- Vondrak
- 5- Coarse Alignment
- 6- Fine Alignment
- 7- North-East-Down
- 8- Elite
- 9- Crossover
- 10- Mutation
- 11- Arc Minute

منابع و مراجع

- [1] Jekeli C., "Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications", Walter de Gruyter, Berlin, 2001.
- [2] Edward F., "Alignment Processing Techniques For Strapdown Inertial Guidance System", AIAA, 1968.

- [17] Yuki Kuroki, George S. Young, Sue Ellen Haupt. "UAV navigation by an expert system for contaminant mapping with a genetic algorithm. Expert Systems with Applications", Volume 37, Issue 6, June 2010, Pages 4687-4697.
- [18] Hussain Aziz Saleh, Rachid Chelouah. "The design of the global navigation satellite system surveying networks using genetic algorithms. Engineering Applications of Artificial Intelligence", Volume 17, Issue 1, February 2004, Pages 111-122.
- [19] Ming-Cheng Tsou. "Genetic algorithm for solving celestial navigation fix problems". POLISH MARITIME RESEARCH 3(75) 2012 Vol 19; pp. 53-59.
- [20] سیدمحسن صالحی امیری، امیرعلی نیکخواه، هادی نوبهاری، "استخراج حالت‌های رویت‌ناپذیر در فرایند توجیه و کالیبراسیون سیستم‌های ناوبری اینرسی با صفحه پایدار"، فصلنامه علوم و فناوری فضایی، ایران، 1393.
- [21] A.A. Nikkhah, S.M. Salehi Amiri, S.A. Zahiripour, "Extracting dynamic matrix of alignment process for gimbaled navigation system using heuristic dynamic programming method", Journal of Aerospace Science and Technology (JAST), 2013, vol. 10, No. 1, .
- [22] Songlai Han and Jinling Wang, "A Novel Initial Alignment Scheme for Low-Cost INS Aided by GPS for Land Vehicle Applications", Journal of Navigation / Volume 63 / Issue 04 / October 2010, pp 663-680.
- [23] Shaolin Lü, Ling Xie, Jiabin Chen, "New techniques for initial alignment of strapdown inertial navigation system", Journal of the Franklin Institute, Volume 346, Issue 10, December 2009, Pages 1021-1037.
- [24] Zengke Li 1, Jian Wang, "A Vondrak Low Pass Filter for IMU Sensor Initial Alignment on a Disturbed Base", Sensors 2014, 14, 23803-23821.
- [25] Britting K.R., "Inertial Navigation Systems Analysis", Wiley-Interscience, 1971.
- [26] Fuh Jiang, YeonFuh Jiang, Chung Shan, "Error Analysis of Analytic Coarse Alignment Methods", IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 34, Jan. 1998, p334.
- [27] Bekir E., "Introductions to Modern Navigation Systems", World Scientific Publications Co, Vol. 34, 2007.
- [28] Haupt R.L, "Practical Genetic Algorithm", Second Edition, 2000.
- [29] محمدزاده اشکان، "طراحی کنترلرهای فازی توسط الگوریتم‌های ژنتیکی"، نهمین کنفرانس مهندسی برق، 1385.
- [3] Titterton D. H., "Strapdown Inertial Navigation Technology", Peter Pregrinus Ltd, 1997.
- [4] Wang xinglon, "Fast alignment and calibration algorithms for inertial navigation system", 2009.
- [5] Xu Kai1, Ma Lin1, Zhang Qun, "Calibration method of an inertial platform", Journal of Chinese Inertial Technology, 2007.
- [6] Rogers Robert M., "Low Dynamic IMU Alignment", IEEE Position Location and Navigation Symposium, 1998.
- [7] Salychev. Oleg, "Inertial Systems in Navigation and Geophysics", Bauman MSTU Press, Moscow, 1998.
- [8] JING Zhang-jun, Cheng Xiang-hong, "Technology of strapdown gyrocompass self-alignment on moving bases", Journal of Chinese Inertial Technology, 2009.
- [9] Scherzinger, Bruno M. and D. Blake Reid, "Modified strapdown inertial navigation error models", Proceedings of PLANS, 1994.
- [10] Yang Lixi, "Rapid Auto calibration for the Errors of Inertial Platform", Institute of Beijing Control Device Beijing China, 2000.
- [11] سیدمحسن صالحی امیری، "ارتقاء فرایند توجیه اولیه و کالیبراسیون سیستم‌های ناوبری اینرسی با صفحه پایدار به روش کنترل حلقه بسته تصادفی"، رساله دکترا، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، 1393.
- [12] محمد عابدینی نجف‌آبادی، محمدعلی نجومیان، حسن سالاریه، "جهت‌یابی اولیه و بایاس‌گیری سنسورها در سیستم‌های ناوبری اینرسی مبتنی بر روش تطبیق سرعتها و استفاده از کمترین مربعات خطا"، نخستین کنفرانس ملی ناوبری، پژوهشکده علوم و فناوری شهید احمد کاظمی، 29 و 30 بهمن 1393.
- [13] S.H. Taghavi, A. Abdoli, "Calibration of Embedded Inclinator in Strap down Inertial Navigation System by Two-axis Turntable", First National Navigation Conference, ShahidKazemi Research Institute, Feb 18, 19, 2015.
- [14] Meiping Wu, Yuanxin Wu, Xiaoping Hu, Dewen Hu, "Optimization-based alignment for inertial navigation systems: Theory and algorithm", Aerospace Science and Technology, Volume 15, Issue 1, January-February 2011, Pages 1-17.
- [15] Zotes, F. Alonso, "Application of Intelligent Algorithms to Aerospace Problems", Thesis Doctoral, 2011.
- [16] Hamid Mehmood, Nitin K. Tripathi. "Cascading artificial neural networks optimized by genetic algorithms and integrated with global navigation satellite system to offer accurate ubiquitous positioning in urban environment". Computers, Environment and Urban Systems, Volume 37, January 2013, Pages 35-44.