

(Technical Note)

Design and Construction of Star Tracker Platform in Order to Satellite Attitude Determination Based on Star Tracking Algorithm

M. Hashemi¹, S. K. Mosavi Mashhadi^{2*}, S. M. Smaeilzadeh³ and M. Fiuzy⁴

1, 2, 3 and 4. Department of School of Electrical Engineering, Iran University of Science and Technology

*Postal Code: 1684613114, Tehran, IRAN

sk_mousavi@iust.ac.ir

Attitude Determining is one of the major and critical satellites space missions. In this study, a new method to Attitude determination of satellites is presented. Such that, based on the proposed method search space will be more limited then accuracy and speed of attitude determination in the proposed method has risen. At first in this method, implementation and the test algorithms will be discussed, after these some algorithms, such as navigation, pattern recognition and ultimately attitude determination will be reviewed. In order to implement these algorithm. High quality images of stars which must provided by the star tracker camera requires to implement. Really these images to perform the necessary processing sent to the processor so the processor based on designed algorithms, determines the attitude of camera and satellite in all three axes. This means that some features considered for star tracker and based on them begins the designing process. The range of accurately determination for star tracker is one of these features. In this article, the ranges of two axes of Yao and Pitch less than 20 seconds on the scale of degree are considered and in the roll axis less than 100 seconds is intended. Can show in the results, much better accuracy and less than initial assumptions have been achieved. It also carried out by an adaptive identified algorithm so that the brighter stars are identified and based on their attitude determination, the sensor accuracy have increased. Because of according research, the clearer stars, have more accurate in calculation. The other important feature is the speed of attitude detection which performed by 1 GHz processor, and correct identification of pyramidal algorithm where have reached less than 15 milliseconds. Due to the duration, the desire update rate gained. Other important parameters which influence the accuracy of the attitude determination is knowing the exact coordinates of the intersection point vector of focal length lens with image sensors. By Land calibration for camera with a good accuracy, these parameters were estimated.

Keywords: Centroid algorithm, Pattern recognition, Attitude determination, Star tracker, Star catalog

-
1. M. Sc.
 2. Assistant Professor (Corresponding Author)
 3. Assistant Professor
 4. PhD Student

(یادداشت فنی)

طراحی و ساخت بستر سخت‌افزاری حسگر ستاره مبتنی بر الگوریتم‌های ردیابی ستاره به منظور تعیین وضعیت ماهواره

ملیحه هاشمی^۱، سید کمال‌الدین موسوی مشهدی^{۲*}، سیدمجید اسماعیل‌زاده^۳ و محمد فیوضی^۴

۱-۴- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران

*تهران، فرجام، کد پستی: ۱۶۸۴۱۳۱۱۴

sk_mousavi@iust.ac.ir

تعیین وضعیت یکی از مسائل مهم و حیاتی در مأموریت‌های فضایی ماهواره‌هاست. در این تحقیق، روش جدیدی برای تعیین وضعیت ماهواره‌ها توضیح داده شده است که براساس آن، فضای جستجو خیلی محدودتر شده و بنابراین، دقت و سرعت روش پیشنهادی در تعیین وضعیت ماهواره افزایش یافته است. در این روش، ابتدا الگوریتم‌های یک ردیاب ستاره برای تعیین وضعیت ماهواره، پیاده‌سازی و تست می‌شود و سپس، الگوریتم‌هایی مانند الگوریتم مرکزیابی، شناسایی الگو و در نهایت، تعیین وضعیت بررسی و اجرا خواهد شد. برای اجرای این الگوریتم‌ها به تصاویر با کیفیت بالا از ستارگان نیاز است که باید توسط دوربین ردیاب ستاره تهیه شود. با این تصاویر برای پردازش‌های لازم به پردازنده منتقل می‌شود و پردازنده براساس الگوریتم‌های طراحی‌شده، وضعیت دوربین و بعد از آن ماهواره را در راستای هر سه محور تعیین می‌کند. به این صورت که ابتدا ویژگی‌هایی برای ردیاب ستاره در نظر گرفته می‌شود و براساس آنها فرایند طراحی آغاز می‌شود. یکی از این ویژگی‌ها، محدوده دقت تعیین وضعیت حسگر است. در مقاله حاضر، این محدوده برای وضعیت در دو محور یاب و پیچ کمتر از ۲۰ ثانیه در مقیاس درجه و برای محور رول کمتر از ۱۰۰ ثانیه در مقیاس درجه در نظر گرفته شده است. همان‌طور که از نتایج مشخص است، دقتی خیلی بهتر و کمتر از فرضیات اولیه حاصل شده است. همچنین، با اجرای یک الگوریتم مرکزیابی تطبیقی، دقت حسگر افزایش داده شده است طوری که تنها ستارگان روشن‌تر تصویر، مرکزیابی و براساس آنها تعیین وضعیت می‌شود. زیرا براساس تحقیقات انجام‌شده، مرکز ستارگان روشن‌تر، دقیق‌تر محاسبه می‌شود. ویژگی مهم دیگر، سرعت اجرای الگوریتم شناسایی است که با پردازنده‌های با سرعت ۱ GHz و اصلاح الگوریتم شناسایی هرمی، زمان کمتر از ۱۵ میلی‌ثانیه حاصل شده است. با توجه به این مدت زمان، نرخ بروزرسانی مطلوب خواهد بود. دانستن مختصات دقیق نقطه برخورد بردار فاصله کانونی لنز با آشکارساز تصویر، پارامتر مهم دیگری است که روی دقت تعیین وضعیت اثرگذار است و با انجام کالیبراسیون زمینی برای دوربین می‌توان با دقت خوبی، این پارامتر را تخمین زد.

واژه‌های کلیدی: الگوریتم مرکزیابی، شناسایی الگو، تعیین وضعیت ماهواره، ردیاب ستاره، کاتالوگ ستارگان

مقدمه

با توجه به اهمیت کاربردهای ماهواره‌ها در زمینه‌های گوناگون، این فناوری از چند دهه گذشته تاکنون، پیشرفت‌های چشمگیری داشته و مأموریت‌های فضایی متعددی انجام شده است. در این میان توجه به تکنیک‌های تعیین وضعیت دقیق ماهواره نیز ضرورت یافته است که لازمه انجام صحیح مأموریت‌های فضایی است. در حقیقت، تعیین وضعیت تکنیکی است که در آن زاویه‌های بدنه فضاپیما یا ماهواره در

علائم و اختصارات

بُعد

 α_j

میل ستاره زا

 δ_i

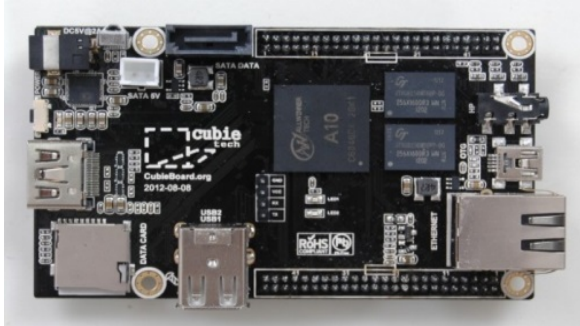
۱. کارشناسی ارشد

۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

۳. استادیار

۴. دانشجوی دکتری

تعیین خواهد شد. یک ردیاب ستاره می‌تواند به طور خودکار الگوهای ستاره را در میدان دید، شناسایی و وضعیت را نسبت به کرهٔ سماوی محاسبه کند.



شکل ۱- برد پردازشی استفاده‌شده برای پیاده‌سازی الگوریتم‌ها

چرخش‌ها یا مأموریت‌ها تعیین می‌شود [۱]. ماهواره باید در جهت مناسبی در فضا قرار گیرد طوری که پانل‌های خورشیدی به سمت خورشید و آنتن‌های ماهواره به سمت زمین باشد. برای کارکرد صحیح ماهواره، دیگر حسگرها نیز باید در یک جهت معین باشد [۳-۱]. به طور کلی، ماهواره‌ها در فضا همواره توسط عوامل گوناگونی در راستای سه محور شروع به چرخیدن می‌کند و حتی ممکن است از مدار خود منحرف شود. در این حالت زیرسیستم‌های تعیین و کنترل وضعیت وارد عمل می‌شود و توسط امکاناتی که در ماهواره مهیاست، ماهواره‌ها را در موقعیت مناسب قرار می‌دهد [۷-۴]. وضعیت یک ماهواره توسط حسگرهای روی برد آن مشخص خواهد شد و عملگرهای مربوطه، جهت وضعیت ماهواره را به سمت دلخواه تغییر می‌دهد [۸]. با ظهور فناوری‌های جدید، استفاده از ستارگان در نقش مرجعی برای تعیین وضعیت فضاپیماها گسترش پیدا کرد، این نوع از حسگرها به نام حسگر ستاره^۵ خوانده می‌شود [۹-۱۱].

انتخاب سخت‌افزار مناسب برای پیاده‌سازی

پس از بررسی پارامترهای بیست حسگر ستاره ساخته‌شده، پارامترهایی برای ساخت حسگر ستاره انتخاب شد که برخی از آنها در جدول (۱) فهرست شده است.

جدول ۱- پارامترهای تعیین‌شده برای ساخت ردیاب ستاره

Parameter	Selected characteristics
Weight	2-3 Kg
Accuracy	<20 yaw & Pitch <100 roll
FOV	8° × 8° ^۶
Sensitivity	2.5-6.59 (M _T)
Update rate	4-5 Hz
Interface	LVDC & RS422
Detector	CMOS
Processor	ARM
Input voltage	20-30 Volt
Temperature rate	-20 °C to 50 °C

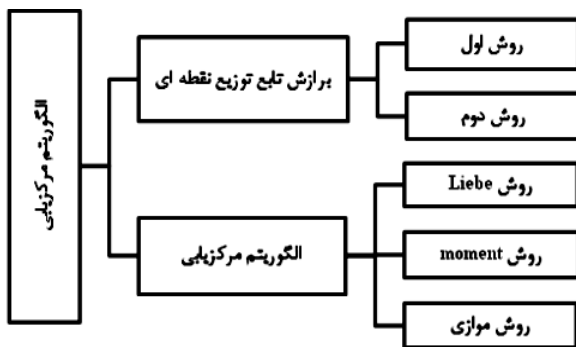
به دلیل توان مصرفی کم و توانایی‌های مطلوب بیشتر، از پردازندهٔ ARM در حسگرهای ستاره استفاده شده است.

تعیین وضعیت توسط یک حسگر ستاره

ردیاب ستاره شامل دوربین الکترونیکی متصل به یک میکرورایانه است. ابتدا در آن با استفاده از تصویر ضبط‌شده از آسمان، ستارگان توسط الگوریتم‌های مرکزیابی و شناسایی الگو، مکان‌یابی و شناسایی می‌شود و جهت‌گیری فضاپیما براساس این مشاهدات

الگوریتم مرکزیابی ستارگان

پس از حذف نویز از تصاویر ضبط‌شده توسط دوربین حسگر ستاره، این تصاویر به الگوریتم مرکزیابی منتقل می‌شود تا موقعیت هر ستاره در تصویر مشخص شود. به این دلیل مرکزیابی مهم است که روی دقت الگوریتم‌های دیگر و در نتیجه، دقت حسگر تأثیرگذار است. دو روش عمده عبارت است از: (۱) مرکز جرم^۶ (۲) برازش تابع توزیع نقطه‌ای^۷. در شکل (۲) انواع روش‌های استفاده‌شده در این زمینه نمایش داده شده است. سرعت و دقت الگوریتم مرکزیابی، معیاری برای مقایسه و انتخاب روش مطلوب برای پیاده‌سازی این الگوریتم است.



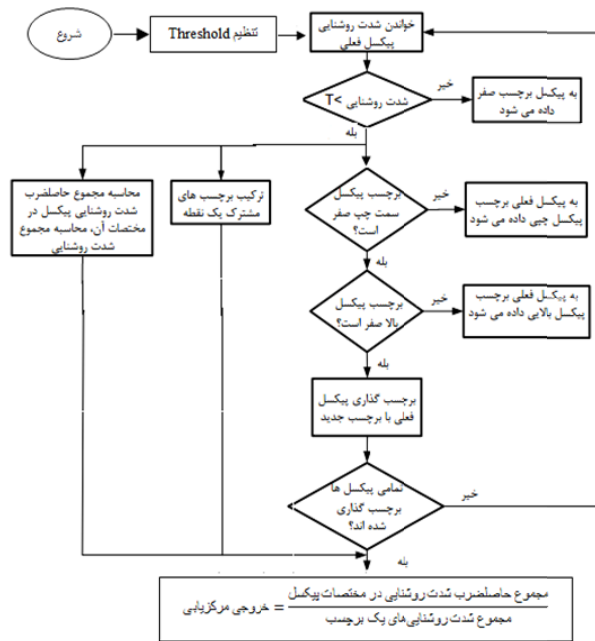
شکل ۲- دسته‌بندی الگوریتم‌های مرکزیابی

فلوچارت شکل (۳) چگونگی برچسب‌گذاری ستارگان تصویر و یافتن مرکز آنها در این الگوریتم را نشان می‌دهد [۳].

6. Center of Mass (COM)

7. Point Spread Function (PSF)

5. Star Tracker

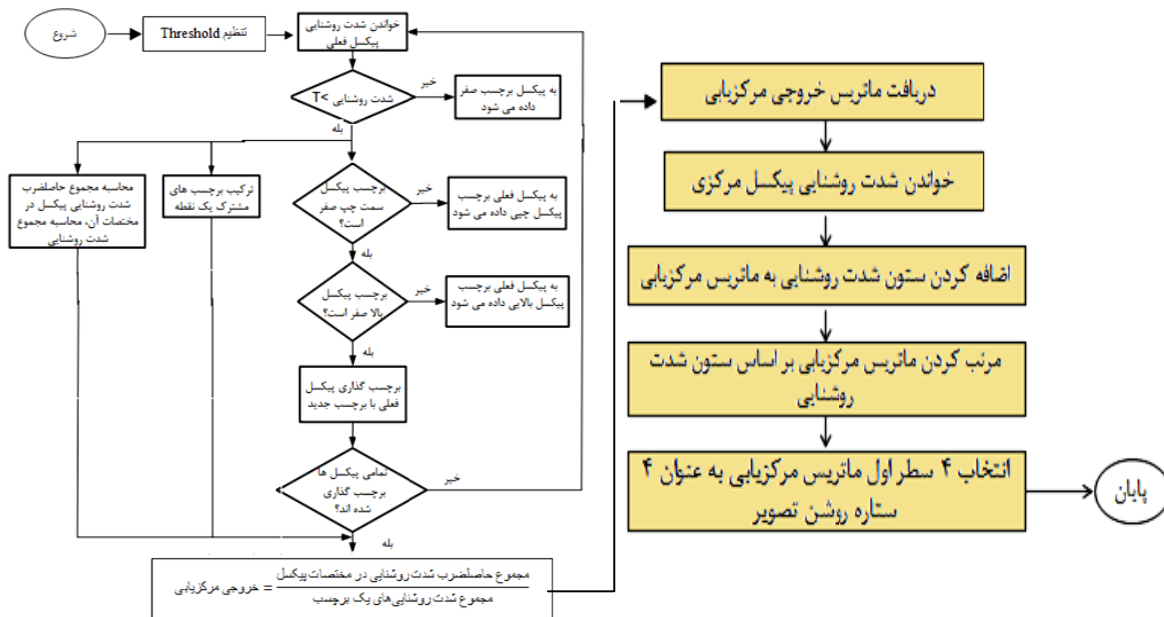


شکل ۳ - فلوجارت الگوریتم مرکزی COM موازی

اصلاح الگوریتم مرکزی به شکل تطبیقی

انتخاب ۴ ستاره از بین تعداد ستاره‌های شناسایی شده روی دقت مرکزی و نیز، دقت تعیین وضعیت توسط حسگر مؤثر است. شکل (۴) فلوجارت الگوریتم مرکزی تطبیقی را نشان می‌دهد.

خروجی الگوریتم مرکزی، ورودی الگوریتم شناسایی الگو است. الگوریتم انتخابی با استفاده از ۴ ستاره تصویر، الگویی می‌سازد و ستارگان را شناسایی می‌کند.

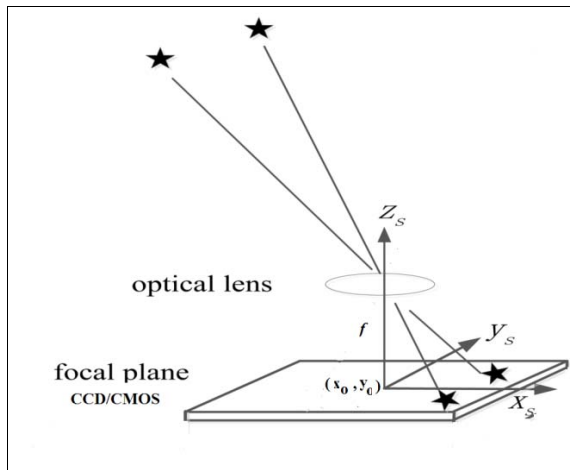


شکل ۴ - فلوجارت الگوریتم مرکزی تطبیقی

در مرحله شناسایی، از تصویر دریافت شده گویبی تشکیل و با گوی ساخته شده از کاتالوگ ستارگان مقایسه می شود. کاتالوگ ستاره اطلاعاتی مانند بعد^۸، میل^۹، اندازه^{۱۰}، طیف^{۱۱} و ... از ستارگان آسمان را دربر دارد. از جمله کاتالوگ های استفاده شده در حسگرهای ستاره، کاتالوگ هیپارکوس، تیکو، UCAC، HYG، SKY-map و 2000 است. کاتالوگ به کاررفته در این مقاله، کاتالوگ هیپارکوس با حجم ۱۹/۹۰۷ مگابایت است. شکل (۵)، الگوریتم الگوی هرمی را در نمای کلی نشان می دهد.

$$W_i = \frac{1}{\sqrt{f^2 + (x_o - x_i)^2 + (y_o - y_i)^2}} \begin{bmatrix} \mu_l(x_o - x_i) \\ \mu_w(y_i - y_o) \\ f \end{bmatrix} \quad (1)$$

در شکل (۶) این موضوع نمایش داده شده است. در حالت ایده آل، مختصات خط دید برای یک CCD یا CMOS مرکز حسگر است، اما همیشه مقداری خطا وجود دارد که باید از طریق کالیبراسیون دوربین این خطا را تصحیح کرد.



شکل ۶- چگونگی یافتن مختصات خط دید دوربین [۱۰]

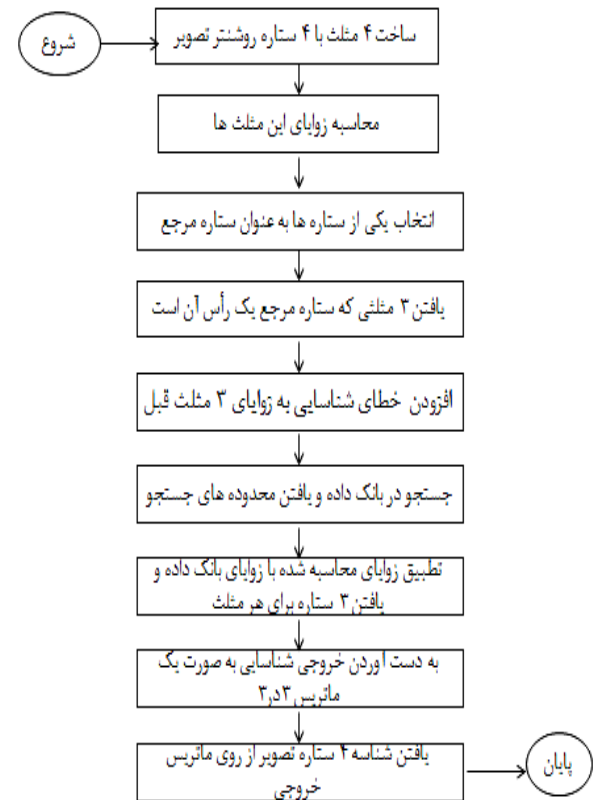
به این ترتیب برای هر ستاره شناسایی شده نیز، یک بردار واحد مطابق رابطه (۲) برقرار است [۸]:

$$V_j = \begin{bmatrix} \cos \alpha_j \cos \delta_j \\ \sin \alpha_j \cos \delta_j \\ \sin \delta_j \end{bmatrix} \quad (2)$$

که در آن α_j بُعد و δ_j میل ستاره زام در مختصات اینرسی^{۱۲} است. خروجی الگوریتم تعیین وضعیت، ماتریس انتقال یا کوآترینیون هاست.

کالیبراسیون دوربین

برای پیاده سازی، به مختصات دقیق خط دید (x_o و y_o) نیاز است. برای به دست آوردن مقدار دقیق فاصله کانونی، در این مرحله f نیز مجهول فرض می شود. در حالت ایده آل، رابطه بین بردارهای



شکل ۵- فلوجارت الگوریتم شناسایی الگوی هرمی اصلاح شده

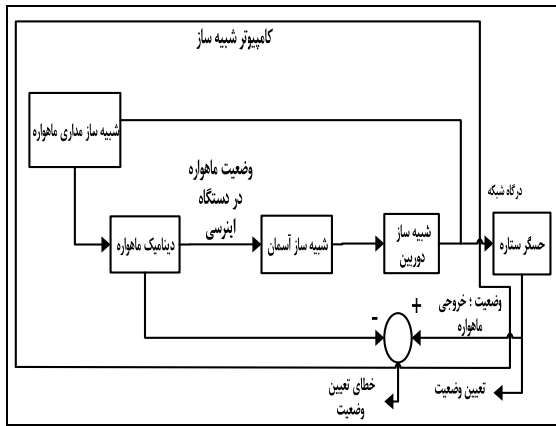
تاکنون برای جستجو در دیتابیس در تحقیقات انجام شده، روش k بردار به کار رفته است. این روش به تفصیل در مراجع زیادی بررسی شده است [۵-۱].

الگوریتم تعیین وضعیت

پس از شناسایی ستارگان تصویر، حاصل کار، یک مجموعه موقعیت در مختصات حسگر و یک مجموعه موقعیت در مختصات اینرسی است. توسط الگوریتم های تعیین وضعیت، ماتریس انتقال بین این

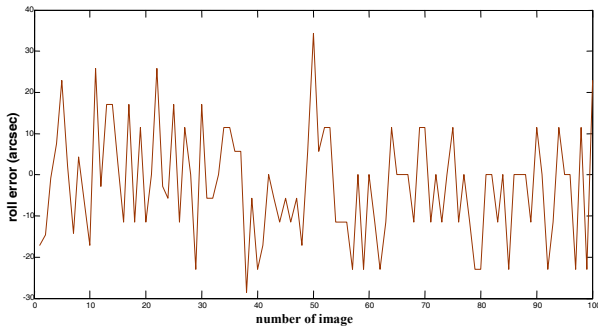
- 8. Dimension
- 9. Desire
- 10. Absolute
- 11. Spectrum

12. Earth Centered Inertial (ECI)

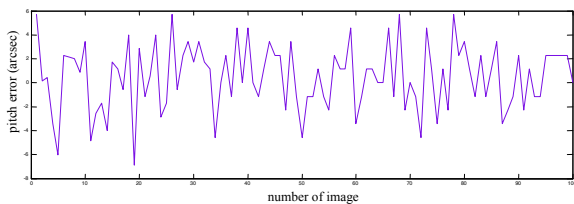


شکل ۸- نمایی از بستر آزمایش سخت‌افزار در حلقه

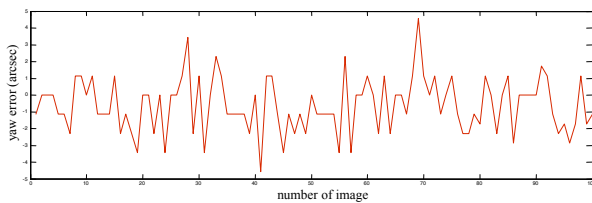
این آزمایش برای ۱۰۰ تصویر در مدار ۷۰۰ کیلومتر انجام شد، به این صورت که ابتدا وضعیت‌یابی در مد گمشده اجرا و سپس، در خصوص ردیابی برای این ۱۰۰ تصویر وضعیت‌یابی شد که نتایج خطای وضعیت این ۱۰۰ تصویر در شکل‌های ۹ تا ۱۱ مشخص شده است.



شکل ۹- خطای وضعیت‌یابی ۱۰۰ تصویر در محور رول



شکل ۱۰- خطای وضعیت‌یابی ۱۰۰ تصویر در محور پیچ



شکل ۱۱- خطای وضعیت‌یابی ۱۰۰ تصویر در محور یاو

اندازه‌گیری شده در تصویر و بردارهای به دست‌آمده از بخش شناسایی، مطابق رابطه (۳) است [۱۰]:

$$W_i^T W_j = V_i^T V_j$$

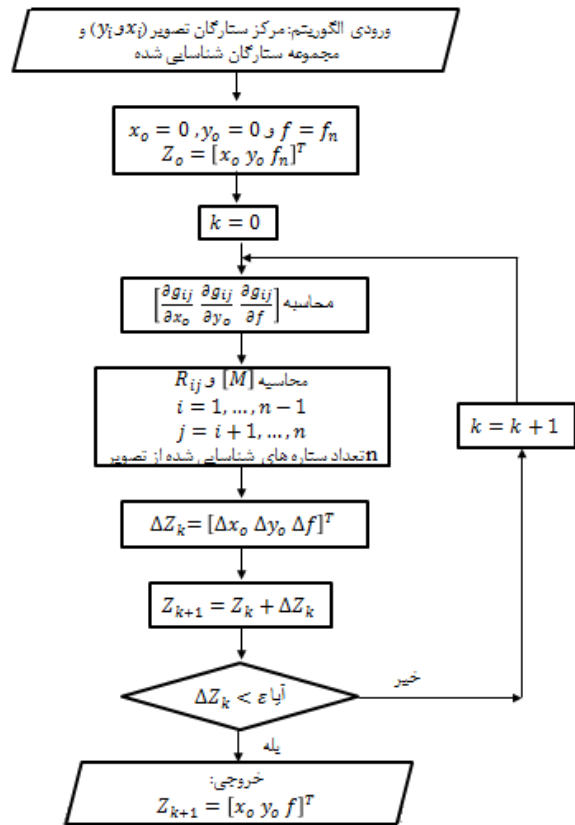
$$i = 1, \dots, n - 1$$

$$j = i + 1, \dots, n$$

$$i \neq j$$

(۳)

در شکل (۷) نحوه اجرای الگوریتم کالیبراسیون در یک نمای کلی نشان داده شده است. شایان ذکر است که این الگوریتم یک بار در آزمایشگاه روی عکسی اجرا می‌شود که توسط دوربین از آسمان ضبط شده است و پس از تعیین دقیق مختصات خط دید دوربین و فاصله کانونی، این مقادیر روی پردازنده ذخیره و در الگوریتم تعیین وضعیت استفاده می‌شود.



شکل ۷- فلوجارت الگوریتم کالیبراسیون

آزمایش سخت‌افزار در حلقه

برای بررسی قابلیت سامانه طراحی‌شده در روش آزمایش، از سخت‌افزار در حلقه‌ای بهره‌برداری شد که نمای کلی آن در شکل (۸) مشخص شده است.

تصویر، انتخاب و براساس آنها تعیین وضعیت شد. پارامتر مهم دیگر که بر دقت حسگر مؤثر است، تعیین مختصات دقیق خط دید دوربین است که در بخش کالیبراسیون، الگوریتمی براساس تخمین حداقل مربعات ارائه شد که لازم است تنها یکبار در آزمایشگاه اجرا شود و با دقت مناسبی مختصات خط دید دوربین را تعیین کند. زمان لازم برای اجرای تمامی الگوریتمها توسط پردازنده کمتر از ۳۰ میلیثانیه است و این نشاندهنده انتخاب صحیح، اصلاحات و نوآوریهای مناسب در تمام مراحل است.

مراجع

- [1] R. Shankaraman and M. Lourde, "An Attitude Control of a 3-Axis Stabilized Satellite Using Adaptive Control Algorithm," *Proc. Int. Conf. on System of Systems Engineering*. Los Angeles, pp. 282-287, 2013.
- [2] Wertz, J.R. *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publishers, pp. 156-309, 1978.
- [3] Segert, T. and Engelen, S., "Development of the Pico Star Tracker ST-200 Design Challenges and Road Ahead," *25th Annual AIAA/USU, conference on small satellite*. pp. 1-6, 2012.
- [4] McBryde, C.R. and Lightsey, E. G., "A Star Tracker Design for CubeSats," *IEEE Trans. Small Satellite*, Vol. 55, No. 1, pp. 1-14, 2012.
- [5] Xinguo, W., "Exposure Time Optimization for Highly Dynamic Star Trackers," *Int. Journal of Sensors*, Vol. 14, No. 3, pp. 4914-4931, 2014
- [6] Kolomenkin, M. and Shimshoni, I., "Geometric Voting Algorithm for Star Trackers," *IEEE Trans. Aerospace and Electronics Systems*, Vol. 44, No. 2, 2008.
- [7] Chen, B. and Geng, Y. "High Precision Attitude Estimation Algorithm Using Three Star Trackers," *Proc. Int. Conf. on Intelligent Control and Automation*, Beijing, China, 2012.
- [8] Rehman, M.U., Jiancheng, F., Saffih, F. and Wei, Q., "Single Star Identification and Attitude Determination in Tracking Mode," *Int. Conf. on Control, Automation and Systems*, Seoul, Korea, 2008.
- [9] Yang, J., Liang, B., Zhang, T., Song, J. and Song, L., "Laboratory Test System Design for Star Sensor," *Int. Journal of Computers*, Vol. 7, No. 4, pp. 1056-1063, 2012.
- [10] Tappe, J., Kim, J.J., Jordan, A. and Agrawal, B., "Star Tracker Attitude Estimation for an Indoor Ground Based Spacecraft Simulator," *AIAA Conference on Modeling and Simulation Technologies*, Portland, Oregon, 2011.
- [11] Yang, J., Liang, B., Zhang, T., Song, J. and Song, L., "Laboratory Test System Design for Star Sensor," *International Journal of Computers*, Vol. 7, No. 4, April, 2012.

برای ارزیابی عملکرد روش پیشنهادی، این روش با بخشی از روش مقاله [۷] مقایسه می شود که در آن برای تعیین وضعیت از ۳ ردیاب ستاره استفاده می شود که روش پیشنهادی آن به تفصیل در مرجع [۷] تشریح شده است. نتایج این مقایسه در جدول (۱) مشخص شده است.

جدول ۱- میانگین و ۳ برابر انحراف معیار خطای تعیین وضعیت در راستای سه محور

حسگر ستاره	انحراف زاویه (درجه/ساعت)					
	میانگین	میانگین	میانگین	$3\sigma_x$	$3\sigma_y$	$3\sigma_z$
A, B, C [7]	-۰/۰۲۸	-۰/۰۰۹	۰/۰۰۸	۰/۰۵۶	۰/۰۷۵	۰/۰۶۸
روش پیشنهادی	۰/۰۰۱	۰/۰۱۱	۰/۰۰۲	۰/۰۳۴	۰/۰۳۱	۰/۰۲۵

براساس نتایج جدول (۱) به خوبی مشخص است که روش پیشنهادی کارایی بهتر و مؤثرتری همراه با دقت بیشتر و زمان اجرای کمتری (به دلیل محدود بودن فضای جستجو) دارد که این نتیجه با توجه به ۳ برابر انحراف معیار و میانگین خطاهای تخمین در سه محور X، Y و Z به دست می آید. شایان ذکر است روش مرجع [۷]، روشی است که در موقعیت توسط یک حلقه کنترلی شامل فیلتر کالمن و سه ردیاب ستاره توصیف شده است که این نتایج از مقایسه با بخشی از روش پیشنهادی در مرجع [۷] مشخص شده است.

نتیجه گیری

در این مقاله پیاده سازی الگوریتمهای یک حسگر ستاره برای تعیین وضعیت ماهواره در حالت LIS بررسی و نتایج روی یک پردازنده قدرتمند ARM آزمایش شد. این الگوریتمها شامل الگوریتم مرکزیابی، شناسایی الگو و تعیین وضعیت بود. در هر مورد پس از تحقیق و بررسی، بهترین الگوریتم با توجه به تعدد کاربردهای عملی آن، انتخاب و برای پیاده سازی بر پردازنده، به زبان C برگردانده و نتایج مشاهده شد. الگوریتم COM با روش موازی، الگوریتم هرمی اصلاح شده و الگوریتم Q-Method به ترتیب، الگوریتمهای انتخابی در بخش مرکزیابی، شناسایی الگو و تعیین وضعیت بود. از میان این سه الگوریتم، الگوریتم شناسایی الگو بیشترین زمان را برای پردازش لازم دارد. در این تحقیق با تغییر مناسبی در روش جستجو که شامل اعمال روش پیشنهادی بر بانک داده است، زمان اجرای الگوریتم شناسایی بیش از ۱۴ برابر کاهش یافت. در بخش تعیین وضعیت مشاهده شد که انتخاب ستارگان روشن تر تصویر به مقدار زیادی بر دقت تعیین وضعیت و مقدار تابع هزینه و اها اثرگذار است. بنابراین، با یک رویکرد تطبیقی در الگوریتم مرکزیابی، ۴ ستاره روشن تر