افزایش دقت و قابلیت اطمینان در ناوبری اینرسی با استفاده از IMU افزونه‌ی دوار

مجتبی هاشمی*[۱] ، علیرضا نادری[۲]

[۱] دکتری ، دانشگاه جامع امام حسین(ع)؛ mo_hashemi@aut.ac.ir
[۲] کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی؛ arnaderi@yahoo.com

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:
تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۹۷/۰۴/۲۳
تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۸/۰۱/۳۱

کلمات کلیدی:
ناوبری اینرسی، ناوبری چرخان، سنسورهای افزونه اینرسی، افزایش دقت ناوبری

چکیده

دقت و قابلیت اطمینان دو معیار مهم در ارزیابی عملکرد ناوبری اینرسی با استفاده از سنسورهای ارزان قیمت محسوب می‌شود. افزایش دقت ناوبری بدون سنسورهای کمکی و با استفاده از سنسورهای ارزان‌قیمت میکرو الکترومکانیکی (MEMS)، همواره به‌عنوان مهم‌ترین چالش ناوبری اینرسی مطرح بوده است. بایاس عمده‌ترین دلیل افزایش خطا در این سنسورها است. همچنین وقوع عیب باعث شده که قابلت اطمینان این سنسورها در ناوبری اینرسی بدون سنسور کمکی کاهش یابد. چرخاندن سنسورها و استفاده از چندین سنسور، راهکار افزایش دقت و قابلیت اطمینان در ناوبری با سنسورهای MEMS است. در این مقاله با استفاده از سه واحد IMU که بر روی یک میز دوار یک درجه آزادی قرارگرفته، دقت ناوبری اینرسی افزایش داده‌شده است. با میانگین‌گیری خروجی سه IMU، یک IMU مجازی تشکیل و پس از جبران چرخش ایجادشده بر روی آن، معادلات ناوبری حل‌شده است. در آخر نیز نتایج حاصل از تست‌های انجام‌شده بر روی میز دوار، بررسی و تحلیل‌شده است که نشان‌دهنده افزایش دقت ۱۰ برابری در ناوبری اینرسی بدون استفاده از سنسورهای کمکی است.

Precision and Reliability Incensement of Inertial Navigation System with Rotation and Redundancy

Mojtaba Hashemi[1*], Alireza Naderi[2]

[1] Ph.D, Imam Hossein University; mo_hashemi@aut.ac.ir
[2] Master of Science, K.N.Toosi University of Technology; arnaderi@yahoo.com

ARTICLE INFO

Article History:
Received: 14 Jul. 2018
Accepted: 20 Apr. 2019

Keywords:
INS, Rotary INS, Redundant sensors, precision increment.

ABSTRACT

Precision and reliability are two main performance characteristic in low-cost Inertial Navigation System(INS). Increase of precision in low-cost INS without auxiliary sensors is main challenge. Bias instability leads to position drift error in inertial navigation system. In addition, fault occurrence makes the sensor reliability is decreased. Rotation of Inertial Measurement Unit(RIMU) and use of redundant IMUs despite single unit is an approach for precision and reliability incensement. In this paper three units IMU is placed in rotational table. The mean of three units IMU is considered as virtual IMU, then INS mechanization is solved after rotation compensation. Experimental results show that the position estimation error without rotation is 10 times of estimation error in rotary case. Attitude estimation is stable in rotatory case despite instability in conventional case.

۱ - مقدمه

سیستم ناوبری اینرسی[۱] در ناوبری وسایل مختلف بر روی خشکی، هوا و دریا مورداستفاده قرار می‌گیرد. این سیستم موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله را با اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای و نیروی مخصوص[۲] که توسط جایرو و شتاب سنج‌ها انجام می‌شود، محاسبه می‌کند. اخیراً استفاده از سنسورهای میکرو الکترومکانیکی[۳] ارزان‌قیمت در سیستم‌های ناوبری اینرسی پرکاربرد شده است. دو

[Downloaded from marine-eng.ir on 2026-11-02]
[DOR: 20.1001.1.17357608.1398.15.29.4.2]

مشکل اساسی این سنسورها به دلیل ماهیت ارتعاشی آن‌ها، بایاس بر روی سنسورها و قابلیت اطمینان پایین آن‌ها است.

روش‌های مختلفی برای کاهش خطای این سنسورها و افزایش قابلیت اطمینان و متعاقباً افزایش دقت ناوبری ارائه‌شده است. یکی از راه‌های کاهش و یا حذف بایاس سنسورهای اینرسی، استفاده از چرخش است. در این روش خطای اندازه‌گیری به‌صورت بایاس در سنسورها ظاهر می‌شود که با چرخاندن آن‌ها حول محور یا محورهای مختلف باعث ماژوله شدن و حذف این بایاس‌ها می‌شود [1]. تحقیقات انجام‌شده اخیر در حوزه سنسورهای دوار، غالباً بر روی نوع الگوریتم و کالیبراسیون استوار بوده است [۲-۵]. تعداد محورهای دوران و چگونگی چرخش IMU بر هزینه، مکانیزم و دقت سیستم ناوبری تأثیرگذار است، به‌طوری‌که دریک پیکربندی با چرخش‌های مناسب می‌بایست بایاس حذف و خطای دیگری به سیستم اضافه نشود. در [۶] به بررسی شیوه چرخش‌های مناسب پرداخته‌شده است و در سناریوی چرخش ارائه‌شده با استفاده از IMU های اپتیکی[۴] علاوه بر جبران بایاس سنسورها، خطای ضریب تصحیح و عدم هم‌راستایی نیز بهبودیافته است.

اخیراً استفاده از سنسورهای ارزان‌قیمت میکرو الکترومکانیکی در این حوزه (ناوبری) بیشتر موردتوجه قرارگرفته است. برای افزایش قابلیت اطمینان در سیستم‌های مختلف اعم از ناوبری، از افزونگی استفاده می‌شود. از افزونگی سخت‌افزاری جهت افزایش دقت و کاهش خطا و از افزونگی نرم‌افزاری جهت تشخیص خطا استفاده می‌کنند. در افزونگی سخت‌افزاری از چندین سنسور شتاب سنج و جایرو (IMU) استفاده می‌شود و با استفاده از الگوریتم‌های خاصی، خروجی این سنسورها با یکدیگر ترکیب و خروجی ناوبری تخمین زده می‌شود[۷]. چیدمان‌های مختلف باعث افزایش مشاهده‌پذیری خطا و افزایش تعداد سنسورها (فارغ از هر نوع چیدمان) باعث افزایش دقت ناوبری می‌شوند[۸, ۹]. برای کاهش هم‌زمان بایاس سنسورها و افزایش قابلیت اطمینان و کاهش سطح نویز آن‌ها از ترکیب دو روش سنسورهای چرخان و چند سنسوری استفاده می‌شود. در [۱۰] از یک چیدمان چند سنسوری چرخان با استفاده از سنسورهای اپتیکی، استفاده‌شده است.

در این مقاله با استفاده از سه واحد IMU میکرو الکترومکانیکی (ارزان‌قیمت) و همچنین با استفاده از روش چرخش سنسور، بایاس ماژوله شده و دقت ناوبری افزایش‌یافته است. در بخش دوم مقاله معادلات ناوبری اینرسی بیان‌شده است. در بخش سوم استراتژی ناوبری که شامل تلفیق خروجی IMU ها، جبران چرخش و تحلیل خطا است، بیان‌شده است و در پایان به‌منظور بررسی کیفیت روش ارائه‌شده از نتایج تست بر روی یک میز دوار استفاده‌شده است.

۲- معادلات ناوبری اینرسی

یک سیستم ناوبری اینرسی شامل دو بخش اصلی است: ۱- دینامیک حاکم بر تغییرات سرعت خطی۲- دینامیک حاکم بر تغییرات وضعیت (زوایای جهت‌گیری)[11].

$$\dot{V}^{n} = R_b^n f^{b} - \left(2\omega_{ie}^{n} + \omega_{en}^{n}\right)V^{n} + g^{n} \qquad (۱)$$

جمله اول در رابطه ۱، نیروی مخصوص است که توسط شتاب سنج اندازه‌گیری شده و با ماتریس دوران در دستگاه مختصات ناوبری محلی[۵] نمایش داده‌شده است. جمله دوم هم شتاب کوریولیس است که در دستگاه مختصات ناوبری محلی نشان داده‌شده است. بردار V^{n} عبارت است از:

$$V^{n} = [V_N \;\; V_E \;\; V_D]^T \qquad (۲)$$

$$\omega_{ie}{}^{n} = \begin{bmatrix}\Omega_N & 0 & \Omega_D\end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix}\Omega\mathrm{Cos}\,L & 0 & -\Omega\mathrm{Sin}\,L\end{bmatrix}^T \qquad (۳)$$

$$\omega_{en}{}^{n} = \begin{bmatrix}\dot{l}\cos L & -\dot{L} & -\dot{l}\sin L\end{bmatrix}^T \qquad (۴)$$

$$\dot{L} = \frac{V_N}{R_m + h}, \dot{l} = \frac{V_E}{\left(R_t + h\right)\cos L}$$
$$R_m = R_0\left(1 - 2e + 3e\sin^2 L\right)$$
$$R_t = R_0\left(1 + e\sin^2 L\right) \qquad (۵)$$

در رابطه ۳ سرعت زاویه‌ای مطلق زمین در دستگاه مختصات ناوبری نشان داده‌شده است. هم‌چنین رابطه ۴ سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات ناوبری نسبت به زمین است که در دستگاه ناوبری نمایش داده‌شده است. رابطه ۵ هم رابطه بین نرخ تغییرات طول و عرض جغرافیایی با سرعت در دستگاه بدنی را نشان می‌دهد.

دینامیک تغییرات وضعیت را می‌توان بر اساس زوایای اویلر و یا برحسب کواترنیون‌ها نوشت. استفاده از کواترنیون بجای زوایای اویلر باعث اجتناب از تکینگی می‌شود. [۱۲-۱۴] بنابراین در این مقاله از کواترنیون بجای زوایای اویلر برای بیان دوران بین دستگاه بدنی و ناوبری استفاده‌شده است، لذا دینامیک دوران بر مبنای کواترنیون عبارت است از:

$$\dot{q}_{nb} = \frac{1}{2}q_{nb} \otimes \begin{bmatrix}0\\ \omega_{ib}^{b}\end{bmatrix} - \frac{1}{2}\begin{bmatrix}0\\ \omega_{ie}^{n} + \omega_{in}^{n}\end{bmatrix} \otimes q_{nb} \qquad (۶)$$

که $\otimes$ بیانگر ضرب کرونکر است و بردار چهار مؤلفه‌ای کواترنیون (q) عبارت است از (رابطه ۷):

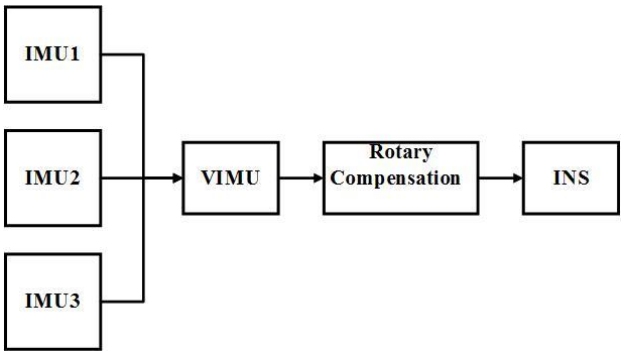
$$\mathrm{q} = \begin{bmatrix}\eta\\ \varepsilon\end{bmatrix}; \varepsilon = \begin{bmatrix}\varepsilon_1\\ \varepsilon_2\\ \varepsilon_3\end{bmatrix} \qquad (۷)$$

[Downloaded from marine-eng.ir on 2026-11-02]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1398.15.29.4.2]

۳- استراتژی ناوبری

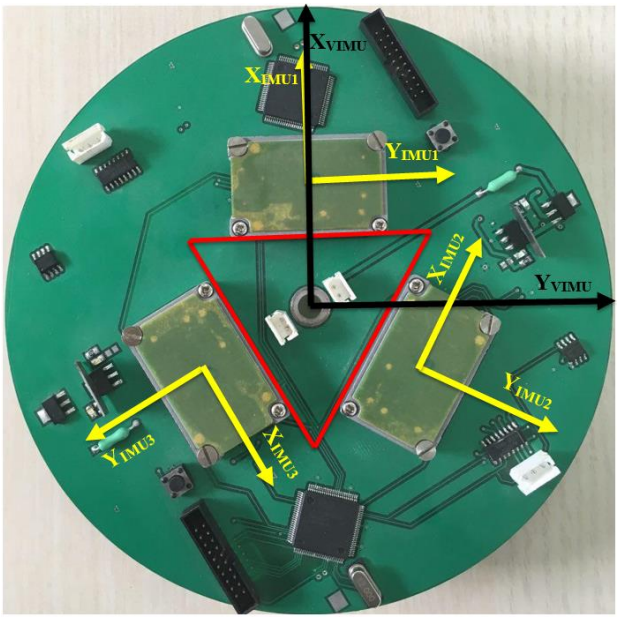
شماتیک کلی ناوبری با استفاده از سه IMU چرخان در شکل ۱ نشان داده‌شده است. به‌طورکلی خروجی هریک از IMU ها پس از تلفیق و جبران چرخش، معادلات قسمت قبل(INS) حل می‌شود.



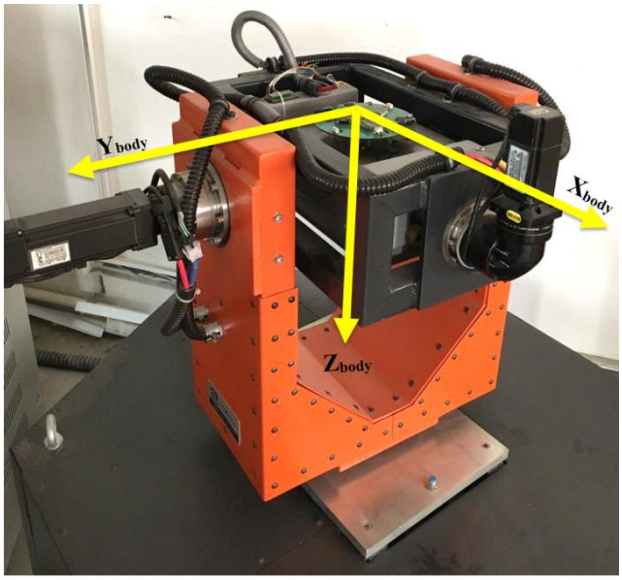
شکل ۱-بلوک دیاگرام ناوبری چرخان با استفاده از IMU افزوده

۳-۱- چیدمان IMU

چیدمان‌های مختلفی برای قرار گرفتن چند واحد IMU در کنار هم وجود دارد. تعیین درست تابع هزینه‌ای که باید مینیمم شود، می‌تواند معیار خوبی را برای تعیین شکل هندسی مناسب در اختیار قرار دهد. از طرفی افزایش دقت در IMU های افزونه فقط به تعداد آنها وابسته است و مستقل از نحوه قرار گیری هستند[۸] . بنابراین شکل هندسی قرارگیری IMU ها باید به نحوی باشد تا بیشترین اطلاعات را برای تشخیص عیب در اختیار قرار دهد[۱۵]. در اینجا سه عدد IMU استفاده‌شده است که طبق معیار بیشترین اطلاعات، چینش منشور قاعده مثلثی بهینه است. بدین‌صورت که IMU ها بر روی سطوح جانبی این منشور به‌صورت مورب نصب می‌شوند. در اینجا چون فقط افزایش دقت مدنظر است، سنسورها بر روی قاعده منشور به‌صورت مثلثی نصب‌شده‌اند. در شکل ۲ نحوه نصب IMU ها به همراه دستگاه مختصات آن‌ها و دستگاه مختصات صفحه (VIMU) نشان داده‌شده است. دستگاه مختصات هر یک از IMU ها بر روی آن قرارگرفته و به همراه صفحه‌ای که بر روی آن قرار دارد دوران می‌کند. مرکز دستگاه VIMU بر مرکز صفحه منطبق است و به همراه آن دوران می‌کند. وضعیت دستگاه هر یک از IMUها نسبت به دستگاه VIMU ثابت است. در شکل ۳ صفحه‌ی سنسورها بر روی میز دوار قرارگرفته است. دستگاه مختصات بدنی(غیرچرخان)، مرکز آن در مرکز صفحه و محور Z_b آن منطبق بر محور دوران میز است.



شکل ۲- صفحه نصب سنسورها به همراه دستگاه‌های مختصات سنسورها و VIMU صفحه



شکل ۳- سنسورها بر روی میز دوار نصب‌شده و دستگاه ثابت بدنی بر روی آن قرارگرفته است.

۳-۲- ایجاد VIMU

زاویه دستگاه مختصات هر یک از IMU ها با دستگاه مختصات VIMU ، $\psi_i \ , i=1,2,3$ است، بنابراین ماتریس دوران هر یک از IMU ها به دستگاه VIMU به‌صورت زیر است

$$C_{IMU_i}^{VIMU}=\begin{bmatrix}\cos(\psi_i) & \sin(\psi_i) & 0\\ -\sin(\psi_i) & \cos(\psi_i) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix} \qquad (۸)$$

سپس طبق رابطه ۹ از خروجی هر یک از سنسورها جداگانه میانگین‌گیری می‌شود.

[Downloaded from marine-eng.ir on 2026-11-02]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1398.15.29.4.2]

$$\tilde{x}_i = \frac{\sum_{j=1}^{3} x_j}{3} \qquad ,i = 1,...,6 \tag{۹}$$

و درنهایت VIMU به‌صورت رابطه ۱۰ تشکیل می‌شود و از خروجی آن برای جبران چرخش موتور، در بلوک جبران چرخش (شکل ۱) استفاده می‌شود.

$$VIMU = \left[\tilde{x}_1 \quad \tilde{x}_2 \quad \tilde{x}_3 \quad \tilde{x}_4 \quad \tilde{x}_5 \quad \tilde{x}_6\right]^T \tag{۱۰}$$

که $\tilde{x}_i \; i = 1,2,3$ خروجی شتاب سنج و $\tilde{x}_i \; i = 4,5,6$ خروجی جایرو ها در دستگاه VIMU هستند.

۳-۳- افزایش قابلیت اطمینان

سنسورهای میکرو الکترومکانیکی (MEMS) به علت ارزان‌قیمت بودن از قابلیت اطمینان پایینی برخوردار هستند. عمدتاً به علت ارتعاشی بودن ذات این سنسورها، پرش در خروجی آن زیاد رخ می‌دهد. استفاده از چندین IMU باعث افزایش قابلیت اطمینان سیستم ناوبری در برابر عیب‌های که ممکن است در هر یک از IMUها رخ دهد، می‌شود. در ساده‌ترین حالت، فرض می‌شود که در زمان τ خطایی به‌صورت $\delta(\tau)$ در خروجی nامین IMU رخ دهد. سپس برای تشکیل VIMU می‌بایست از رابطه زیر استفاده کرد.

$$\tilde{x}_i = \frac{\sum_{j=1}^{n-1} x_j + \delta(\tau) x_n}{n} \qquad ,i = 1,...,6 \tag{۱۱}$$

با توجه به رابطه بالا، تأثیر عیب رخ‌داده در تشکیلVIMU به‌اندازه $\frac{1}{n}$ خواهد بود و باعث می‌شود که از تأثیر عیب در خروجی ناوبری کاسته شود.

۴-۳- جبران چرخش

با توجه به مشخص بودن سرعت چرخش و وضعیت دستگاه VIMU (شکل ۲) نسبت به دستگاه بدنی (ثابت میز، شکل ۳) می‌توان اثر چرخش موتور را جبران نمود. رابطه ۱۲ ماتریس دوران از دستگاه قرارگرفته بر روی صفحه دوار (VIMU) به دستگاه بدنی (body) است.

$$C_{VIMU}^{body} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & \sin(\theta) & 0 \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{۱۲}$$

θ زاویه لحظه‌ای این دو دستگاه است که توسط انکدر اندازه‌گیری می‌شود. بردار سرعت زاویه‌ای چرخش دستگاه VIMU در دستگاه بدنی به‌صورت رابطه ۱۳ است.

$$w^{body} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\omega \end{bmatrix}^T \tag{۱۳}$$

ω سرعت زاویه‌ی چرخش دستگاه VIMU نسبت به دستگاه ثابت بدنی است. علامت منفی به علت جهت چرخش (پادساعت‌گرد) است. بردار سرعت زاویه‌ای در دستگاه بدنی به‌صورت رابطه ۱۴ به دست می‌آید.

$$w_{ib}^{body} = C_{VIMU}^{body} w^{VIMU} + w^{body} \tag{۱۴}$$

به علت فاصله هر یک از IMU ها از محور دوران، شتاب گریز از مرکز نیز به‌شتاب سنج‌هایی که در صفحه چرخش قرار دارند وارد می‌شود. با در نظر گرفتن این اثر، شتاب در دستگاه بدنی به‌صورت رابطه ۱۵ محاسبه می‌شود.

$$f^b = C_{VIMU}^{body} a^{VIMU} - w_{ib}^{body} \times \left(w_{ib}^{body} \times R^{VIMU}\right) \tag{۱۵}$$

R^{VIMU} بردار موقعیت نصب IMU ها در دستگاه VIMU است.

۵-۳- تحلیل خطا

در ناوبری اینرسی با سنسورهای میکرو الکترومکانیکی، چرخش یک حس‌گر حول محور عمود بر آن، باعث ماژولِ و حذف بایاس در آن حس‌گر می‌شود. در [۱۶] به‌صورت تحلیلی به بررسی چگونگی و میزان حذف بایاس در ناوبری چرخان، پرداخته‌شده است. برای مثال، مدل ساده‌ای از خطای سنسورهای شتاب سنج و جایرو به‌صورت رابطه ۱۶ در نظر گرفته می‌شود:

$$\begin{aligned} \Delta\vec{a}_m &= \vec{b}_a \\ \Delta\vec{\omega}_m &= \vec{b}_\omega \end{aligned} \tag{۱۶}$$

که در آن $\vec{b}_a$ و $\vec{b}_\omega$ مقادیر بایاس شتاب سنج و جایرو است. با انتگرال‌گیری از رابطه ۱۶ خطای سرعت، موقعیت و وضعیت به‌صورت رابطه ۱۷ به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} \Delta\vec{V} &= \vec{b}_a t \\ \Delta\vec{X} &= \vec{b}_a t^2 \\ \Delta\vec{\theta} &= f\left(\vec{b}_\omega t\right) \end{aligned} \tag{۱۷}$$

اما اگرIMU با سرعت زاویه‌ای ω حول محور z دوران کند، بایاس‌ها در ۱۶ به‌صورت رابطه ۱۸ به دست می‌آیند.

$$\begin{bmatrix} \Delta a_{mx} \\ \Delta a_{my} \\ \Delta a_{mz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{ax}\cos(\omega t) + b_{ay}\sin(\omega t) \\ -b_{ax}\sin(\omega t) + b_{ay}\cos(\omega t) \\ b_{az} \end{bmatrix} \tag{۱۸}$$

[Downloaded from marine-eng.ir on 2026-11-02]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1398.15.29.4.2]

و با انتگرال‌گیری از رابطه ۱۸، خطای سرعت، موقعیت و وضعیت به‌صورت رابطه ۱۹ به دست می‌آید.

$$\begin{bmatrix}\Delta v_{mx}\\ \Delta v_{my}\\ \Delta v_{mz}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\frac{b_{ax}}{\omega}\sin(\omega t)-\frac{b_{ay}}{\omega}\cos(\omega t)\\ \frac{b_{ax}}{\omega}\cos(\omega t)+\frac{b_{ay}}{\omega}\sin(\omega t)\\ b_{az}t\end{bmatrix}$$

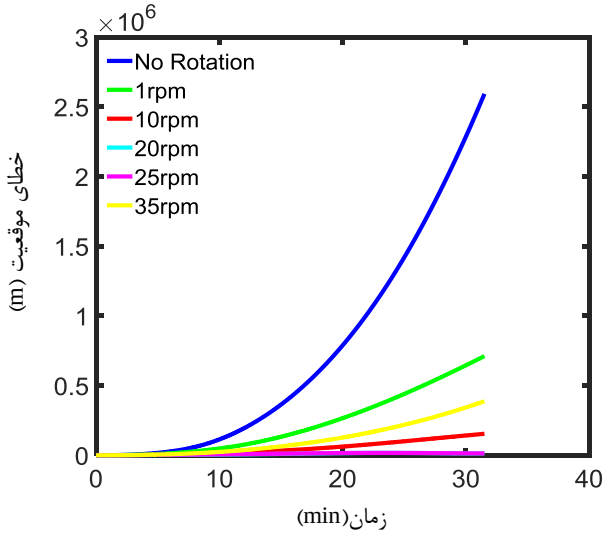
$$\begin{bmatrix}\Delta x_{mx}\\ \Delta x_{my}\\ \Delta x_{mz}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-\frac{b_{ax}}{\omega^2}\cos(\omega t)-\frac{b_{ay}}{\omega^2}\sin(\omega t)\\ \frac{b_{ax}}{\omega^2}\sin(\omega t)-\frac{b_{ay}}{\omega^2}\cos(\omega t)\\ b_{az}t^2\end{bmatrix} \qquad (۱۹)$$

$$\begin{bmatrix}\Delta\theta_{mx}\\ \Delta\theta_{my}\\ \Delta\theta_{mz}\end{bmatrix}=f\left(\begin{bmatrix}\frac{b_{gx}}{\omega}\sin(\omega t)-\frac{b_{gy}}{\omega}\cos(\omega t)\\ \frac{b_{gx}}{\omega}\cos(\omega t)+\frac{b_{gy}}{\omega}\sin(\omega t)\\ b_{gz}t\end{bmatrix}\right)$$

با مقایسه رابطه ۱۷ و ۱۹، رشد خطا در سرعت، وضعیت و موقعیت وابسته به زمان و از مرتبه اول و دوم است درحالی‌که در رابطه ۱۹ این خطا ماژوله و هارمونیک شده و با افزایش سرعت چرخش، دامنه آن کاهش می‌یابد. همچنین با دوران حول محور z بایاس سنسور هم‌راستای این محور ماژوله نمی‌شود.

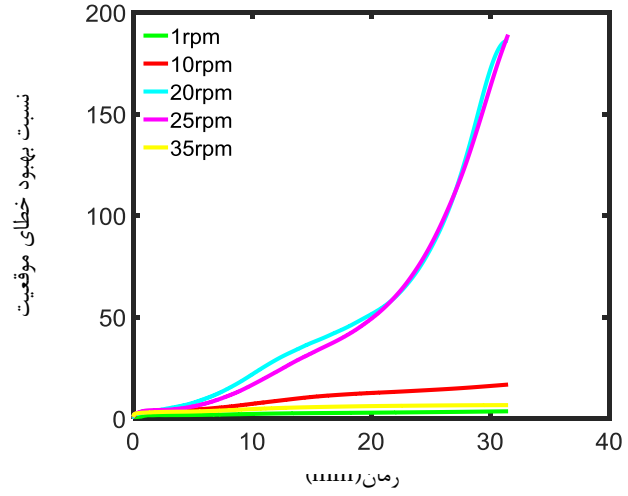
۴- نتایج تجربی

صفحه‌ای که IMU ها بر روی آن نصب‌شده است، طبق شکل ۳ بر روی یک میز یک درجه آزادی قرار داده‌شده است. این میز می‌تواند حول محور z دستگاه بدنی با سرعت‌های مختلفی بچرخد. سپس، طی چندین نوبت و با سرعت‌های متفاوت، داده‌های خروجی IMU ها ذخیره و فرآیندی که در شکل ۱ نشان داده‌شده، بر روی داده‌ها انجام‌شده است. چون موقعیت و وضعیت میز ثابت است، اختلاف موقعیت و وضعیت از شرایط اولیه به معنی خطای ناوبری است. همان‌طور که در شکل ۴ مشخص است با افزایش سرعت چرخش، خطای موقعیت نیز کاهش می‌یابد، اما این کاهش خطا تا حدود سرعت ۲۵ دور بر دقیقه ادامه می‌یابد و بعدازآن با افزایش سرعت چرخش، خطا نیز افزایش می‌یابد. در حالت تئوریک می‌بایست با افزایش هر چه بیشتر سرعت چرخش، خطا نیز کاهش یابد[۱۶]، اما در عمل این اتفاق رخ نمی‌دهد. دلیل این اتفاق وجود خطاهای نصب، کالیبراسیون و ... است. بر همین اساس، برای هر مجموعه‌ای که ساخته می‌شود یک سرعت بهینه وجود دارد که در آن خطای ناوبری، حداقل است.



شکل ۴- مقایسه خطای موقعیت در سرعت‌های مختلف چرخش

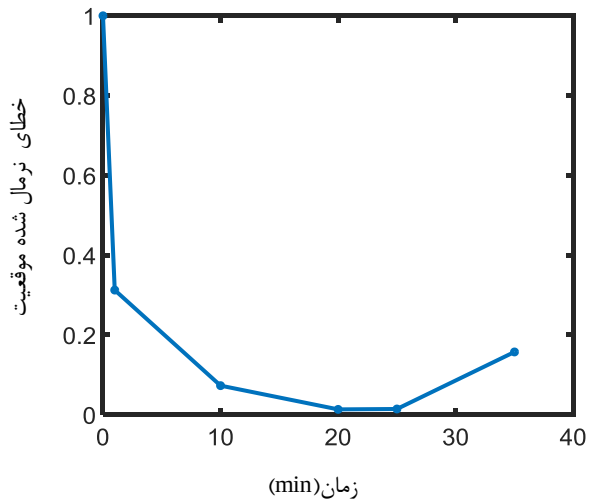
شکل ۵ نسبت خطای موقعیت در حالت بدون چرخش نسبت به خطای موقعیت در سرعت‌های مختلف چرخش را نشان می‌دهد. این نسبت نشان‌دهنده میزان بهبود خطای ناوبری در سرعت‌های متفاوت است. با افزایش سرعت چرخش تا ۱۰ دور بر دقیقه، نسبت کاهش خطای ناوبری نیز افزایش می‌یابد و در زمان‌های طولانی این افزایش تقریباً ثابت می‌شود، به‌عبارت‌دیگر سرعت رشد کاهش خطای موقعیت در این سرعت‌ها نسبت به حالت غیر دوار در زمان‌های زیاد، بسیار کاهش می‌یابد و درنهایت ثابت می‌شود. با افزایش سرعت به ۲۵ دور بر دقیقه، با افزایش زمان سرعت رشد کاهش خطا بازمان افزایش می‌یابد. در سرعت ۳۵ دور بر دقیقه نیز کاهش رشد خطا مانند سرعت‌های پایین عمل می‌کند و باگذشت زمان ثابت می‌شود و این به دلیل عبور از سرعت بهینه است.



شکل ۵- مقایسه نسبت خطای موقعیت در حالت بدون چرخش به خطای موقعیت در سرعت‌های مختلف چرخش

[Downloaded from marine-eng.ir on 2026-11-02]

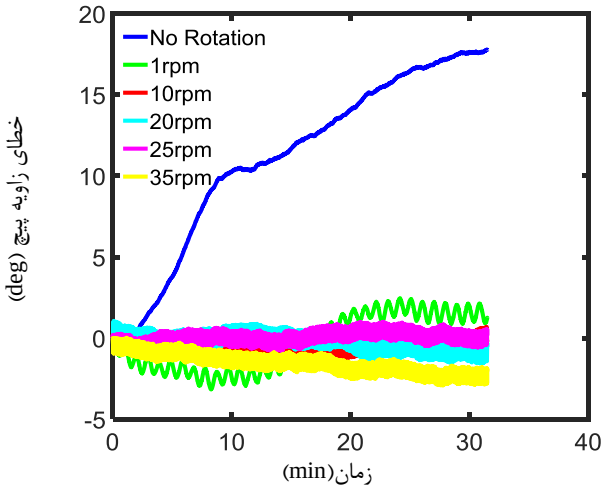
[DOR: 20.1001.1.17357608.1398.15.29.4.2]



شکل ۶- خطای نرمال شده موقعیت نسبت سرعت چرخش میز

در شکل ۶ خطای نرمالیزه شده موقعیت نسبت به چرخش میز با سرعت‌های مختلف رسم شده است. همان‌طور که مشخص است، میزان کاهش خطای موقعیت در سرعت ۲۵ دور بر دقیقه به حداقل رسیده است و در صورت افزایش سرعت چرخش میز، مجدداً خطای موقعیت شروع به افزایش می‌کند و این همان سرعت بهینه برای این مجموعه است. به‌عبارت‌دیگر اگر سرعت دوران بیشتر از سرعت بهینه شود، خطاهای ناشی از عدم هم‌راستایی، نصب و ... بر کاهش خطا براثر ماژوله شدن بایاس غلبه کرده و درنهایت خطای موقعیت شروع به افزایش می‌کند.

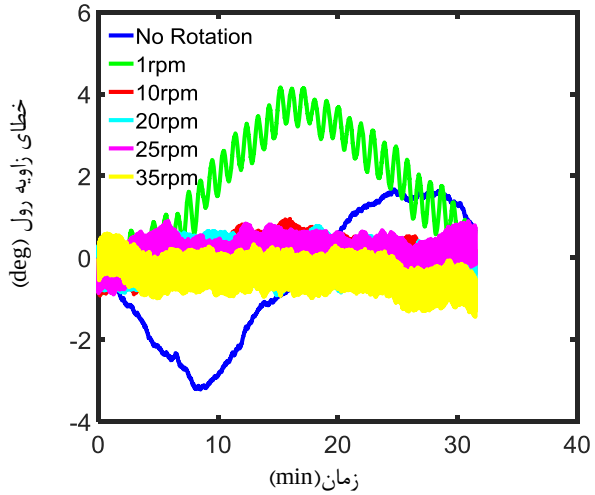
در تخمین وضعیت، به دلیل اینکه چرخش حول محور عمود بر سطح است (Z_b) عملاً چرخش تأثیری بر روی بایاس جایروی این محور ندارد و بایاس جایروی محور زاویه سمت ماژوله نمی‌شود؛ اما بایاس دو محور دیگر به‌واسطه این چرخش ماژوله می‌شود. در شکل ۷ مقایسه تخمین زاویه پیچ برحسب زمان در سرعت‌های مختلف نشان داده‌شده است.



شکل ۷- خطای زاویه پیچ برحسب زمان در سرعت‌های مختلف چرخش

بر اساس این نتایج با افزایش سرعت دوران تا ۲۵ دور بر دقیقه، افزایش سرعت منتج به کاهش و محدود شدن خطا گردیده است ولی بعدازآن در سرعت ۳۵ دور بر دقیقه، خطا نسبت به‌سرعت های قبل بیشتر شده است ولی درکل خطای زاویه پیچ نسبت به حالت غیر چرخان محدود و کران‌دار شده است.

در شکل ۸ مقایسه خطای زاویه رول نسبت به زمان در سرعت‌های مختلف چرخش نشان داده‌شده است. با توجه به این نتایج، چرخش باعث ماژوله شدن بایاس و کاهش خطای ناوبری و کران‌دار شدن خطا می‌شود. زاویه رول نیز کمترین میزان خطا را در سرعت ۲۵ دور بر دقیقه دارد.



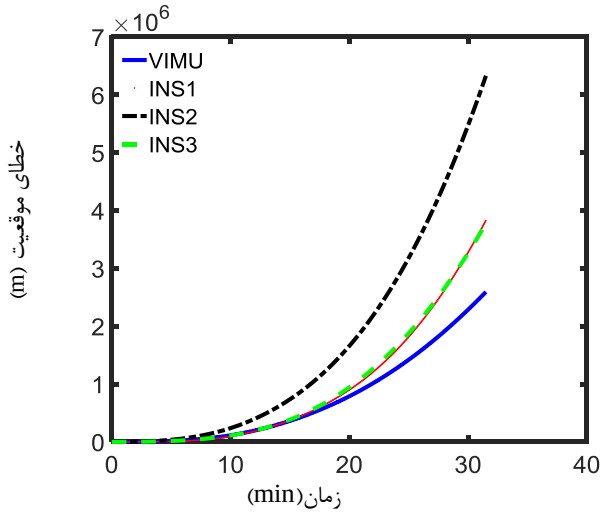
شکل ۸- خطای زاویه رول برحسب زمان در سرعت‌های مختلف چرخش

برای بررسی تأثیر وجود چندین IMU در افزایش دقت ناوبری در شکل ۹ نتایج مقایسه خطای موقعیت حاصل از ناوبری با استفاده از هر یک IMU ها و ناوبری با استفاده از VIMU در حالت بدون چرخش، نشان داده‌شده است. همان‌طور که مشخص است خطای موقعیت حاصل از ناوبری با استفاده از خروجی VIMU کمتر از خطای موقعیت حاصل از ناوبری با هر یک از IMU ها است. برای بررسی تأثیر استفاده از سه IMU در افزایش قابلیت اطمینان سیستم ناوبری، بر روی داده‌های IMU3 پرش اضافه‌شده است(شکل ۱۰و۱۱). در شکل۱۲ نتایج ناوبری حاصل از ترکیب سه IMU و هریک از IMU ها در حالت غیر چرخان نشان داده‌شده است که نشان‌دهنده کاهش خطای VIMU نسبت به INS3 است.

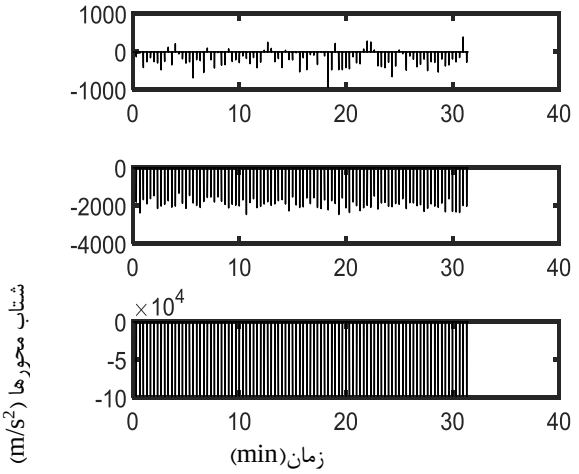
در شکل‌های ۱۳، ۱۴ و ۱۵ نیز مقایسه خطای وضعیت حاصل از ناوبری با VIMU و هر یک از IMU ها نشان داده‌شده است. همان‌طور که مشخص است، خطای وضعیت حاصل از ناوبری با VIMU کمتر از سایر موارد است.

[Downloaded from marine-eng.ir on 2026-11-02]

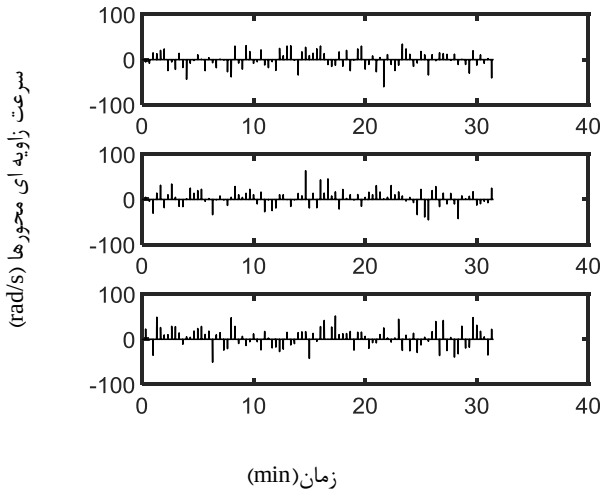
[DOR: 20.1001.1.17357608.1398.15.29.4.2]



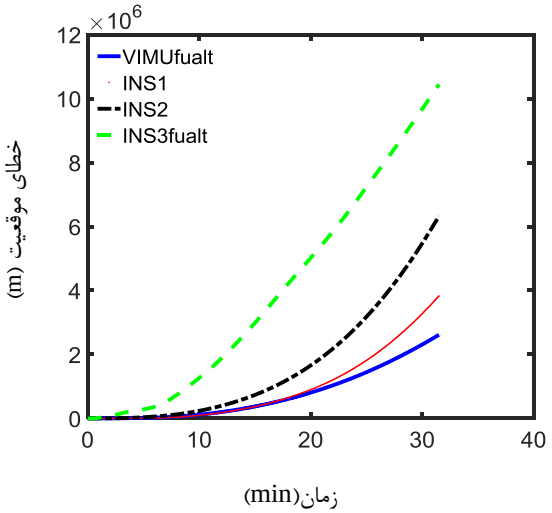
شکل ۹- مقایسه خطای موقعیت حاصل از ناوبری هر یک IMU ها با ناوبری حاصل از VIMU(غیر چرخان)



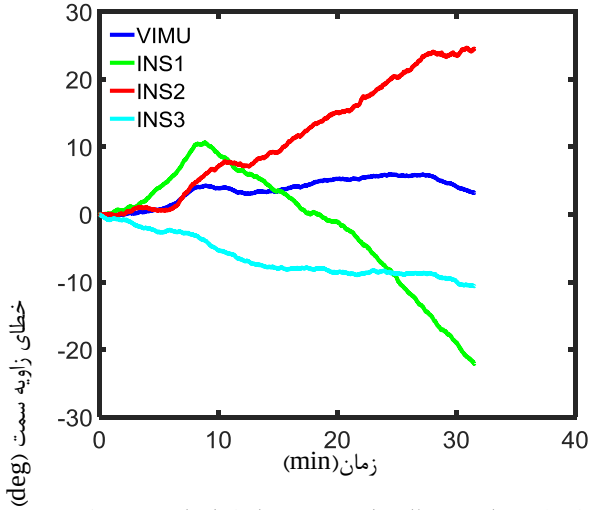
شکل ۱۰- خروجی دارای پرش شتاب سنج IMU3



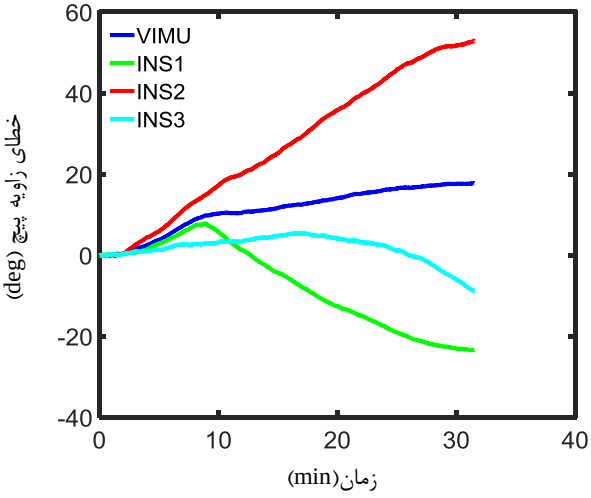
شکل ۱۱- خروجی دارای پرش جایرو IMU3



شکل ۱۲- مقایسه خطای موقعیت حاصل از ناوبری هر یک IMU ها با ناوبری حاصل از VIMU(غیر چرخان-عیب در IMU3)



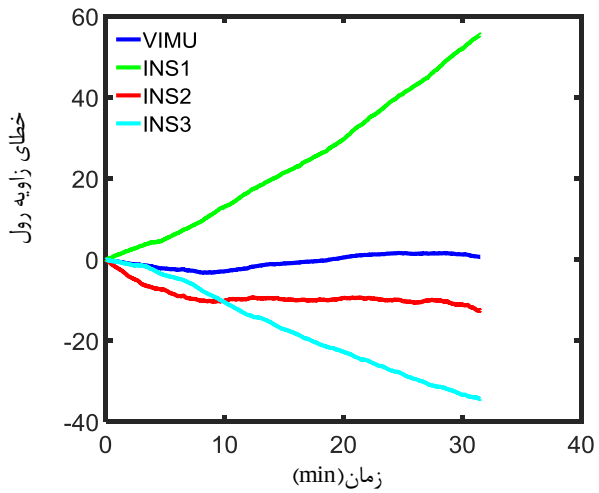
شکل ۱۳- مقایسه خطای زاویه سمت حاصل از ناوبری هر یک IMU ها با ناوبری حاصل از VIMU در حالت بدون چرخش



شکل ۱۴- مقایسه خطای زاویه پیچ حاصل از ناوبری هر یک IMU ها با ناوبری حاصل از VIMU در حالت بدون چرخش

[Downloaded from marine-eng.ir on 2026-11-02]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1398.15.29.4.2]



شکل ۱۵- مقایسه خطای زاویه رول حاصل از ناوبری هر یک IMU ها با ناوبری حاصل از VIMU در حالت بدون چرخش

۵- نتیجه‌گیری

همواره بایاس سنسورهای اینرسی بسته به میزان دقت آن‌ها بازمان تغییر می‌کند. در این مقاله با استفاده از تئوری و تست‌های عملی نشان داده شد که با ایده ناوبری دوار می‌توان میزان رشد این بایاس‌ها را کاهش داد. بایاس سنسور شتاب سنج و جایرویی که دوران حول آن انجام می‌شود، ماژوله نمی‌شود. همچنین به علت وجود خطای های سخت‌افزاری ساخت و نصب سرعت چرخش دارای یک اندازه بهینه می‌باشد که اگر سنسورها با سرعتی، بیشتر از سرعت بهینه دوران داده شود، این خطاها غالب می‌شوند. استفاده از چندین IMU برای افزایش دقت ناوبری ایده دیگری بود که استفاده شد. در این روش فارغ از اعمال چرخش، دقت ناوبری به سبب استفاده از چندین IMU، افزایش‌یافته است.

کلید واژگان

[1] Inertial navigation System(INS)
[2] Specific force
[3] Micro Electro Mechanical Sensor(MEMS)
[4] FOG
[5] NED

فهرست علائم

	شعاع زمین
b	بایاس سنسورها
b_f	بایاس سنسور شتاب سنج (m/s^2)
b_g	بایاس سنسور جایرو (rad/s)
R_b^n	ماتریس دورانی بین دستگاه ناوبری و بدنی
e	خروج از مرکزی زمین از حالت کروی (m)
f^b	نیروی مخصوص وسیله (m/s^2)
g	شتاب جاذبه زمین (m/s^2)
h	فاصله از سطح زمین (m)
L	عرض جغرافیایی (rad)
l	طول جغرافیایی (rad)
P	موقعیت
R_0	شعاع زمین دایروی
q_{nb}	بردار کواترنیون بین دستگاه بدنی و ناوبری محلی
q	کواترنیون
Ω	اندازه سرعت زاویه‌ای زمین (rad/sec)
Ω_N	مؤلفه اول سرعت زاویه‌ای زمین در دستگاه ناوبری محلی
Ω_E	مؤلفه دوم سرعت زاویه‌ای زمین در دستگاه ناوبری محلی
r	فاصله از مرکز زمین (m)
V^n	بردار سرعت خطی در دستگاه ناوبری (m/s)
V_N	مؤلفه‌ی در جهت شمال بردار سرعت خطی در دستگاه ناوبری (m/s)
V_E	مؤلفه‌ی در جهت شرق بردار سرعت خطی در دستگاه ناوبری (m/s)
V_D	مؤلفه‌ی در جهت پایین بردار سرعت خطی در دستگاه ناوبری (m/s)
ε	مؤلفه‌های متغیر بردار کواترنیون
η	مؤلفه اول کواترنیون
ω_{ie}^n	سرعت زاویه‌ای زمین نسبت به اینرسی (rad/s)
ω_{ib}^b	سرعت زاویه‌ای بدنی نسبت به اینرسی (rad/s)
ω_{en}^n	سرعت زاویه‌ای دستگاه ناوبری محلی نسبت به زمین (rad/s)
x^b	بردار x دستگاه مختصات بدنی
x^n	دستگاه مختصات ناوبری محلی
f	نیروی مخصوص
ib	دستگاه بدنی نسبت به دستگاه ناوبری محلی
INS	سیستم ناوبری اینرسی
IMU	واحد اندازه‌گیری اینرسی
ω	سرعت دوران میز (rad/sec)

۶- مراجع

1- Du, S.,Sun, W. and Gao, Y. (2016), *MEMS IMU error mitigation using rotation modulation technique*. Sensors, Vol.16, p.2017.

2- Song, N.,Cai, Q.,Yang, G. and Yin, H. (2013), *Analysis and calibration of the mounting errors between inertial measurement unit and turntable in dual-axis rotational inertial navigation system*. Measurement Science and Technology, Vol.24, p.115002.

3- Sun, W.,Wang, D.,Xu, L. and Xu, L. (2013), *MEMS-based rotary strapdown inertial*

[Downloaded from marine-eng.ir on 2026-11-02]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1398.15.29.4.2]

navigation system. Measurement, Vol.46, p.2585-2596.

4- Wang, L.,Wang, W.,Zhang, Q. and Gao, P. (2014), *Self-calibration method based on navigation in high-precision inertial navigation system with fiber optic gyro*. Optical Engineering, Vol.53, p.064103.

5- Wang, X.,Wu, J.,Xu, T. and Wang, W. (2013), *Analysis and verification of rotation modulation effects on inertial navigation system based on MEMS sensors*. The Journal of Navigation, Vol.66, p.751-772.

6- Yuan, B.,Liao, D. and Han, S. (2012), *Error compensation of an optical gyro INS by multi-axis rotation*. Measurement Science and Technology, Vol.23, p.025102.

7- Allerton, D. J. and Jia, H. (2005), *A review of multisensor fusion methodologies for aircraft navigation systems*. The Journal of Navigation, Vol.58, p.405-417.

8- Guerrier, S. (2009). *Improving accuracy with multiple sensors: Study of redundant MEMS-IMU/GPS configurations*. Paper presented at the Proceedings of the 22nd international technical meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2009).

9- Jafari, M. (2015), *Optimal redundant sensor configuration for accuracy increasing in space inertial navigation system*. Aerospace Science and Technology, Vol.47, p.467-472.

10- Chen, G.,Li, K.,Wang, W. and Li, P. (2016), *A novel redundant INS based on triple rotary inertial measurement units*. Measurement Science and Technology, Vol.27, p.105102.

11- Titterton, D. and Weston, J. L. (2004). *Strapdown inertial navigation technology* (Vol. 17): IET.

12- H.K., L.,J.G., L.,Y.K., R. and C.G., P. (1998), *Modeling quaternion errors in SDINS: computer frame approach*. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol.34, p.289–297.

13- Friedland, B. (1978), *Analysis strapdown navigation using quaternions*. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems AES, Vol.14, p.764–768.

14- S, V. (1986), *Optimal control of quaternion propagation in spacecraft navigation*. Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol.9, p.382–384.

15- Alvarez, H. D. E. (2010). *Geometrical Configuration Comparison Of Redundant Inertial Measurement Units*. (master), TEXAS AT AUSTIN.

16- Ben, Y.-y.,Chai, Y.-l.,Gao, W. and Sun, F. (2010), *Analysis of error for a rotating strap-down inertial navigation system with fibro gyro*. Journal of Marine Science and Application, Vol.9, p.419-424.

[Downloaded from marine-eng.ir on 2026-11-02]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1398.15.29.4.2]