



Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of  
Space Science, Technology  
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 92-102  
2022

DOI:

10.22034/jsssta.2022.328129.1073

### Article Info

Received: 2022-2-4  
Accepted: 2022-10-18

### Keywords

Attitude determination,  
Alignment, Calibration, Star  
tracker, Gyroscope

### How to Cite this article

Elham Kowsari, Hadi Makarem, "Computing the Installation Error between Star Tracker and Fiber Optic Gyroscope". *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 92-102, 2023.

## Computing the Installation Error between Star Tracker and Fiber Optic Gyroscope

Elham Kowsari<sup>1</sup>, Hadi Makarem<sup>\*,2</sup>

1. Space Sensors Group, Institute of Mechanics, Shiraz, Iran, e.kowsari@sutech.ac.ir
- 2,\*. Remote Sensing Payloads, Institute of Mechanics Shiraz, Iran, hadi.makarem@alum.sharif.edu, Corresponding author

### Abstract

Star tracker is one of the most important devices used on satellites for attitude determination. Since its output is discontinuous, it needs a complementary unit to cover its discontinuities. Using gyroscope unit is the most suitable choice for aiding the star tracker. However, using these two kinds of sensor simultaneously has some challenges. In other words, not only not only sensor biases decrease the accuracy of attitude determination, but also the installation error has a significant effect on the accuracy. In this paper, after presenting the important role of installation errors between star tracker and gyroscope in the accuracy of attitude determination, an effective method is proposed to determine the misalignment error between these two sensors which is only based on their measurements, and the mathematical formulation is presented in detail. Finally, to validate the performance of the proposed method, it is implemented to calculate the instantiation error of an experimental dataset gathered in the Mount Pooladkaf, And the results are reported in the form of graphs and tables.



## محاسبه ناهم ترازوی بین ردیاب ستاره و ژایروسکوپ فیبر نوری

الهام کوثری<sup>۱</sup>، هادی مکارم<sup>\*۲</sup>

۱. گروه پژوهشی حسگرهای فضایی، پژوهشکده مکانیک، شیراز، ایران e.kowsari@sutech.ac.ir

\*۲. گروه پژوهشی محموله‌های سنجشی، پژوهشکده مکانیک، شیراز، ایران hadi.makarem@alum.sharif.edu

(نویسنده مسئول)

دسترس پذیر در نشانی:  
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه  
علوم، فناوری و  
کاربردهای فضایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۹۲-۱۰۲  
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

DOI:  
10.22034/jsssta.2022.328129.1073

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۱۵

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۷/۲۶

واژه‌های کلیدی

تعیین وضعیت، هم ترازوی،  
کالیبراسیون، ردیاب ستاره،  
ژایروسکوپ

نحوه استناد به این مقاله

الهام کوثری، هادی مکارم، "محاسبه ناهم ترازوی بین ردیاب ستاره و ژایروسکوپ فیبر نوری". دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۹۲-۱۰۲، ۱۴۰۱.

### چکیده

ردیاب ستاره یکی از مهم‌ترین ابزارها در تعیین وضعیت ماهواره‌ها محسوب می‌شود. اما به دلیل خروجی‌های ناپیوسته‌ای که تولید می‌کند، نیازمند یک واحد مکمل است که ناپیوستگی‌های آن را پوشش دهد. استفاده از واحد ژایرو در کنار ردیاب ستاره، یکی از مناسب‌ترین انتخاب‌ها است. اما استفاده همزمان از این دو نوع حسگر چالش‌هایی به همراه دارد. به بیان دیگر، نه تنها بایاس حسگرها موجب کاهش دقت تعیین وضعیت می‌شود، بلکه خطای نصب نیز تاثیر مهمی در دقت دارد. در این مقاله، پس از بیان اهمیت مسئله هم‌ترازی بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو و بیان کلیات مسئله مورد بررسی، روشی موثر برای محاسبه عدم هم‌ترازی بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو که تنها مبتنی بر داده حسگرها است، ارائه می‌شود و ریاضیات مسئله به تفصیل مورد بررسی قرار می‌گیرد. در نهایت، به منظور راستی آزمایی، روش پیشنهادی بر روی یک مجموعه داده تست که در ارتفاعات پولادکف ثبت شده است، پیاده‌سازی و نتایج حاصل از آن در قسمت نتایج در قالب نمودار و جدول ارائه شده است.

پوشش ناپیوستگی خروجی ردیاب ستاره است. یکی از مناسب‌ترین واحدهایی که می‌توان از آن به عنوان یک سامانه کمکی برای ردیاب ستاره استفاده کرد، واحد ژایرو است. ردیاب ستاره و ژایرو خصوصیات مکملی دارند که آن‌ها را کاندیدای مناسبی برای روش‌های تلفیقی کرده است. به عبارت دیگر، یک ردیاب ستاره، اندازه‌گیری‌های بلند مدت فرکانس پایین را ارائه می‌دهد، این در حالی است که تعیین وضعیت به‌دست آمده از ژایرو دارای نرخ بالا بوده اما در کوتاه مدت معتبر است [4]. ایده تلفیق داده ردیاب ستاره و ژایرو، به منظور تخمین وضعیت طولانی مدت در فرکانس اندازه‌گیری ژایرو است، بنابراین، زمانی که داده ردیاب ستاره در اختیار نیست، یک پل بهینه برای تعیین وضعیت خواهد بود.

امروزه دو نوع اصلی ردیاب ستاره مورد استفاده قرار می‌گیرد: الف) ردیاب ستاره با شارژ همراه<sup>۱</sup> (CCD) و ب) حسگر پیکسل فعال نیمه هادی اکسید فلز<sup>۲</sup> (CMOS APS). ردیاب ستاره CCD دارای کیفیت تصویر بالا و دقت بالا است، اما به سادگی قابل تلفیق نیست. ردیاب ستاره CMOS APS، دارای توانایی ضد پرتوی قوی، دامنه دینامیکی بزرگ، مصرف انرژی پایین و هزینه کم است و تلفیق آن با مدارهای محیطی، پردازش سیگنال و مدارهای مقیاس بزرگ آسان است [5], [6].

امروزه با توسعه ردیاب ستاره، نحوه نصب آن بر روی سامانه از حالت پلتفرم به حالت صفحه پایدار<sup>۳</sup> تبدیل شده است [7], [8]. در حالت صفحه پایدار ردیاب ستاره و ژایرو به صورت صفحه پایدار نصب می‌شوند و دارای هزینه کم و قابلیت اطمینان بالایی هستند. البته این حالت نیازمند عملکرد بالا هم در ژایرو و هم در ردیاب ستاره است [9], [10].

عملکرد تعیین وضعیت یک جسم نه تنها به دقت حسگرهای به‌کار گرفته شده بستگی دارد، بلکه به الگوریتم‌ها و روش‌های تعیین وضعیت و کالیبراسیون حسگرها نیز وابسته است [11]. از این‌رو، کالیبراسیون خطاهای تراز یابی سیستماتیک، یک گام اساسی و حیاتی برای تضمین صحت وضعیت ماهواره است [12], [13]. به‌عنوان مثال، با انجام یک مانور وضعیت، به گونه‌ای

مهم‌ترین و اساسی‌ترین مرحله در کنترل وضعیت یک سامانه فضایی، تعیین وضعیت آن است که در این زمینه حسگرهای سماوی مختلفی از جمله حسگر ردیاب ستاره، حسگر افق زمین، و حسگر خورشید مورد استفاده قرار می‌گیرد [1], [2]. با استفاده از اطلاعات حسگرهای سماوی، اطلاعات آزمایشات اجرام سماوی (مانند ستاره ثابت، زمین، خورشید و سیارات دیگر) اندازه‌گیری می‌شود و سپس وضعیت سامانه فضایی تعیین می‌شود. تعیین وضعیت از طریق اندازه‌گیری زاویه محقق می‌شود. از میان این حسگرها، حسگر ستاره به دلیل خصوصیت ذاتی که دارد اخیراً بسیار مورد توجه محققان قرار گرفته است. ردیاب‌های ستاره به طور عمده در دو گروه کلی مورد استفاده قرار می‌گیرد:

۱) موقعیت‌یابی کشتی هوایی، هواپیما و فضاپیما  
 مبنای اساسی این دسته، اندازه‌گیری جهت برداری یک جرم سماوی از طریق حسگر سماوی است. علاوه بر این، اطلاعات افق محلی نیز از طریق اندازه‌گیری‌های دیگر به منظور تشکیل زاویه ارتفاع جسم پرنده مورد نیاز است. با در اختیار داشتن این اطلاعات، موقعیت جسم پرنده با توجه به رابطه هندسی به دست می‌آید [3].

۲) تعیین وضعیت موشک هدایت شده، هواپیما و ماهواره  
 هدف این دسته، تهیه اطلاعات وضعیت با دقت بالا برای تعیین موقعیت و وضعیت موشک هدایت شونده، هواپیما و ماهواره از طریق وضعیت جسم پرنده نسبت به سیستم مختصات اینرسی است که از طریق حسگر سماوی اندازه‌گیری می‌شود.

امروزه تعیین وضعیت دقیق ماهواره‌ها به یکی از چالش‌های اساسی در صنعت هوافضا تبدیل شده است. هر چند ردیاب ستاره، را می‌توان به عنوان یک حسگر مناسب برای تعیین وضعیت ماهواره مورد استفاده قرار داد، اما در اغلب مواقع به دلیل ناپیوسته بودن خروجی ردیاب، تعیین وضعیت دقیق ماهواره با مشکل مواجه خواهد شد. بنابراین، نیاز به یک واحد کمکی برای

3 Strap down

1 Charge Coupled Device

2 Complementary Metal Oxide-Semiconductor Active Pixel Sensor

نیاز است که رابطه بین قاب‌های دو سنسور و چگونگی تبدیل آن‌ها به یکدیگر به دست آورده شود.

تبدیل از یک قاب به قاب دیگر را می‌توان به صورت سه دوران تسلسلی حول محورهای مختصات سه‌گانه انجام داد. برای مثال، تبدیل از دستگاه مختصات ناوبری به دستگاه جدید (بدنه) را می‌توان این‌گونه بیان کرد:

چرخش حول محور  $z$  (yaw) با نماد  $\psi$

چرخش حول محور  $x$  (pitch) با نماد  $\theta$

چرخش حول محور  $y$  (roll) با نماد  $\varphi$

که زوایای  $\psi$ ،  $\varphi$  و  $\theta$  زوایای چرخشی اویلر نامیده می‌شوند.

کوآترین‌ها یا پارامترهای اویلر، چهار پارامتر هستند که می‌توان برحسب آنها هر دوران سه درجه آزادی را بیان کرد. این چهار پارامتر را عموماً در یک بردار گنجلنده و آن را با  $q$  نشان می‌دهند. به عبارت دیگر، اگر  $a, b, c, d$  پارامترهای اویلر باشند، آن‌گاه:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos(\theta/2) \\ \theta_x/\theta \sin(\theta/2) \\ \theta_y/\theta \sin(\theta/2) \\ \theta_z/\theta \cos(\theta/2) \end{bmatrix}$$

که  $\theta = \sqrt{\theta_x^2 + \theta_y^2 + \theta_z^2}$  اندازه زاویه  $\theta$  است. ایده اصلی

این روش این است که انتقال از یک مختصات به مختصات دیگر می‌توان با استفاده از یک چرخش به اندازه زاویه  $\theta$  حول بردار  $\theta$  انجام داد.

بر روی المان‌های ماتریس کوآترینیون، قید زیر برقرار است:

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (2)$$

که نشان‌دهنده این است که برای توصیف چرخش جسم تنها سه پارامتر غیروابسته کافی است. پارامترهای کوآترینیون

که بردار سرعت زاویه‌ای ثابت نماند، تخمین وضعیت سیستم با مشکل مواجه می‌شود و تخمین دقیقی از وضعیت به دست نخواهد آمد. این مسئله به ویژه در جسم پرنده با دینامیک بالا (که به اطلاعات وضعیت با دقت بالا نیاز دلوند) اهمیت ویژه‌ای پیدا خواهد کرد. از این‌رو، با توجه به کاربرد جسم پرنده و همچنین محیط عملکردی آن، روش‌های متفاوتی برای ترازیبایی این دو واحد در نظر گرفته شده است. یک روش متداول برای تعیین میزان عدم هم‌راستایی بین حسگرها، استفاده از ابزارهای پیشرفته و دقیقی نظیر دوربین‌های تئودولیت است. اما تمرکز این مقاله بیشتر بر روی هم‌راستاسازی ردیاب ستاره و ژایرو بدون استفاده از ابزارهای جانبی و صرفاً مبتنی بر داده حسگرها است.

از آنجاکه روش‌های پیشنهادی که تاکنون در این زمینه ارائه شده‌اند، به طور هم‌زمان چندین پارامتر از جمله بایاس شتاب‌سنج و ژایرو را محاسبه می‌کنند، بنابراین، حجم محاسبات بالاتری نسبت به روش پیشنهادی در این مقاله دارند. علاوه بر این، سناریوهای آزمایش پیچیده‌تری برای اینکه بتوانند تمامی پارامترهای موجود را شناسایی کنند خواهند داشت. این در حالی است که روش پیشنهادی این مقاله نه تنها سناریوی ساده‌ای برای محاسبه عدم هم‌ترازی دارد بلکه کاربردی تر نیز هست و حجم محاسبات کمتری نیز خواهد داشت.

در ادامه، ابتدا مقدمات ریاضی مورد نیاز مسئله بیان می‌شود. سپس، روش پیشنهادی ارائه شده و در نهایت به منظور ارزیابی، روش پیش‌نهادهای بر روی یک دسته داده حاصل از آزمایش میدانی پیاده‌سازی و نتایج آن در قسمت شبیه‌سازی ارائه می‌شود.

## ۲- ریاضیات مسئله

قبل از اینکه روش پیشنهادی در این مقاله ارائه شود، ابتدا مقدمات و ملزومات ریاضی مورد نیاز مسئله در ادامه ارائه می‌شود.

هنگام ساخت یک سیستم تعیین وضعیت متشکل از ردیاب ستاره و واحد ژایرو، ترازیبایی وضعیت بین دو سیستم (موقعیت نسبی) باید تخمین زده شود به گونه‌ای که اندازه‌گیری‌های هر دو حسگر را بتوان در یک قاب مرجع مشترک بیان کرد. بنابراین

هنگام ساخت یک سیستم تعیین وضعیت متشکل از ردیاب ستاره و واحد ژایرو، تراز یابی وضعیت بین دو سیستم (موقعیت نسبی) باید تخمین زده شود به گونه‌ای که اندازه‌گیری‌های هر دو حسگر را به یک قاب مرجع مشترک تبدیل کرد. اغلب، چنین سیستم‌های ناوبری از یک پردازنده برای ترکیب اندازه‌گیری‌های واحد ژایرو با ردیاب ستاره استفاده می‌کنند. کوئریون‌های تراز یابی با سامانه تعیین وضعیت وقتی که ردیاب ستاره رو به آسمان شب نشانه رفته است و اندازه‌گیری‌ها را انجام می‌دهد می‌توان به دقت اندازه گرفت. به گونه‌ای که سیستم برای گرفتن عکس‌های متفاوت از آسمان شب در چندین جهت متفاوت قرار داده می‌شود، که هر تغییر وضعیت، سامانه تعیین وضعیت را با اندازه‌گیری‌های اضافی سرعت زمین، لغزش زاویه‌ای و کوئریون‌های ردیاب ستاره فراهم می‌کند، که همه این‌ها به بهبود دقت تعیین وضعیت کمک می‌کند. البته باید توجه داشت که کالیبراسیون ردیاب ستاره با این فرض انجام می‌شود که قبل از اجرای فرایند، خطاهای بایاس ژایرو در نظر گرفته شده باشد یا ژایرو کالیبره شده باشد [14]. بنابراین، فرایند تست عملیاتی کالیبره کردن را می‌توان به شکل زیر خلاصه کرد:

- ۱- ابتدا ژایرو به صورت مجزا کالیبره شود
- ۲- داده‌های ردیاب ستاره با یک ساعت مطلق هم‌زمان‌سازی شود
- ۳- سامانه تعیین وضعیت به گونه‌ای قرار گیرد که بتواند از آسمان شب تصویر بگیرد
- ۴- با تاکید بر اینکه سیستم حرکتی نسبت به زمین نداشته باشد، اندازه‌گیری‌های ردیاب ستاره انجام شود
- ۵- تا زمانی که تعداد مطلوب از اندازه‌گیری‌ها محقق شود، اندازه‌گیری‌های ردیاب ستاره ادامه پیدا کند
- ۶- سیستم نسبت به زمین حرکت داده می‌شود
- ۷- سیستم در جهتی قرار گیرد که بتواند از یک قسمت دیگر از آسمان تصویر بگیرد
- ۸- مراحل ۴ تا ۷ تا زمانی که داده‌ها از غنای کافی برخوردار شوند تکرار شوند.

تابعی از زمان هستند و معادله دیفرانسیل متناظر آن به شکل زیر است:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \bar{\Omega}(\omega) q \quad (3)$$

که  $\bar{\Omega}(\omega)$  ماتریس نیمه متقارن نظیر بردار سرعت زاویه  $\omega$  و به شکل زیر است:

$$\bar{\Omega}(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -\Omega_{3 \times 3} & \vdots & \omega_{3 \times 1} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ -\omega^T_{1 \times 3} & \vdots & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

از آنجا که بردار کوئریون در هر زمان مشخص است، ماتریس چرخش را می‌توان براساس رابطه مستقیم زیر به دست آورد:

$$R = \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{12} & R_{22} & R_{23} \\ R_{13} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} = \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 - q_3q_4) & 2(q_1q_3 + q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 + q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 - q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 - q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix}$$

### ۳- روش پیشنهادی

تراز کردن ردیاب ستاره و واحد ژایرو قبل از حرکت وسیله نقلیه از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، به خصوص تراز کردن در آزمایشگاه بسیار مهم و اساسی است. باید توجه داشت که عملکرد تلفیق داده ردیاب ستاره و واحد ژایرو نه تنها به دقت کالیبراسیون ردیاب ستاره و واحد ژایرو وابسته است، بلکه به خطاهای واحد ژایرو و خطاهای زاویه ثابت شده نیز بستگی دارد. خطاهایی از قبیل خطای ذاتی پارامترهای ردیاب ستاره، و خطاهای زوایای ثابت شده که جزو خطاهای سیستماتیک هستند منجر به کاهش دقت تعیین وضعیت می‌شوند.

ITRS: International Terrestrial Reference System  
 TIRS: Terrestrial intermediate Reference System  
 CIRS: Celestial Intermediate Reference System  
 GCRS: Geocentric Celestial Reference System  
 ICRS: International Celestial Reference System  
 EME2000: Earth Mean Equator and Equinox at epoch J2000.0  
 TOD: (mean equinox) True (equator) of Date  
 MOD: (mean equinox) Mean (equator) of Date  
 TEME: True Equator Mean Equinox of Date  
 EOD: (mean equinox mean) Ecliptic of Date  
 Veis: Gamma50 Vies  
 PEF: Pseudo Earth Fixed

چگونگی تبدیل دستگاه‌هایی که در پروژه ناوبری سماوی مهم و اساسی (مسیری هایلایت) است، در ادامه به اختصار ارائه شده است.

$GCRS \rightarrow ICRS$ : در این شکل این دو دستگاه معادل در نظر گرفته می‌شوند.

$GCRS \rightarrow EME 2000$ : تبدیل از  $GCRS$  به  $EME 2000$ ، یک چرخش ثابت است که زاویه چرخش نزدیک به  $10^{-6} \times 6.4$  درجه که معادل حدود ۰.۷ متر در شعاع زمین است. همان‌طور که در شکل نشان داده شده است، بایاس قاب در این حالت تقریباً ۲۳ میلی‌آرک ثانیه است.

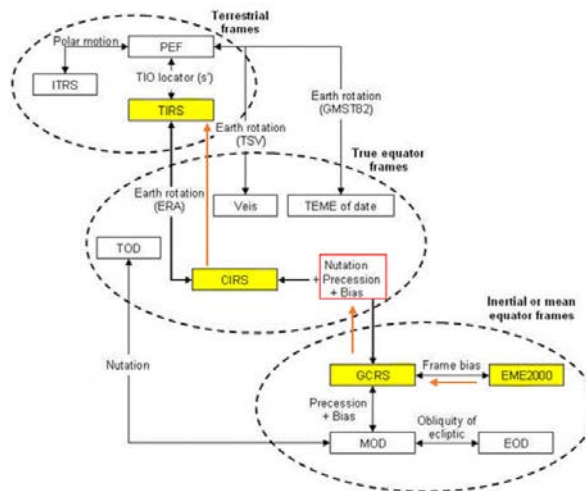
از سوی دیگر، آنچه ژایروسکوپ اندازه می‌گیرد، بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه  $bg$  نسبت به فریم اینرسی است و پس از قرار گرفتن در معادله (۳) و حل آن معادله، کواترنیون و زوایای لحظه‌ای ژایروسکوپ در طول زمان به دست می‌آید.

اکنون باید کواترنیون حاصل از ژایروسکوپ را در زمان‌های ورود داده ردیاب ستاره با کواترنیون حاصل از ردیاب ستاره مقایسه کنیم و خطای هم‌راستایی بین  $bg$  و  $bs$  را چنان تخمین بزنیم که اختلاف آنها به حداقل ممکن کاهش یابد. البته با توجه به دریافت ژایروسکوپ، انتظار می‌رود این اختلاف در ابتدا بسیار کوچک بوده و به تدریج با گذشت زمان افزایش یابد.

با استفاده از داده‌های ژایرو و ردیاب ستاره جمع‌آوری شده می‌توان میزان ناهم‌ترازی این دو سنسور را نسبت به یکدیگر محاسبه کرد.

در این مقاله، با توجه به ریاضیاتی که در ادامه ارائه خواهد شد، پیشنهاد می‌شود که برای به‌دست آوردن ناهم‌ترازی، از اختلاف کواترنیون‌های ردیاب ستاره و واحد ژایرو در طول زمان استفاده کرده و سعی بر آن شود که این اختلاف کمینه‌سازی شود.

برای این منظور، ابتدا باید داده‌های ردیاب ستاره و واحد ژایرو در یک قاب مشترک بیان شوند که قابلیت مقایسه شدن را داشته باشند [15]. دستگاه بدنی ردیاب ستاره را با  $bs$  و دستگاه بدنی ژایروسکوپ را با  $bg$  نشان می‌دهیم. ردیاب ستاره وضعیت بدنه خود را نسبت به دستگاه  $CIRS$  اندازه‌گیری می‌کند که یکی از دستگاه‌های اینرسی مهم در اندازه‌گیری‌های سماوی است. شکل (۱)، جایگاه این دستگاه و نحوه تبدیل آن به دیگر دستگاه‌های مختصات سماوی و همچنین رابطه بین دستگاه‌های مختصات مختلف در مرجع آسمانی را نشان می‌دهد. نمادهای اختصار استفاده در شکل در ادامه آورده شده است:



شکل ۱. تبدیل قاب‌ها در اندازه‌گیری‌های سماوی [16]

#### ۴- شبیه‌سازی

در این بخش، به منظور راستی‌آزمایی روش پیشنهادی برای تعیین ناهم‌ترازی ردیاب ستاره و ژایرو، این روش بر روی یک دسته داده که از تست تجربی به دست آمده‌اند پیاده‌سازی شده است. در این تست، ردیاب ستاره و ژيروسکوپ سه محوره در کنار یکدیگر و به صورت صلب نسبت به هم بر روی یک بستر نصب شده و در شرایط آسمان شب، داده آنها به صورت هم‌زمان ثبت شده است. این آزمایش که در ارتفاعات پولادکف در استان فارس انجام شده، داده‌ای به طول یک ساعت را در اختیار قرار می‌دهد. خصوصیات و پارامترهای حسگرهای مورد استفاده در این تست، در جدول‌های ۱ و ۲ ارائه شده است.

جدول ۱. پارامترهای واحد IMU

شتاب‌سنج	ژایرو	حسگر
Quarts	FOG	نوع حسگر
$15 \mu g$	$0.105^\circ/hr$	ناپایداری- بایاس <sup>۴</sup>
$\pm 10 g$	$\pm 490^\circ/s$	محدوده <sup>۵</sup>
$120 \mu g/\sqrt{Hz}$	$0.107^\circ/hr/\sqrt{Hz}$	چگالی نویز <sup>۶</sup>
$500 Hz$	$500 Hz$	نرخ نمونه‌برداری

جدول ۲. پارامترهای ردیاب ستاره

ردیاب ستاره	
$0.5 \sim 1 Hz$	نرخ به‌روزرسانی
$0.2^\circ$	دقت
$14^\circ \times 10^\circ$	میدان دید <sup>۷</sup>

با توجه به شکل (۱)، ابتدا نیاز است که  $q_{CIRS}^{TIRS}$  طبق رابطه زیر محاسبه شود:

$$q_{CIRS}^{TIRS} = [\cos(ERA/2) \quad 0 \quad 0 \quad -\sin(ERA/2)] \quad (1)$$

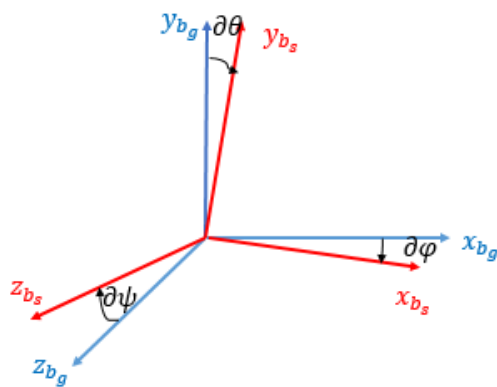
با فرض اینکه کواترنيون‌های حاصل از ردیاب ستاره با  $q_S^{CIRS}$  نشان داده شوند، خواهیم داشت:

$$q_{CIRS}^{TIRS} \times q_S^{CIRS} = q_S^{TIRS} \quad (2)$$

$$q_S^{TIRS} \times q_{bs}^s = q_{bs}^{TIRS} \quad (3)$$

$$q_{bs}^{TIRS} \times q_{bg}^{bs} = q_{bg}^{TIRS} \quad (4)$$

که  $q_{bg}^s$  و  $q_{bs}^s$  به ترتیب کواترنيون به منظور یکسان‌سازی تعریف محورهای چرخش ردیاب ستاره و واحد ژایرو و کواترنيون زوایای ناهم‌ترازی هستند.



شکل ۲. وضعیت نسبی ردیاب ستاره و واحد ژایرو

6 Noise density  
7 Field Of View

4 Bias- Instability  
5 Range



شکل ۳. کوآترنیون ردیاب ستاره

همان‌طور که قبلاً ذکر شد، خروجی ردیاب ستاره از پیوستگی برخوردار نیست. به طور مشخص در زمان‌هایی که بستر در حال چرخش است، سرعت چرخش مانع از آن می‌شود که ردیاب ستاره بتواند تعیین وضعیت کند. همان‌گونه که در شکل (۳) مشاهده می‌شود، در بازه زمانی ۲۵۰۰ تا ۳۳۰۰ ثانیه، ردیاب ستاره به خوبی داده‌برداری انجام نداده است؛ چراکه در این بازه زمانی مانورهای چرخش انجام گرفته است و به دلیل حرکات سریع، تصویری که ردیاب ستاره از آسمان ثبت می‌کند با کشیدگی و اعوجاج همراه است. این در حالی است که ژایرو خروجی‌های پیوسته‌ای ارائه داده که کوآترنیون آن در شکل (۴) آورده شده است.


شکل ۵. مقایسه زوایای اوایلر ردیاب ستاره و واحد ژایر قبل از اعمال ناهم‌ترازی

شکل ۴. کوآترنیون و سرعت زاویه‌ای واحد ژایرو  
پس از تبدیل کوآترنیون‌ها به زوایای اوایلر، همان‌طور که در شکل (۵) نشان داده شده است، با فرض کالیبره بوده ژایرو، زوایای اوایلری که از ردیاب ستاره به‌دست آمده است دارای خطا است و مقادیر واقعی را نشان نمی‌دهد که این مسئله ناشی از ناهم‌ترازی بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو است.


شکل ۵. مقایسه زوایای اوایلر ردیاب ستاره و واحد ژایر قبل از اعمال

ناهم‌ترازی



سپس با به دست آوردن ناهم‌ترازی بین دستگاه‌های بدنی ژيروسکوپ و ردیاب ستاره و اعمال آن به کوتاه‌ترین حاصل از ردیاب ستاره، خطاهای زوایای اویلر جدید محاسبه و نتایج آن در شکل (۸) و (۹) نشان داده شده است.



شکل ۶. تفاوت زاویه بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو قبل از در نظر گرفتن ناهم‌ترازی

اگر ناهم‌ترازی ناچیز باشد، انتظار می‌رود که تفاضل زوایای اویلر ردیاب ستاره و واحد ژایرو مقدار صفر داشته باشد به خصوص در حالت سکون که هر دو حسگر به خوبی داده‌برداری انجام داده‌اند، اما همان‌طور که در شکل (۶) نشان داده شده است، این تفاضل نه تنها صفر نشده، بلکه پراکندگی شدید داده هم رخ داده است. در واقع این رفتار که در داده تست میدانی رخ داده، علاوه بر خطای هم‌راستاسازی، ناشی از یک تاخیر زمانی ثابت بین داده دو حسگر است که پس از بررسی‌های متوالی، با در نظر گرفتن یک تاخیر زمانی حدود ۳۴۵ میلی‌ثانیه، این پراکندگی بیش از حد رفع شد و داده‌ها حالت منسجم‌تری به خود گرفتند که نتایج آن در شکل (۷) نشان داده شده است.


شکل ۸. تفاوت زاویه بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو پس از اعمال ناهم‌ترازی


شکل ۹. مقایسه زوایای اویلر ردیاب ستاره و واحد ژایرو پس از اعمال ناهم‌ترازی

جدول ۳: مقایسه اختلاف زوایای اویلر در ردیاب ستاره و ژایرو

$\delta\psi(^{\circ})$	$\delta\theta(^{\circ})$	$\delta\phi(^{\circ})$	
-۰/۰۴۱۲	-۰/۰۱۰۷	۰/۰۱۱۷	قبل از اعمال عدم هم‌ترازی
۰/۰۰۹	۰/۰۰۲۳	۰/۰۰۶۳	پس از اعمال عدم هم‌ترازی

شکل ۷. تفاوت زاویه بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو با در نظر گرفتن تاخیر

## ۴- نتیجه‌گیری

2017.

- [6] F. L. Markley and J. L. Crassidis, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. New York, NY: Springer New York, 2014.
- [7] J. Jiang, W. Yu, and G. Zhang, "High-accuracy decoupling estimation of the systematic coordinate errors of an INS and intensified high dynamic star tracker based on the constrained least squares method," *Sensors (Switzerland)*, vol. 17, no. 10, 2017.
- [8] X. Ning, J. Zhang, M. Gui, and J. Fang, "A Fast Calibration Method of the Star Sensor Installation Error Based on Observability Analysis for the Tightly Coupled SINS/CNS-Integrated Navigation System," *IEEE Sens. J.*, vol. 18, no. 16, pp. 6794–6803, 2018.
- [9] Y. Yang, C. Zhang, J. Lu, and H. Zhang, "In-Flight Calibration of Gyros and Star Sensor with Observability Analysis for SInS/CnS Integration," *IEEE Sens. J.*, vol. 17, no. 21, pp. 7131–7142, 2017.
- [10] Z. Yang, X. Zhu, Z. Cai, W. Chen, and J. Yu, "A real-time calibration method for the systematic errors of a star sensor and gyroscope units based on the payload multiplexed," *Optik (Stuttg.)*, vol. 225, 2021.
- [11] م. رضایی و ح. سبحانی پور، "کالیبراسیون حسگر ژایروسکوپ سه محوره ممز"، *صنایع الکترونیک*، دوره ۷، شماره ۱، صص ۱۱-۱۸، ۱۳۹۵.
- [12] Z. Zuo, B. Yang, C. Yue, and D. Meng, "Study of Simulation Platform for BDS/INS/CNS Deep Integration Navigation," *Math. Probl. Eng.*, 2020.
- [13] S. Winkler, "Observability of Star Tracker / Gyro Based Attitude Estimation Considering Time-Variant Sensor

در این مقاله، مسئله به دست آوردن ناهم‌ترازی بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو مورد مطالعه قرار گرفت و اهمیت مسئله هم‌ترازی بین ردیاب ستاره و واحد ژایرو توضیح داده شد. سپس با تاکید بر محاسبه میزان ناهم‌راستایی صرفاً مبتنی بر داده حسگرها، ریاضیات مسئله مورد بررسی قرار گرفت و روش پیشنهادی برای این منظور ارائه شد. در پایان، به منظور راستی‌آزمایی روش پیشنهادی، این روش بر روی یک داده تست میدانی پیاده‌سازی و نتایج حاصل از آن ارائه شد.

## تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] R. Mu, H. Sun, Y. Li, and N. Cui, "INS/CNS Deeply Integrated Navigation Method of Near Space Vehicles," *Sensors*, vol. 20, no. 20, 2020.
- [2] Y. Yang, C. Zhang, J. Lu, and H. Zhang, "Classification of Methods in the SINS/CNS Integration Navigation System," *IEEE Access*, vol. 6, pp. 3149–3158, 2017.
- [3] Z. W. Memon, S. J. H. Pirzada, and F. Li, "Navigation of Student Satellite in LEO with Minimal Sensors," in *Advances in Guidance, Navigation and Control*, pp. 5409–5418, 2022.
- [4] M. Ghesmati, J. Heyrani Nobari, M. Arvan, and A. Kashaninia, "Gyroscope Drift Error Analysis in the Position-Independent Navigation Algorithm of a stable platform Inertial System," *J. Control*, vol. 14, no. 2, 2020.
- [5] J. Lu, C. Lei, and Y. Yang, "A Dynamic Precision Evaluation Method for the Star Sensor in the Stellar-Inertial Navigation System," *Sci. Rep.*, vol. 7, no. 1, p. 4356,

Misalignment BT - Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control,” in *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*, , pp. 373–384, 2011.

- [14] S. Ranjbaran, A. Roudbari, and S. Ebadollahi, “A Simple and Fast Method for Field Calibration of Triaxial Gyroscope by Using Accelerometer,” *J. Electr. Comput. Eng. Innov.*, vol. 6, no. 1, pp. 1–6, 2018.
- [15] M. A. Samaan, D. Mortari, and J. L. Junkins, “Compass star tracker for GPS-like applications,” *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 44, no. 4, pp. 1629–1634, 2008.
- [16] G. Petit and B. Luzum, “IERS Technical Note No. 36, IERS Conventions 2010,” *International Earth Rotation and Reference Systems Service*, Frankfurt, 2010.



#### COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)