

Research Paper

Star Sensor Relative Accuracy Measurement in Night Sky

M.R. Rezaei^{1*}, J. Haghshenas²

1. AODCS Group, Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center (ISRC), Tehran, Iran
2. Remote Sensing Payload Group, Satellite Research Institute (SRI), Iranian Space Research Center (ISRC), Tehran, Iran

*mamoudreza@chmail.ir

In this paper, an accurate computational method is proposed to measure the relative accuracy of the star sensor, which does not require complex laboratory instruments. The proposed method uses the direct observation of the night sky along with the exact equations of motions of the Earth and stars to measure the accuracy of the star sensors in the order of 1 arc second. The Classical Laboratory Measurement Procedures of the star sensor's accuracy requires at least a sky simulator along with some auxiliary tools such as a collimator, an accurate 3 DOF Rotary table, exact alignment instruments, and so on. The classical procedure, in addition of being complex and time-consuming, is costly, and the auxiliary tools also increase the measurement error by themselves. Identifying and eliminating these errors are more difficult processes. The proposed procedure is more accurate and reliable because the sensor is tested in its actual operating environment, i.e., the sky, rather than the simulated laboratory environment.

Keywords: Satellite, Star sensor, Night sky, Accuracy, Sky simulator

1M.Sc.

2Assistant Professor (Corresponding Author)

مقاله علمی - پژوهشی

اندازه‌گیری دقت نسبی حسگر ستاره با استفاده از آسمان شب

محمودرضا رضایی^۱ و جواد حق شناس^{۲*}

۱ و ۲- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

*j.haghshenas@isrc.ac.ir

در این مقاله، یک روش محاسباتی دقیق برای اندازه‌گیری دقت نسبی حسگر ستاره پیشنهاد شده است که نیازمند ابزارها و ادوات پیچیده و پرهزینه آزمایشگاهی نیست و صرفاً با استفاده از مشاهده مستقیم آسمان شب و استفاده از معادلات دقیق دوران زمین و حرکت نسبی ستارگان ناشی از آن، می‌تواند دقت حسگر ستاره را تا مرتبه بهتر از ۱ ثانیه قوسی اثبات نماید. روال مرسوم آزمایشگاهی اندازه‌گیری دقت حسگر ستاره، نیازمند استفاده از شبیه‌ساز آسمان به همراه ابزارآلات کمکی نظیر کولیماتور، میز چند درجه آزادی، الاینمنت دقیق و ... است. این فرآیند علاوه بر پیچیده و زمانبر بودن، پرهزینه بوده و ابزارآلات کمکی نیز خطای اندازه‌گیری را بیشتر می‌کند که شناسایی و حذف آن خطاها خود پروسه‌ای مجزا و دشوار است. روال پیشنهادی در این مقاله از آن‌جا که حسگر را در محیط واقعی عملکردش، یعنی آسمان، مورد آزمون قرار می‌دهد و نه محیط شبیه‌سازی شده آزمایشگاهی، دقیق‌تر بوده و قابلیت اطمینان بیشتری خواهد داشت.

واژه‌های کلیدی: ماهواره، حسگر ستاره، دقت، آسمان شب، شبیه‌ساز آسمان.

علائم و اختصارات

Dec	$\left. \begin{matrix} 1 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right $	زاویه میل (Declination) بردار محور اول دستگاه بدنه حسگر (BodySS) مربوط به نمونه‌ی نام.
		(زاویه بُعد مربوط به دستگاه اینرسی (ECI) است)
$ECEF$	$\left. \begin{matrix} 3 \\ BodySS \\ Opt \end{matrix} \right $	محور سوم دستگاه بهینه بدنه حسگر ستاره که در دستگاه چسبیده به زمین (ECEF) بیان شده است
ECI	$\left. \begin{matrix} T_{saving_i} \end{matrix} \right $	دستگاه اینرسی مربوط به زمان نمونه‌برداری نام (T_{saving_i})

مقدمه

حسگر ستاره دقیق‌ترین المان تعیین وضعیت در ماهواره است. این حسگر به تنهایی قادر است با عکس‌برداری از آسمان شب و استفاده از کاتالوگ موقعیت ستارگان که درون حافظه خودش ذخیره شده است، وضعیت دستگاه بدنه حسگر را نسبت به دستگاه اینرسی

$BodySS$	$\left. \begin{matrix} C \\ ECEF \end{matrix} \right $	ماتریس تبدیل از دستگاه مختصات ECEF به دستگاه بدنه حسگر ستاره (BodySS)
$BodySS$	$\left. \begin{matrix} C \\ ECI \end{matrix} \right $	ماتریس تبدیل از دستگاه ECI به دستگاه بدنه حسگر ستاره (BodySS) مربوط به اندازه‌گیری نام
RA	$\left. \begin{matrix} 1 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right $	زاویه بُعد (Right Ascension) بردار محور اول دستگاه بدنه حسگر ستاره (BodySS) مربوط به نمونه‌ی نام. زاویه بُعد مربوط به دستگاه اینرسی (ECI) است
ECI	$\left. \begin{matrix} T_{UTC_i} \end{matrix} \right $	دستگاه اینرسی مربوط به زمان UTC نمونه نام (T_{UTC_i})

۱. کارشناس ارشد
۲. دکتری (نویسنده مخاطب)

- ۳- کولیماتور با پارامترهای مشخص
- ۴- ادوات اپتومکانیکی (ریل و مکانیزم‌های تنظیم چند درجه آزادی)
- ۵- میز اپتیکی
- ۶- کامپیوتر
- ۷- نرم افزار شبیه‌ساز آسمان با پارامترهای مشخص
- ۸- آداپتور و ادوات اپتومکانیکی برای فیکس کردن حسگر ستاره

این روش از سالیان گذشته به عنوان روش مرسوم در آزمایشگاه‌ها مورد استفاده قرار گرفته است. بدیهی است که هر کدام از المان‌های فوق، خطایی را به اندازه‌گیری دقت حسگر وارد خواهد نمود. همچنین اندازه‌گیری با این روش بسیار زمان‌بر و پرهزینه است.

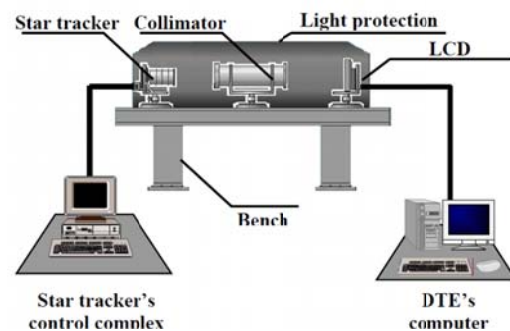
روش اندازه‌گیری دقت نسبی حسگر ستاره براساس مشاهده مستقیم آسمان، به حرکت دقیق وضعی زمین بعنوان مرجع مقایسه بستگی دارد [10]. در عمل، حسگر ستاره باید بر روی زمین کاملاً فیکس باشد و از دید ستارگان دوردست مشابه حرکت وضعی زمین، حرکت کند. بمنظور کاهش اثرات اتمسفری، بهتر است محور اپتیکی حسگر نزدیک به راستای زینت باشد. به این ترتیب ماتریس تبدیل هر دستگاه چسبیده به زمین نسبت به دستگاه بدنه حسگر ستاره (BodySS)، ماتریس ثابتی در طول زمان خواهد بود. در واقع واضح است که با گذر زمان و تغییر موقعیت ستارگان آسمان، کواترنیون خروجی حسگر تغییر خواهد نمود. از طرف دیگر در همان بازه زمانی دستگاه چسبیده به زمین نیز، بر اساس محاسبات، نسبت به ستارگان دوردست، تغییر خواهد کرد. اما کماکان ماتریس تبدیل ECEF به BodySS ثابت خواهد ماند. بنابراین خطای نسبی حسگر با توجه به میزان تغییری که این ماتریس نسبت به مقدار ثابت خود دارد، محاسبه می‌شود. بنابراین در این راستا نیاز به انجام محاسبات بسیار زیادی در ارتباط با حرکت وضعی زمین خواهد بود. در ادامه این مقاله اثبات می‌شود که برای این روال آزمون، وضعیت اولیه نصب حسگر، موقعیت مکانی محل آزمون، زمان انجام آزمون و همچنین وجود آفست زمانی با زمان UTC هیچ اهمیتی ندارد.

برای فهم بهتر روال مذکور ابتدا ضروری است که وظیفه حسگر ستاره به‌درستی شرح داده شود و زوایای بُعد و میل هر یک از محورهای اصلی حسگر در دستگاه اینرسی بدرستی تعریف شوند. یکی از نشانه‌های صحت‌سنجی این روال آن است که تغییرات هر سه زاویه میل محورهای اصلی حسگر برابر صفر و تغییرات هر سه زاویه بُعد محورهای اصلی حسگر برابر سرعت دورانی زمین شود. در ادامه طریقه اندازه‌گیری دقت نسبی حسگر ستاره بصورت گام به گام توضیح داده می‌شود و نتایج دقت نسبی برای یک نمونه حسگر ستاره طبق روال گفته شده ارائه می‌شود.

اندازه‌گیری کند [1]. روال مرسوم آزمون آزمایشگاهی اندازه‌گیری دقت حسگر ستاره، نیازمند استفاده شبیه‌ساز آسمان به‌مراه ابزارآلات کمکی نظیر کولیماتور، میز چند درجه آزادی، الاینمنت دقیق و ... است. این فرآیند علاوه بر پیچیده و زمان‌بر بودن، پرهزینه بوده و ابزارآلات کمکی نیز خطای اندازه‌گیری را بیشتر می‌کنند که خود پروسه‌ای مجزا و دشوار است [2].

استفاده از آسمان شب به عنوان ابزاری برای تست حسگر ستاره از دیرباز مورد توجه بوده است. مهم‌ترین استفاده از تصویر ستاره‌های واقعی جهت تشخیص الگوی قرارگیری ستارگان بوده است. در این فرآیند یک تصویر از آسمان شب اخذ شده و این تصویر به الگوریتم‌های پردازشی حسگر فرستاده خواهد شد و با مقایسه با کاتالوگ‌های معتبر آسمان، ستارگان موجود در تصویر تشخیص داده خواهد شد. در این روش هیچ نیازی به محاسبات پیچیده نیست و صرفاً با اخذ یک تصویر از آسمان شب می‌توان صحت عملکرد تشخیص الگوهای ستارگان را ارزیابی نمود. اما از طرفی با این روش صرفاً صحت عملکرد تشخیص الگوی ستارگان مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت و بحث دقت حسگر ستاره مطرح نیست.

در داخل کشور مطالعات بسیاری بر روی الگوریتم‌های تشخیص ستاره و همچنین پیاده‌سازی و ساخت نمونه آزمایشگاهی حسگر ستاره صورت گرفته است [3,4,5]. اما تا کنون ادعای اندازه‌گیری دقت حسگر ستاره صرفاً با استفاده از چیدمان آزمایشگاهی انجام شده است که نتایجی از نحوه عملکرد و صحت آن منتشر نشده است (شکل ۱). سامانه ستاره‌یاب ملی نصیر ۱ که در سال ۱۳۹۱ در دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی رونمایی گردید از روش ارزیابی و آزمون دقت حسگر ستاره دقیقاً منطبق بر چیدمان آزمایشگاهی شکل ۱ استفاده نموده است [6].



شکل ۱- شماتیک بستر تست کلاسیک حسگر ستاره [7]

این بستر با حداقل امکانات ذیل در یک آزمایشگاه اپتیکی قابل پیاده‌سازی خواهد بود [7,8,9]:

- ۱- مانیتور LCD با پارامترهای مشخص
- ۲- حفاظ نوری (معادل دارک روم)

با داشتن این ماتریس می‌توان خطای زاویه‌ای حسگر در هر یک از محورهای بدنه را حساب کرد.

$$\alpha_i = \cos^{-1} \left(\begin{array}{c|c} \text{BodySS} & \text{meas}_i \\ \hline & \text{C}(1,1) \\ \text{BodySS} & \text{True}_i \end{array} \right) \quad (4)$$

$$\beta_i = \cos^{-1} \left(\begin{array}{c|c} \text{BodySS} & \text{meas}_i \\ \hline & \text{C}(2,2) \\ \text{BodySS} & \text{True}_i \end{array} \right) \quad (5)$$

$$\varepsilon_i = \cos^{-1} \left(\begin{array}{c|c} \text{BodySS} & \text{meas}_i \\ \hline & \text{C}(3,3) \\ \text{BodySS} & \text{True}_i \end{array} \right) \quad (6)$$

لذا با داده‌برداری به اندازه کافی زیاد، می‌توان خطای RMS، 3σ و ... این زوایا را حساب نمود. خطای زاویه ε خطای نشانه‌روی و خطاهای زوایای α و β خطای رویینگ حسگر ستاره را مشخص می‌کند.

مشکل اصلی اندازه‌گیری دقت مطلق یک حسگر ستاره، یافتن ماتریس تبدیل از دستگاه اینرسی به دستگاه بدنه حسگر است.

محورهای اصلی حسگر بیان شده در دستگاه اینرسی

همانطور که در بخش وظیفه ذاتی حسگر ستاره به آن اشاره شد، مطابق رابطه (۲)، حسگر ستاره ماتریس تبدیل دستگاه اینرسی (ECI) به دستگاه بدنه (BodySS) را ایجاد می‌کند. به این ترتیب طبق روابط زیر می‌توان محورهای اصلی دستگاه بدنه حسگر در دستگاه اینرسی را بیان نمود.

$$\text{ECI} \mathbf{1}_{\text{BodySS}} \Big|_{\text{meas}_i} = \left(\begin{array}{c|c} \text{BodySS} & \text{meas}_i \\ \hline & \text{C}(1, :) \\ \text{ECI} & \end{array} \right)^T \quad (7)$$

وظیفه حسگر ستاره

حسگر ستاره خروجی کواترنیون از دستگاه ECI (J2000) به دستگاه بدنه حسگر ستاره (BodySS) را ایجاد می‌کند [11].

$$\text{BodySS} \mathbf{Q} \Big|_{\text{meas}_i}^{\text{ECI}} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (1)$$

از روی این کواترنیون می‌توان ماتریس تبدیل از ECI (J2000) به BodySS را تعیین کرد.

$$\text{ECI} \mathbf{C} \Big|_{\text{meas}_i}^{\text{BodySS}} = \begin{bmatrix} 1-2(q_3^2+q_4^2) & 2(q_2q_3+q_1q_4) & 2(q_2q_4-q_1q_3) \\ 2(q_2q_3-q_1q_4) & 1-2(q_2^2+q_4^2) & 2(q_3q_4+q_1q_4) \\ 2(q_2q_4+q_1q_3) & 2(q_3q_4-q_1q_4) & 1-2(q_2^2+q_3^2) \end{bmatrix} \quad (2)$$



شکل ۲- حسگر ستاره ساخت شرکت سینکالر بدون بافل روی آن - مکعب آینه ای دستگاه بدنه حسگر (BodySS) را تعریف می‌کند. [12]

تعریف خطای مطلق حسگر ستاره

با یافتن مقدار واقعی ماتریس تبدیل از دستگاه مختصات ECI (J2000) به دستگاه بدنه حسگر (BodySS) می‌توان ماتریس تبدیل از بدنه واقعی و بدنه اندازه‌گیری شده را حساب کرد.

$$\text{BodySS} \mathbf{C} \Big|_{\text{meas}_i}^{\text{BodySS}} = \text{BodySS} \mathbf{C} \Big|_{\text{True}_i}^{\text{BodySS}} \left(\begin{array}{c|c} \text{BodySS} & \\ \hline & \mathbf{C} \\ \text{ECI} & \text{True}_i \end{array} \right)^T \quad (3)$$

$$RA \left| \begin{matrix} 2 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| = \tan^{-1} \left(\frac{ECI \left| \begin{matrix} 2 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (2)}{ECI \left| \begin{matrix} 2 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (1)} \right) \quad (11)$$

$$RA \left| \begin{matrix} 3 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| = \tan^{-1} \left(\frac{ECI \left| \begin{matrix} 3 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (2)}{ECI \left| \begin{matrix} 3 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (1)} \right) \quad (12)$$

لذا با فرض اینکه حسگر ستاره روی زمین به صورت ثابت قرار داده شده است، تغییرات زاویه بُعد هر یک از محورهای اصلی حسگر ستاره برابر سرعت دورانی زمین خواهد بود.

زاویه میل هر محور اصلی حسگر

با توجه به شکل (۳)، زاویه میل برای هر یک از محورهای اصلی حسگر ستاره را می‌توان بصورت زیر حساب کرد:

$$Dec \left| \begin{matrix} 1 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| = \sin^{-1} \left(\frac{ECI \left| \begin{matrix} 1 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (3)}{ECI \left| \begin{matrix} 1 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (3)} \right) \quad (13)$$

$$Dec \left| \begin{matrix} 2 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| = \sin^{-1} \left(\frac{ECI \left| \begin{matrix} 2 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (3)}{ECI \left| \begin{matrix} 2 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (3)} \right) \quad (14)$$

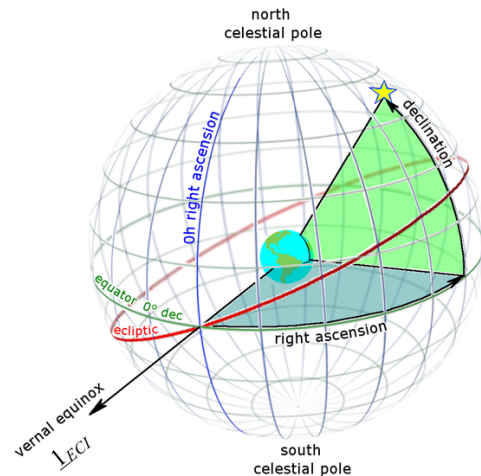
$$Dec \left| \begin{matrix} 3 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| = \sin^{-1} \left(\frac{ECI \left| \begin{matrix} 3 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (3)}{ECI \left| \begin{matrix} 3 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (3)} \right) \quad (15)$$

لذا با فرض اینکه حسگر ستاره روی زمین به صورت ثابت قرار داده شده است، تغییرات زاویه میل هر یک از محورهای اصلی حسگر ستاره صفر خواهد بود.

$$ECI \left| \begin{matrix} 2 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| = \begin{pmatrix} BodySS \\ meas_i \\ ECI \end{pmatrix} C(2, :)^T \quad (8)$$

$$ECI \left| \begin{matrix} 3 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| = \begin{pmatrix} BodySS \\ meas_i \\ ECI \end{pmatrix} C(3, :)^T \quad (9)$$

برای هر یک از محورهای اصلی حسگر که در دستگاه اینرسی بیان شده‌اند، می‌توان دو زاویه بُعد^۳ (RA) و میل^۴ (Dec) تعریف کرد [13-14]. در شکل (۳) زوایای بُعد و میل برای یک ستاره نشان داده شده است.



شکل ۳- نمایش زوایای بُعد و میل برای یک ستاره نمونه. این زوایا در دستگاه اینرسی تعریف می‌شوند [15].

زاویه بُعد هر محور اصلی حسگر و سرعت دورانی زمین

با توجه به شکل (۳) زاویه بُعد برای هر یک از محورهای اصلی حسگر ستاره را می‌توان به صورت زیر حساب کرد.

$$RA \left| \begin{matrix} 1 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| = \tan^{-1} \left(\frac{ECI \left| \begin{matrix} 1 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (2)}{ECI \left| \begin{matrix} 1 \\ BodySS \\ meas_i \end{matrix} \right| (1)} \right) \quad (10)$$

3. Right Ascension
4. Declination

$$ECEF \underline{3}_{BodySS|meas_i} = \begin{pmatrix} BodySS|meas_i \\ ECEF \\ C(3, :) \end{pmatrix}^T \quad (22)$$

با میانگین‌گیری از بردارهای معادله (۲۲) به ازای همه داده‌های نمونه‌برداری شده و یک‌کردن نتیجه حاصل، محور سوم دستگاه $BodySS|_{Opt}$ بیان شده در دستگاه چسبیده به زمین (ECEF) بدست می‌آید.

$$ECEF \underline{3}_{BodySS|_{Opt}} = \frac{\text{mean} \left(ECEF \underline{3}_{BodySS|meas_i} \right)}{\left\| \text{mean} \left(ECEF \underline{3}_{BodySS|meas_i} \right) \right\|} \quad (23)$$

محور اول دستگاه $BodySS|_{Opt}$ نیز بر اساس بردارهای معادله (۲۰) و با توجه به اینکه این محور باید بر محور سوم همان دستگاه عمود باشد ساخته می‌شود.

$$ECEF \underline{r}_1 = \frac{\text{mean} \left(ECEF \underline{1}_{BodySS|meas_i} \right)}{\left\| \text{mean} \left(ECEF \underline{1}_{BodySS|meas_i} \right) \right\|} \quad (24)$$

$$ECEF \underline{1}_{BodySS|_{Opt}} = \frac{ECEF \underline{3}_{BodySS|_{Opt}} \times ECEF \underline{r}_1}{\left\| ECEF \underline{3}_{BodySS|_{Opt}} \times ECEF \underline{r}_1 \right\|} \quad (25)$$

محور دوم دستگاه $BodySS|_{Opt}$ نیز با توجه به متعامد یک‌ه و راستگرد بودن دستگاه، طبق رابطه (۲۶) بدست می‌آید.

$$ECEF \underline{2}_{BodySS|_{Opt}} = ECEF \underline{3}_{BodySS|_{Opt}} \times ECEF \underline{1}_{BodySS|_{Opt}} \quad (26)$$

به این ترتیب ماتریس بهینه به عنوان نماینده ماتریس ثابت طبق رابطه (۲۷) حساب می‌شود.

$$BodySS|_{Opt} C = \begin{bmatrix} ECEF \underline{1}_{BodySS|_{Opt}} & ECEF \underline{2}_{BodySS|_{Opt}} & ECEF \underline{3}_{BodySS|_{Opt}} \end{bmatrix}^T \quad (27)$$

یافتن ماتریس بهینه به عنوان نماینده ماتریس ثابت

هدف از این بخش یافتن ماتریس بهینه به عنوان نماینده ماتریس ثابت ماتریس‌های تبدیل از دستگاه چسبیده به زمین (ECEF) به دستگاه اندازه‌گیری شده بدنه حسگر ($BodySS|_{meas_i}$) است. به عبارت دیگر در روال تست نسبی حسگر ستاره، دستگاه بهینه بدنه حسگر ($BodySS|_{Opt}$) به عنوان دستگاه اصلی بدنه حسگر که در روال تست مطلق حسگر ستاره باید آن را یافت، در نظر گرفته می‌شود. ماتریس بهینه از حل مسئله زیر بدست می‌آید.

$$MIN_R J(R) = \frac{1}{6N} \sum_{i=1}^N \left\{ \left\| \begin{matrix} BodySS|meas_i \underline{1}_{BodySS|meas_i} - R \ ECEF \underline{1}_{BodySS|meas_i} \\ BodySS|meas_i \underline{2}_{BodySS|meas_i} - R \ ECEF \underline{2}_{BodySS|meas_i} \\ BodySS|meas_i \underline{3}_{BodySS|meas_i} - R \ ECEF \underline{3}_{BodySS|meas_i} \end{matrix} \right\|^2 \right\} \quad (19)$$

رابطه (۱۹) در واقع یک مسئله Wahba است که جواب تحلیلی دارد [16]. ماتریس R بهینه، ماتریس تبدیل از دستگاه چسبیده به زمین ECEF به دستگاه بهینه بدنه حسگر است ($R = \begin{matrix} BodySS|_{Opt} \\ ECEF \\ C \end{matrix}$). ادامه یک تخمین تحلیلی با دقت قابل قبول جهت حل مسئله (۱۹) و یافتن دستگاه بهینه بدنه حسگر ستاره ارائه می‌شود.

بر اساس ردیف‌های ماتریس معادله (۱۷)، می‌توان محورهای اصلی دستگاه بدنه حسگر اندازه‌گیری شده ($BodySS|_{meas_i}$) که در دستگاه چسبیده به زمین (ECEF) بیان شده است را حساب کرد (معادلات (۲۰)، (۲۱) و (۲۲)).

$$ECEF \underline{1}_{BodySS|meas_i} = \begin{pmatrix} BodySS|meas_i \\ ECEF \\ C(1, :) \end{pmatrix}^T \quad (20)$$

$$ECEF \underline{2}_{BodySS|meas_i} = \begin{pmatrix} BodySS|meas_i \\ ECEF \\ C(2, :) \end{pmatrix}^T \quad (21)$$

بی‌اهمیت بودن نوع دستگاه اینرسی و اهمیت داشتن یافتن محور دوران

با توجه به اینکه در عنوان این مقاله، بر نوع دستگاه اینرسی تأکیدی نشده است لازم است که خواننده بداند دستگاه‌های اینرسی مختلفی وجود دارد (J2000، ICRF، ...). در واقع به همه دستگاه‌های مختصاتی که سرعت زاویه‌ای آنها نسبت به ستارگان دور دست صفر باشد، اینرسی گفته می‌شود. اینکه حسگر ستاره در چه دستگاه اینرسی خروجی خود را تولید می‌کند و یا محاسبات یافتن وضعیت دستگاه چسبیده به زمین نسبت به چه دستگاه اینرسی است، اهمیتی ندارد. برای اثبات این مطلب باید مشابه رابطه (۳۲)، رابطه (۳۵) نیز اثبات شود. در این رابطه فرض شده است که دو دستگاه اینرسی یکسان نیستند. به عنوان مثال حسگر در دستگاه اینرسی J2000 خروجی می‌دهد و محاسبات در دستگاه اینرسی ICRF حساب می‌شود.

$$\begin{matrix} \text{BodySS} \\ \mathbf{C} \end{matrix} \begin{matrix} \text{ICRF} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{saving}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} = \text{const.} \quad (35)$$

$$\begin{matrix} \text{J2000} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{UTC}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} \begin{matrix} \text{ECEF} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{saving}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} = \text{const.}$$

لذا رابطه (۳۶) باید اثبات شود.

$$\begin{matrix} \text{BodySS} \\ \mathbf{C} \end{matrix} \begin{matrix} \text{ICRF} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{saving}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} = \begin{matrix} \text{J2000} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{UTC}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} \begin{matrix} \text{ECEF} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{saving}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} \quad (36)$$

برای اثبات رابطه (۳۶) مشابه روابط (۳۴) عمل می‌شود، فقط در اینجا باید معادله (۳۷) اثبات شود.

$$\begin{matrix} \text{J2000} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{UTC}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} \begin{matrix} \text{ICRF} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{saving}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} = \mathbf{I}_{3 \times 3} \quad (37)$$

دقت شود از آنجا که حسگر ستاره، آسمان واقعی لحظه آزمون را می‌بیند، لذا ماتریس سمت چپ معادله‌ی (۳۷)، حول محور دوران زمین در آن لحظه دوران می‌یابد.

$$\begin{matrix} \text{J2000} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{UTC}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} \begin{matrix} \text{ICRF} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{saving}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} = \begin{matrix} \text{J2000} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{UTC}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} \begin{matrix} \text{ICRF} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{saving}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} \quad (38)$$

$$\left(\begin{matrix} \mathbf{C}_{\text{Earth-rotation-axis}} \\ (\psi_{\Delta T}) \end{matrix} \right)^T \begin{matrix} \text{ICRF} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{saving}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} = \begin{matrix} \text{ICRF} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{saving}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix}$$

حال اگر دستگاه اینرسی که در محاسبات استفاده می‌شود (به عنوان مثال در اینجا ICRF)، فقط محور دوران زمین در آن لحظه را به درستی حساب کند آنگاه می‌توان در ادامه رابطه (۳۹) نوشت:

$$\left(\begin{matrix} \mathbf{C}_{\text{Earth-rotation-axis}} \\ (\psi_{\Delta T}) \end{matrix} \right)^T \begin{matrix} \text{ICRF} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{saving}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} = \begin{matrix} \text{ICRF} \\ \left| \begin{matrix} T_{\text{saving}_i} \\ + \Delta T \end{matrix} \right. \\ \mathbf{C} \end{matrix} \quad (39)$$

$$\left(\begin{matrix} \mathbf{C}_{\text{Earth-rotation-axis}} \\ (\psi_{\Delta T}) \end{matrix} \right)^T \mathbf{C}_{\text{Earth-rotation-axis}} = \mathbf{I}_{3 \times 3}$$

بنابراین ثابت می‌شود که نوع دستگاه اینرسی انتخابی اهمیتی نداشته و مهم محاسبه صحیح محور دوران زمین در لحظه آزمون است، اثبات می‌شود.

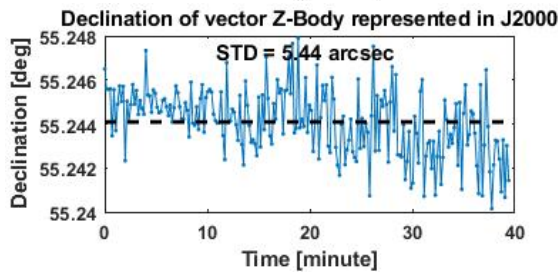
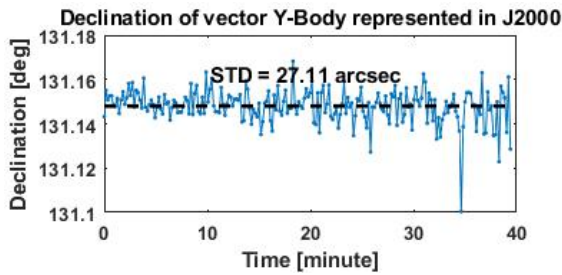
شرایط انجام آزمون

برای آزمون حسگر ستاره به صورت کامل، باید حسگر را در تمام وضعیت‌ها نسبت به دستگاه اینرسی قرار داد. به عبارت دیگر باید حسگر را در تمام وضعیت‌ها نسبت به همه ستارگان آسمان شب قرار داد. در ادامه توضیح داده می‌شود که در آزمون آسمان شب این هدف عملی نیست [18].

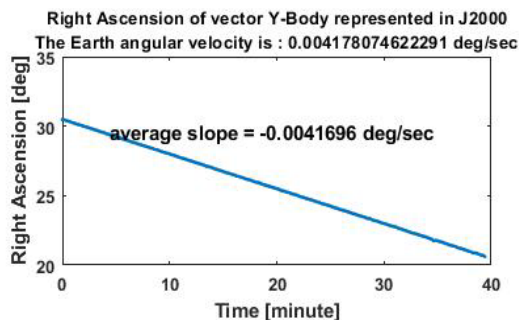
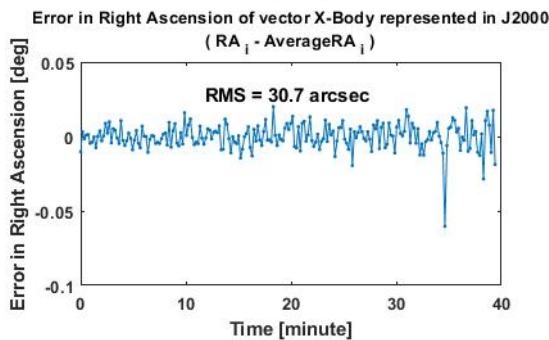
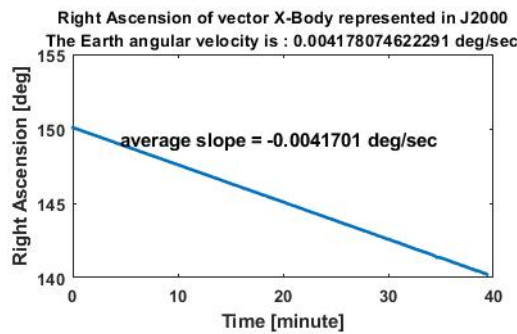
به دلایل زیر برای آزمون دقت حسگر ستاره با آسمان شب، محور نشانه^۵ حسگر را باید تا حد امکان در راستای شاقولی^۶ قرار داد:

- نور ستارگان در زوایای ارتفاع کم، دچار شکست می‌شوند و لذا موقعیت نسبی ستارگان دچار اعوجاج می‌شود.
- کاتالوگ ستارگان موجود در حسگر ستاره، شکست نور را مدل نمی‌کند.

5. BoreSight
6. Zenith



ادامه شکل ۶- خطای زاویه میل برای هر سه محور اصلی دستگاه بدنه حسگر ستاره.



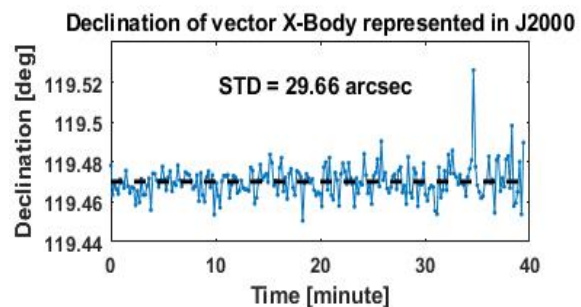
شکل ۷- خطای زاویه بُعد برای هر سه محور اصلی دستگاه بدنه حسگر ستاره. ملاحظه می‌شود که سرعت دوران زمین با دقت قابل قبولی تخمین زده شده است.

- حسگر ستاره توانایی فهمیدن شکست نور ستارگان را ندارد.
- دقت حسگرهای ستاره در مرتبه‌ای است که شکست نور تاثیر بسزایی در دقت حسگرها ایجاد می‌کند.
- با توجه به نکته بالا و دلایل زیر، آزمون حسگر ستاره با آسمان شب برای همه ستارگان آسمان ممکن نیست:
- مکان آزمون باید برای همه عرض‌های جغرافیایی زمین انجام شود.
- زمان آزمون باید در همه چهار فصل سال انجام شود.

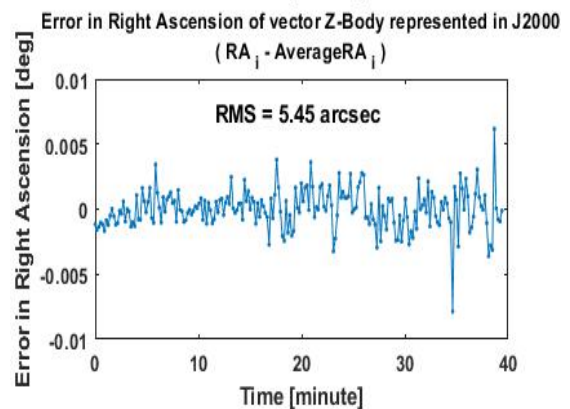
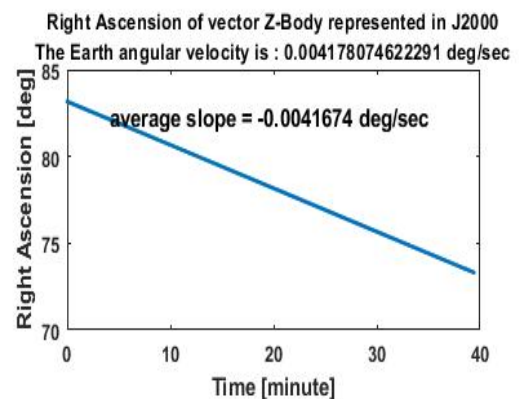
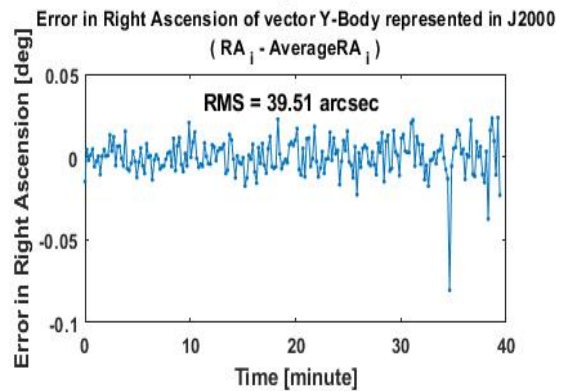
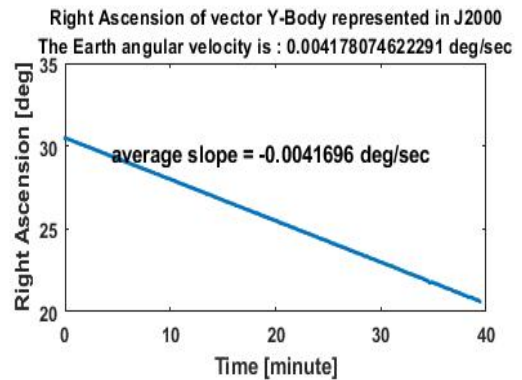
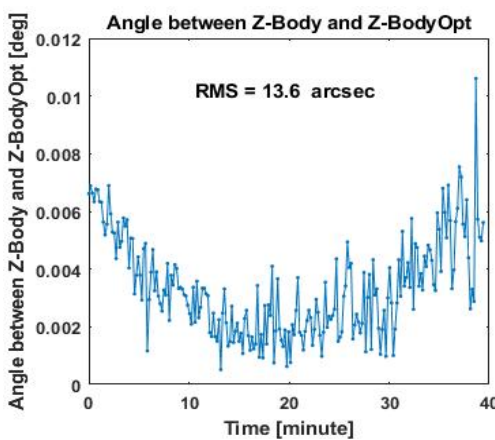
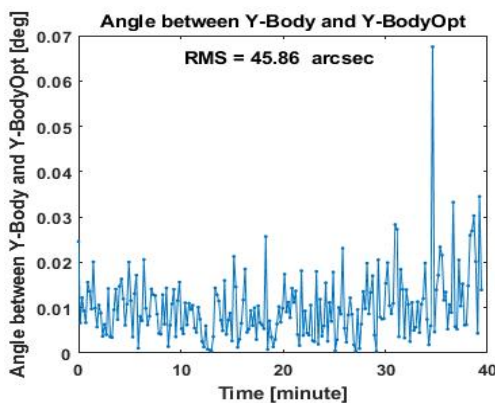
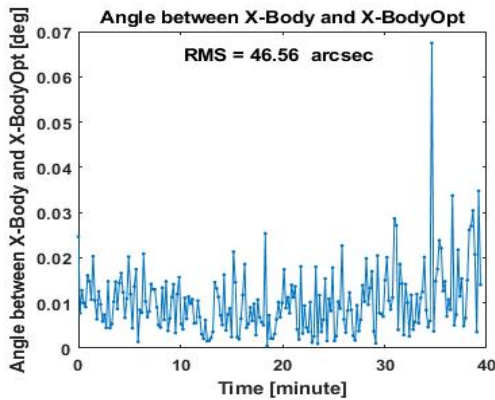
لذا برای یافتن خطا، حسگر ستاره را در وضعیت ثابتی نسبت به زمین گذاشته می‌شود و با گذر زمان و چرخش آسمان، تنها ستارگانی که در میدان دید حسگر قرار دارند مورد آزمون قرار داده می‌شوند. از طرفی باید دقت شود که مدت زمان آزمون به اندازه کافی طولانی باشد که الگوریتم درون حسگر، جابجایی ستارگان و ستارگان متفاوت را ببیند. همچنین با توجه به اینکه تغییرات ماتریس به عنوان خطا در روش نسبی در نظر گرفته می‌شود، لذا تعداد داده‌های نمونه‌برداری شده باید به اندازه کافی زیاد باشند تا خطا بدرستی حساب شود. حداقل مقدار نمونه‌ها باید به گونه‌ای انتخاب شود که با افزایش نمونه، تغییر چندانی در مقدار خطا حاصل نشود.

تحلیل نتایج

روال ارائه شده در این مقاله برای حسگر ستاره سینکلر مدل ST-16RT2 با بافل مخروطی بلند پیاده سازی شد. مطابق دیتاشیت حسگر می‌بایست دقت در راستای boresight برابر با ۵ ثانیه قوسی و دقت در راستای cross-boresight برابر با ۵۵ ثانیه قوسی باشد. در شکل (۷) خطای زاویه میل برای هر سه محور اصلی دستگاه بدنه حسگر نشان داده شده است. در شکل (۸) خطای زاویه بُعد برای هر سه محور اصلی دستگاه بدنه حسگر و همچنین تخمین حسگر از سرعت دوران زمین با هر سه محور دستگاه بدنه حسگر نشان داده شده است. در شکل ۸ خطای نسبی حسگر ستاره برای هر سه محور اصلی دستگاه بدنه نشان داده شده است.



شکل ۸- خطای زاویه میل برای هر سه محور اصلی دستگاه بدنه حسگر ستاره.



شکل ۸- خطای نسبی حسگر ستاره برای هر سه محور اصلی دستگاه بدنه حسگر ستاره.

نتیجه گیری و بحث

در این مقاله، یک روش محاسباتی- عملیاتی برای اندازه گیری دقیق دقت نسبی حسگر ستاره با استفاده از آسمان شب و بدون نیاز به تجهیزات خاص آزمایشگاهی ارائه گردید. با توجه به عدم وابستگی به ادوات کمکی و عدم نیاز به الاینمنت با دقت بالا، استفاده از این روش منتج به نتایج دقیقتر و با قابلیت اطمینان بالاتر خواهد شد. در نهایت به منظور تایید روال پیشنهادی، اندازه گیری برای یک حسگر ستاره فضایی انجام و نتایج بدست آمده آنالیز گردید. دقت شود که

ادامه شکل ۷- خطای زاویه بُعد برای هر سه محور اصلی دستگاه بدنه حسگر ستاره. ملاحظه می شود که سرعت دوران زمین با دقت قابل قبولی تخمین زده شده است.

- [6] Roshanian, J., Yazdani, Sh., Hassani, M. and Ebrahimi, M., "Performance Analysis of Nasir 1 Star Tracker in the Presence of Systematic Errors using Monte-Carlo Method," *Journal fo Control*, Vol. 6, No. 2, 2012, pp. 15-21(in persian).
- [7] Voronkov, S., "The dynamic test equioment for the star trackers processing", *5th IAA symposium on small satellite for Earth observation*, Berlin, (2005).
- [8] Rufino, G. and Moccia, A., "Laboratory Test System for Performance Evaluation of Advanced Star sensor", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 25, No. 2, 2002.
- [9] Rufino, G., Accardo, D., Grassi, M., Fasano, G., Renga, A., Tancredi, U., "Real-Time Hardware-in-the-Loop Test of Star Tracker Algorithms", *Int. J. of Aerospace Engineering*, Vol 2013, No. 9-12, 2013.
- [10] Sun, T., Xing, F., Wang, X., You, Z. and Chu, D., "An accuracy measurement method for star trackers based on direct astronomic observation", *Scientific Repore Nature*, 2016.
- [11] Sinclair, D., "Star Tracker Interface Control Document", Rev 1.26, 2016.
- [12] Sinclair, D., "Second Generation Star Tracker (ST-16RT2) datasheet", Sinclair Interplanetary, 2016.
- [13] J. Wertz et al., "Space Mission Engineering: the New SMAD", Microcosm Press, 2011.
- [14] Chobotov, V.A. "Orbital Mechanics", AIAA press, Second edition, 1996.
- [15] Website: https://en.wikipedia.org/wiki/Right_ascension.
- [16] Wahba, G. "Problem 65-1: A Least Squares Estimate of Spacecraft Attitude", *SIAM Review*, Vol. 7, No. 3, 1965, 409.
- [17] You et al., "Method for mesureing precision of star sensor and system using the same", Patent No. US 8.433.515 B2, 2013.
- [18] Haghshenas, J., and Rezaei, M.R., "Lesaoon learned from experimental accuracy measurement of a space star tracker in night sky", *SPIE Remote Sensing. Strasburge*, 2019.

آزمون مذکور در آسمان با نور پس زمینه زیاد (شهر تهران) انجام شده است و بدیهی است که انتظار می‌رود با بهبود شرایط آزمون، نتایج بهبود یابند. درحالی‌که برای چیدمان کلاسیک آزمایشگاهی، اندازه‌گیری‌ها وابستگی بسیار زیادی به نور پس زمینه و دقت مدلسازی ستاره‌ها در نرم‌افزار شبیه‌ساز آسمان دارند، نتایج حاصله از روال پیشنهادی این مقاله تا حدود بسیار زیادی مقاوم بودن خروجی نسبت به شرایط آزمایش را نشان می‌دهد. از طرف دیگر علاوه بر دقت بالای اندازه‌گیری با این روش و کاهش اثر نامطلوب ادوات آزمایشگاهی، پیاده‌سازی آن بسیار ساده بوده و نیازی به تغییر چیدمان برای حسگرهای با مشخصات مختلف نیست.

مراجع

- [1] Cannata, M.N., Greene, M.R., Mulligen, S.J. and Popovici, V., "Autonomous star-imaging attitude sensor", York University, 2007.
- [2] Zhang, G., "Star Identification methods, techniques and algorithms", Springer, 2017.
- [3] Hashemi, M., Mosavi Mashhadi, S.K., Smaeilzadeh, S.M. and Fiuzy, M. "Design and Construction of Star Tracker Platform in Order to Satellite Attitude Determination Based on Star Tracking Algorithm," *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 9, No. 2, 2016, pp. 85-90 (in persian).
- [4] Roshanian, J., Barzamini, F., Yazdani, Sh., "improving the star detection process in the star sensor images using local adaptive threshold method and its performance in upgrading the satellite angular velocity estimation algorithm", *16th international conference of Iranian Aerospace Society*, 2016, (in persian).
- [5] Somayeh, F., Nikkhak, A., Roshanian, J. "Uniform star catalog using triangulation for application in star sensor", *journal of modares mechanical engineering*, Vol 18, No. 04, 201. (in Persian)