



Journal of  
Space Science, Technology  
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 78-87  
2022

Available in:  
Journal.isrc.ac.ir/article\_  
146834.html

DOI:  
10.22034/jssta.2022.317822.1040

### Article Info

Received: 2021-12-1  
Accepted: 2022-2-7

### Keywords

Attitude Estimation,  
Calibration, Real-time,  
Magnetometer, Hardware in  
the loop

### How to cite this article

Zeinab Talebi, Amir Labibian, “Experimental Attitude Estimation Using Real-time Magnetometer Calibrated Data”, *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 1 (2), p.: 78-87, 2022.

## Experimental Attitude Estimation Using Real-time Magnetometer Calibrated Data

Zeinab Talebi<sup>1</sup>, Amir Labibian <sup>\*,2</sup>, Hossein Salimi<sup>3</sup>

1. Satellite Research Institute, zeinab\_talebi@yahoo.com
- 2,\*. Satellite Research Institute, a.labibian@gmail.com, Corresponding author
3. Satellite Research Instituteelec.iran@gmail.com

### Abstract

Magnetometer is one of the main sensors in Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS) of Low Earth Orbit (LEO) satellites and since it is operable in all times during an orbital period, it can be utilized in almost all functional modes like detumbling, nadir pointing and orbit transfer. Therefore, the accuracy of magnetometer data and its calibration is essential in the success of the missions. In this paper, regarding to the importance of real-time approaches in practical applications, an Extended Kalman Filter (EKF) is used for magnetometer calibration. Then, in order to study the role of magnetometer calibration in attitude estimation (AE) results, calibrated data is employed in the structure of a Multiplicative Quaternion EKF (MQEKF). Finally, a Hardware in the Loop (HIL) test bed equipped with a three axis Helmholtz coil and a three degree of freedom platform is utilized to measure the performance of developed algorithms experimentally. In the calibration process, magnetometer parameters are estimated and used in the AE filter. The results show that the attitude error gradually decreases and the final accuracy increases.



# تخمین وضعیت تجربی با استفاده از داده‌های بلادرنگ کالیبره شده مغناطیس سنج

زینب طالبی<sup>۱</sup>، امیر لبیبیان<sup>۲\*</sup>، حسین سلیمی<sup>۳</sup>

۱. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، zeinab\_talebi@yahoo.com

۲.\* پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، a.labibian@gmail.com (نویسنده مسئول)

۳. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، elec.iran@gmail.com

دو فصلنامه

علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۸۷-۷۸

پاییز و زمستان ۱۴۰۰

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir/article\_146834.html

DOI:

10.22034/jssta.2022.317822.1040

تاریخچه داوری

دریافت: ۴۰۰/۰۹/۱۰

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۱۸

واژه‌های کلیدی

تخمین وضعیت، کالیبراسیون، بلادرنگ، مغناطیس‌سنج، فیلتر کالمن توسعه یافته، سخت افزار در حلقه

نحوه استناد به مقاله

زینب طالبی، امیر لبیبیان، " تخمین وضعیت تجربی با استفاده از داده‌های بلادرنگ کالیبره شده مغناطیس‌سنج "، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد اول، شماره دوم، صفحات ۸۷-۷۸، ۱۴۰۰.

## چکیده

مغناطیس‌سنج یکی از سنسورهای اصلی در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (ADCS) ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) است و با توجه به قابلیت استفاده در تمام زمان‌های یک تناوب مداری، در اکثر مدهای عملکردی مانند چرخش‌زدایی، نشانه‌روی زمین و انتقال مداری مورد استفاده قرار می‌گیرد. از این‌رو، دقت داده‌های مغناطیس‌سنج و کالیبراسیون آن دارای اهمیتی اساسی در موفقیت مأموریت است. در این مقاله، با توجه به اهمیت استفاده از رویکردهای بلادرنگ در کاربردهای عملی، کالیبراسیون مغناطیس‌سنج با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته (EKF) مدنظر قرار گرفته است. در ادامه، به منظور بررسی نقش کالیبراسیون مغناطیس‌سنج در نتایج تخمین وضعیت، داده‌های کالیبره شده در ساختار یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی (MQEKF) مورد استفاده قرار می‌گیرند. در انتها، از یک بستر سخت‌افزار در حلقه (HIL) که مجهز به یک سیم‌پیچ هلمهولتز و یک میز سه درجه آزادی است بهره گرفته می‌شود تا عملکرد مجموعه الگوریتم‌های توسعه داده شده به صورت تجربی مورد ارزیابی قرار گیرد. در فرایند کالیبراسیون، مقادیر پارامترهای مغناطیس‌سنج تخمین زده شده و در فیلتر تخمین وضعیت به کار گرفته می‌شوند. نتایج نشان می‌دهند که خطای وضعیت به تدریج کم شده و دقت نهایی افزایش می‌یابد.

## فهرست علائم

## حروف بزرگ

A	ماتریس وضعیت
B	میدان مغناطیسی
D	ماتریس ضرایب
H	ماتریس حساسیت
K	بهره فیلتر
N	تعداد اندازه‌گیری‌ها
O	ماتریس تعامد

## حروف کوچک

b	بایاس
q	کواترنیون

## حروف یونانی

$\varepsilon$	نویز اندازه‌گیری
$\varphi, \theta, \psi$	زوایای اوپلر

## ۱- مقدمه

تعیین وضعیت یکی از موضوعات اصلی است که در اکثر ماموریت‌های ماهواره‌ای مورد مطالعه قرار می‌گیرد. موضوع تعیین وضعیت شامل سه بخش می‌شود: نمایش وضعیت، انتخاب سنسورها و الگوریتم‌های تخمین. زوایای اوپلر<sup>۱</sup> [۱]، کواترنیون‌ها<sup>۲</sup> [۲] و پارامترهای رودریگز<sup>۳</sup> [۳] برای نمایش وضعیت به‌طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته‌اند. با توجه به دقت تخمین وضعیت مورد نیاز، سنسور خورشید، ژایرو، مغناطیس‌سنج و سنسور ستاره به عنوان سنسورهای تعیین وضعیت مرسوم به‌صورت جداگانه [۴-۶] یا ترکیبی مورد استفاده قرار می‌گیرند [۷-۹]. همچنین، بر مبنای بودجه محاسباتی تعیین شده، انواع فیلتر کالمن توسعه یافته [۱۰-۱۲]، فیلتر کالمن آنسنتد<sup>۴</sup> (۱۳، ۱۴) و فیلتر ذره‌ای [۱۵، ۱۶] به عنوان الگوریتم‌های تخمین مورد استفاده قرار گیرند.

از میان سنسورهای تعیین وضعیت، مغناطیس‌سنج تقریباً در تمامی مودهای عملیاتی ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) به‌کار گرفته می‌شود. از منظر زیرسیستم تعیین و کنترل

وضعیت، استفاده از مغناطیس‌سنج همراه با عملگرهای کنترل وضعیت مانند گشتاوردهنده‌های مغناطیسی و چرخ عکس‌العملی دارای ملاحظات است که با راهکارهای متناسب قابل حل است [۱۷، ۱۸]. از این‌رو، دقت اندازه‌گیری مغناطیس‌سنج دارای اثری کلیدی در نتایج نهایی تعیین وضعیت است. از سوی دیگر، دقت مغناطیس‌سنج سه محوره به سه عامل، بایاس، ضرایب مقیاس<sup>۵</sup> و تصحیحات عدم تعامد وابسته است [۱۹]. ضرایب مقیاس و تصحیحات عدم تعامد به دلیل عدم تعامد ناشی از گرادیان‌های دمایی در داخل مغناطیس‌سنج یا تنش‌های مکانیکی ماهواره است [۲۰]. بنابراین، مغناطیس‌سنج باید در طول عمر ماهواره کالیبره شود تا بهترین دقت ممکن از این سنسور حاصل شود.

گروهی از رویکرها از روش‌های تخمین دسته‌ای<sup>۶</sup> برای کالیبراسیون مغناطیس‌سنج استفاده می‌کنند [۲۱]، اما در رویکردی دیگر که برای کاربردهای بلادرنگ<sup>۷</sup> مناسب است، از فیلتر کالمن توسعه یافته برای تعیین پارامترهای کالیبراسیون استفاده می‌شود [۲۲]. مزیت اصلی این رویکرد نسبت به رویکردهای ترتیبی<sup>۸</sup> این است که بردار بایاس و ماتریسی که حاوی ضرایب مقیاس و تصحیحات عدم تعامد است، به‌صورت مستقیم تخمین زده می‌شود.

با توجه به اثر کلیدی اندازه‌گیری مغناطیس‌سنج در کارایی تعیین وضعیت، پیاده‌سازی تجربی کالیبراسیون بلادرنگ مغناطیس‌سنج در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته است. در این راستا، ساختار مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته برای تخمین پارامترهای مغناطیس‌سنج به‌کار گرفته می‌شود. همچنین، از یک سیم‌پیچ هلمهولتز برای تولید میدان مغناطیسی که یک ماهواره مدار پایین زمین در مدار خود تجربه می‌کند استفاده می‌شود. برای ایجاد داده‌های اندازه‌گیری که در ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته مورد نیاز است، از یک مغناطیس‌سنج دیجیتال<sup>۹</sup> AMR به عنوان سنسور اصلی تعیین وضعیت استفاده می‌شود. این سنسور بر روی یک پلتفرم سه درجه آزادی که مجهز به یک واحد اندازه‌گیری اینرسی (IMU) است نصب می‌شود. سپس، داده‌های کالیبره شده مغناطیس‌سنج در

6 Batch  
7 Real-time  
8 Sequential  
9 Anisotropic Magnetoresistive

1 Euler angles  
2 Quaternions  
3 Rodrigues  
4 Unscented  
5 Scale Factors

$$y_k = h_k(\bar{x}^{true}) + v_k \quad (2)$$

که

$$h_k(\bar{x}^{true}) = -S_k^T E^{true} (D^{true}) + 2B_k^T (I_3 + D^{true}) b^{true} - \|b^{true}\|^2 \quad (3)$$

و در آن

$$E^{true} \equiv 2D^{true} + (D^{true})^2 = \begin{bmatrix} E_{11}^{true} & E_{12}^{true} & E_{13}^{true} \\ E_{12}^{true} & E_{22}^{true} & E_{23}^{true} \\ E_{13}^{true} & E_{23}^{true} & E_{33}^{true} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$S_k \equiv$$

$$\begin{bmatrix} B_{1k}^2 & B_{2k}^2 & B_{3k}^2 & 2B_{1k} B_{2k} & 2B_{1k} B_{3k} & 2B_{2k} B_{3k} \end{bmatrix}^T \quad (5)$$

$$E^{true} \equiv \begin{bmatrix} E_{11}^{true} & E_{22}^{true} & E_{33}^{true} & E_{12}^{true} & E_{13}^{true} & E_{23}^{true} \end{bmatrix}^T \quad (6)$$

بنابراین، معادلات فیلتر کالمن توسعه یافته به صورت زیر

است:

$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_k + K_k [y_{k+1} - h_{k+1}(\hat{x}_k)] \quad (7)$$

$$P_{k+1} = [I_9 - K_k H_{k+1}(\hat{x}_k)] P_k \quad (8)$$

$$K_k =$$

$$P_k H_{k+1}^T(\hat{x}_k) [H_{k+1}(\hat{x}_k) P_k H_{k+1}^T(\hat{x}_k) + \sigma_{k+1}^2(\hat{x}_k)]^{-1} \quad (9)$$

که در آن  $P$  کوواریانس پارامترهای تخمین زده شده برای

$\bar{b}^{true}$  و  $D^{true}$  است. واریانس اندازه‌گیری  $(\sigma_k^2)$  با استفاده از

معادله زیر محاسبه می‌شود:

$$\sigma_k^2 = 4 \left[ (I_3 + D^{true}) B_k - b^{true} \right]^T \quad (10)$$

$$\Sigma_k \left[ (I_3 + D^{true}) B_k - b^{true} \right] + 2(\text{tr} \Sigma_k^2)$$

الگوریتم تعیین وضعیت که یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کوواریانس ضربه‌ای است به کار گرفته می‌شود و دقت نهایی تعیین وضعیت محاسبه می‌شود.

در این مقاله ابتدا روش کالیبراسیون بلادرنگ در بخش ۲ ارائه شده است. در بخش ۳، الگوریتم تعیین وضعیت که یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کوواریانس ضربه‌ای است و از داده‌های کالیبره شده مغناطیس‌سنج استفاده می‌کند شرح داده شده است. بخش ۴ بستر تست تجربی مورد استفاده برای کالیبراسیون مغناطیس‌سنج و تعیین وضعیت را معرفی می‌کند. سپس، نتایج پیاده‌سازی روش کالیبراسیون و اثرات آن بر عملکرد تعیین وضعیت در بخش ۵ آورده شده است. در انتها، جمع‌بندی و نتایج به‌دست آمده از این پژوهش در بخش ۶ بیان شده است.

## ۲- روش کالیبراسیون بلادرنگ مغناطیس‌سنج

برای اینکه اندازه‌گیری‌های مغناطیس‌سنج در ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته به کار گرفته شود، مدل اندازه‌گیری به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود [۱۹]:

$$\bar{B}_k = (I_3 + D^{true})^{-1} (O^T A_k^{true} \bar{R}_k + \bar{b}^{true} + \bar{\varepsilon}_k), \quad (1)$$

$$k = 1, 2, \dots, N$$

که در آن  $\bar{B}_k$  اندازه‌گیری مغناطیس‌سنج در زمان  $t_k$ ،  $\bar{R}_k$  مقدار متناظر میدان مغناطیسی نسبت به سیستم زمین مرکز/زمین ثابت (ECEF)،  $A_k^{true}$  ماتریس وضعیت نامعلوم مغناطیس‌سنج نسبت به مختصات زمین ثابت،  $D^{true}$  ماتریس نامعلوم شامل ضرایب مقیاس (المان‌های قطری) و تصحیحات عدم تعامد (المان‌های غیر قطری)،  $O$  ماتریس متعامد،  $\bar{b}^{true}$  بردار بایاس،  $\bar{\varepsilon}_k$  بردار نویز اندازه‌گیری است که فرایند گوسی با میانگین صفر و کوواریانس  $\Sigma_k$  و  $N$  تعداد کل اندازه‌گیری‌هاست.

بر اساس مدل اندازه‌گیری (۱)، هدف اصلی از کالیبراسیون مغناطیس‌سنج تخمین  $D^{true}$  و  $\bar{b}^{true}$  است. از سوی دیگر، ارتباط خروجی مغناطیس‌سنج  $(y_k)$  و بردار حالت  $(\bar{x}^{true})$  به صورت معادله پایه اندازه‌گیری در نظر گرفته می‌شود:

جدول ۱. ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کوآترینیون

ضربی برای تخمین وضعیت [۲۳]

$\hat{q}(t_0) = \hat{q}_0, \hat{\beta}(t_0) = \hat{\beta}_0$ $P(t_0) = P_0$	مقداردهی اولیه
$K_k = P_k^- H_k^T (\hat{x}_k^-) [H_k (\hat{x}_k^-) P_k^- H_k^T (\hat{x}_k^-) + R]^{-1}$ $H_k (\hat{x}_k^-) = \begin{bmatrix} [A(\hat{q}^-) r_1 \times & 0_{3 \times 3} \\ \vdots & \vdots \\ [A(\hat{q}^-) r_n \times & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{r_k}$	بهره
$P_k^+ = [I - K_k H_k (\hat{x}_k^-)] P_k^-$ $\Delta \hat{x}_k^+ = K_k [\bar{y}_k - h_k (\hat{x}_k^-)]$ $\Delta \hat{x}_k^+ \equiv [\delta \hat{\alpha}_k^{+T} \quad \Delta \hat{\beta}_k^{+T}]$ $h_k (\hat{x}_k^-) = \begin{bmatrix} A(\hat{q}^-) r_1 \\ A(\hat{q}^-) r_2 \\ \vdots \\ A(\hat{q}^-) r_n \end{bmatrix}_{r_k}$ $\hat{q}_k^+ = \hat{q}_k^- + \frac{1}{2} \Xi (\hat{q}_k^-) \delta \hat{\alpha}_k^+$ $\hat{\beta}_k^+ = \hat{\beta}_k^- + \Delta \hat{\beta}_k^+$	به‌روزرسانی
$\hat{\omega}_k^+ = \hat{\omega}_k - \hat{\beta}_k^+$ $\hat{q}_{k+1}^- = \bar{\Omega} (\hat{\omega}_k^+) \hat{q}_k^+$ $P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + \Upsilon_k Q_k \Upsilon_k^T$	انتشار

که در آن

$$\Sigma_k = E \{ \varepsilon_k \varepsilon_k^T \} \quad (11)$$

همچنین، ماتریس حساسیت (H) از طریق معادله زیر قابل محاسبه است:

$$H(x) \equiv \frac{\partial h(x)}{\partial x} = [2\bar{B}^T (I_3 + D) - 2\bar{b}^T \quad -S^T M_{ED} (\hat{D}) + 2J] \quad (12)$$

که در آن

$$M_{ED} (\hat{D}) = 2I_6 + \begin{bmatrix} 2\hat{D}_{11} & 0 & 0 & 2\hat{D}_{12} & 2\hat{D}_{13} & 0 \\ 0 & 2\hat{D}_{22} & 0 & 2\hat{D}_{12} & 0 & 2\hat{D}_{23} \\ 0 & 0 & 2\hat{D}_{33} & 0 & 2\hat{D}_{13} & 2\hat{D}_{23} \\ \hat{D}_{12} & \hat{D}_{12} & 0 & \hat{D}_{11} + \hat{D}_{22} & \hat{D}_{23} & \hat{D}_{13} \\ \hat{D}_{13} & 0 & \hat{D}_{13} & \hat{D}_{23} & \hat{D}_{11} + \hat{D}_{33} & \hat{D}_{12} \\ 0 & \hat{D}_{23} & \hat{D}_{23} & \hat{D}_{13} & \hat{D}_{12} & \hat{D}_{22} + \hat{D}_{33} \end{bmatrix} \quad (13)$$

و

$$J \equiv [B_1 b_1 \quad B_2 b_2 \quad B_3 b_3 \quad B_1 b_2 + B_2 b_1 \quad B_1 b_3 + B_3 b_1 \quad B_2 b_3 + B_3 b_2] \quad (14)$$

در این پژوهش، اندازه‌گیری اصلی برای تخمین وضعیت خروجی مغناطیس‌سنج است که ویژگی‌های آن در جدول (۲) آمده است.

#### ۴- بستر تست کالیبراسیون مغناطیس‌سنج

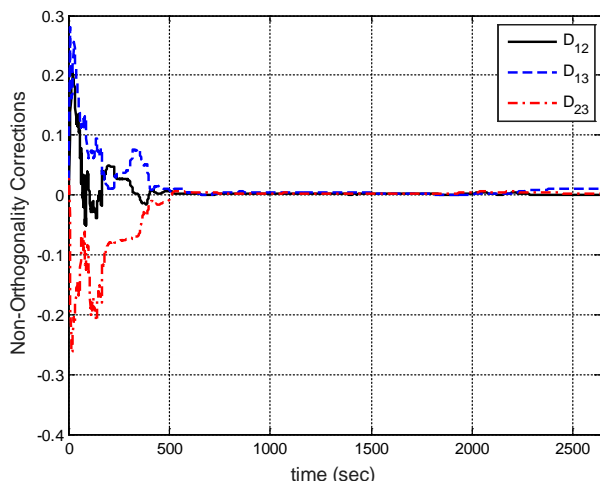
در فرایند توسعه الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت، ارزیابی الگوریتم‌های طراحی شده در آزمون‌های سخت‌افزار در حلقه (HIL)، یک مزیت اساسی به‌شمار می‌رود. بنابراین، یک سیم‌پیچ هلمهولتز سه محوره (شکل ۱) برای بررسی عملکرد روش ارائه شده برای کالیبراسیون مغناطیس‌سنج، به‌صورت تجربی مورد استفاده قرار می‌گیرد. خصوصیات اصلی سیم‌پیچ هلمهولتز به‌کار گرفته شده در جدول (۲) آمده است. با استفاده از این بستر تست، تولید پروفایل‌های میدان مغناطیسی که ماهواره‌های ارتفاع پایین در مدارشان تجربه می‌کنند ممکن خواهد بود.

#### ۳- الگوریتم تخمین وضعیت

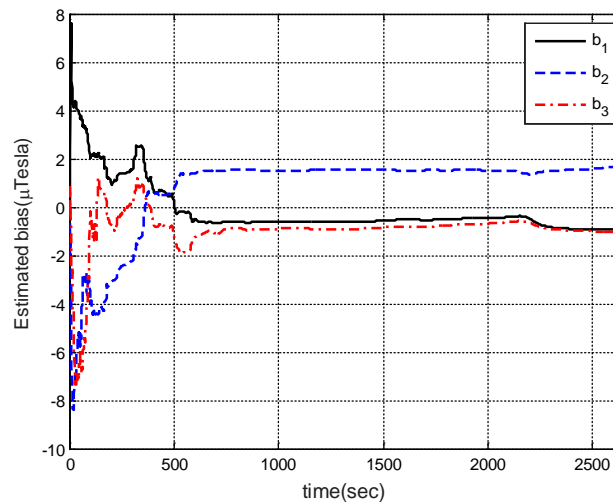
در این مقاله، رویکرد فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کوآترینیون ضربی برای تخمین وضعیت به‌کار گرفته می‌شود. معادلات اصلی که در ساختار این فیلتر به‌کار می‌رود در جدول (۱) خلاصه شده است.



بر این اساس، نتایج کالیبراسیون مغناطیس‌سنج در شکل‌های (۴) تا (۶) نشان داده شده است:



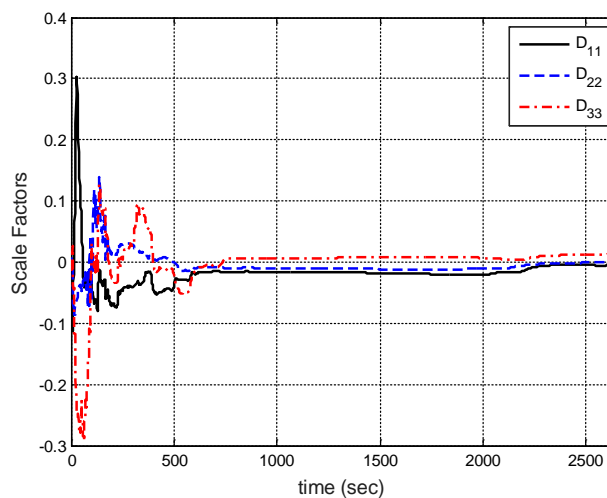
شکل ۶. تصحیحات عدم تعامد تخمین زده شده



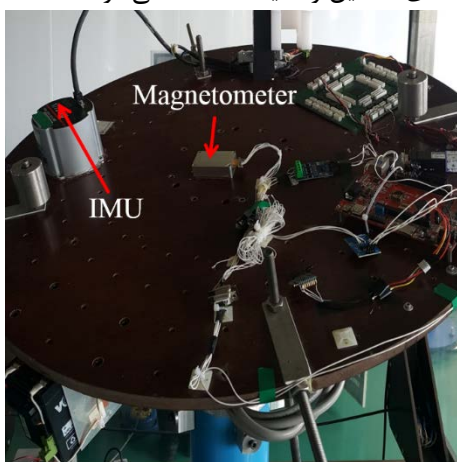
شکل ۴. بایاس تخمین زده شده

همان‌گونه که از شکل‌های (۴) تا (۶) مشخص است، مقادیر پارامترهای بایاس، ضرایب مقیاس و تصحیحات عدم تعامد پس از عدم قطعیت اولیه‌ای که داشته‌اند همگرا شده و با تصحیحاتی که بر روی اندازه‌گیری انجام می‌شود داده‌های کالیبره شده به منظور تخمین وضعیت قابل استفاده خواهند بود.

در بستر سخت افزار در حلقه (شکل ۲)، از یک پلتفرم سه درجه آزادی برای تخمین وضعیت استفاده می‌شود. این پلتفرم مجهز به یک IMU است (شکل ۷) که مشخصات اصلی آن در جدول (۴) آمده است. خروجی IMU به عنوان داده مرجع برای محاسبه خطای تخمین وضعیت استفاده می‌شود.



شکل ۵. ضرایب مقیاس تخمین زده شده



شکل ۷. IMU مرجع

جدول ۴. مشخصات اصلی پارامترهای IMU مرجع

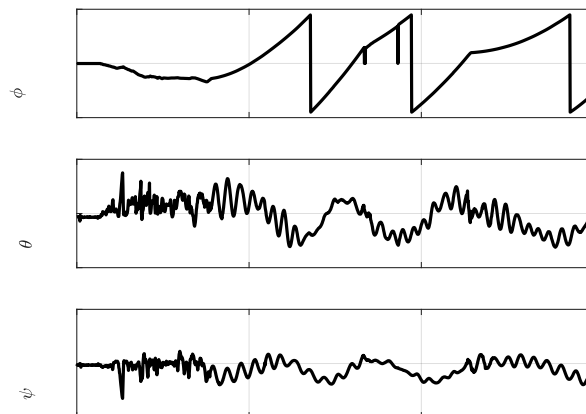
$\leq 0.05^\circ/\text{hr} (\sigma)$	ناپایداری بایاس
$\pm 0.5^\circ/\text{hr}$	جاب‌جایی بایاس
$< 50 \text{ ppm} (\sigma)$	ضریب مقیاس غیرخطی
$< 0.12^\circ/\sqrt{\text{hr}}$	Angular random walk

در ادامه، در الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کوآترینیون ضریبی که ساختار آن در بخش ۳ معرفی شد، از داده‌های میدان مغناطیسی کالیبره شده برای تخمین وضعیت استفاده می‌شود. مشخصات این فیلتر در جدول (۵) آمده است.

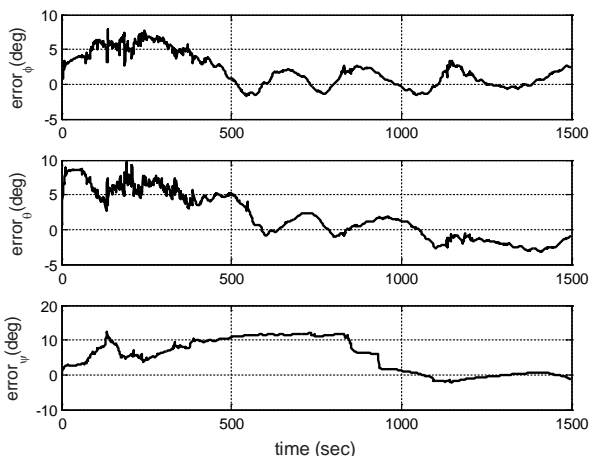
جدول ۵. مشخصات فیلتر کالمن برای تخمین وضعیت

$\beta_0 = 4.8 \times 10^{-7} [1 \ 1 \ 1] \text{ rad/s}$	بایاس اولیه
$P_0 = \begin{bmatrix} 3 \times 10^{-6} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 1 \times 10^{-12} I_{3 \times 3} \end{bmatrix}$	ماتریس کوواریانس اولیه
$R = 0.0014 I_{3 \times 3}$	نویز مغناطیس‌سنج (نرمالایز شده)

فرکانس کاری مجموعه الگوریتم‌های توسعه داده شده ۱ هرترت است و با دقت ۱۰ میلی ثانیه اجرا می‌شود. شکل (۹) وضعیت مرجع و شکل (۱۰) خطای تخمین وضعیت را نشان می‌دهد:



شکل ۹. وضعیت مرجع



شکل ۱۰. خطای تخمین وضعیت

همان‌طور که در شکل (۱۰) مشخص است، خطای تخمین وضعیت با تصحیحاتی که بر روی داده‌های مغناطیس‌سنج انجام شده و به‌صورت داده‌های کالیبره شده به الگوریتم تخمین وضعیت اعمال می‌شود به‌تدریج کاهش یافته و در نهایت به مقادیری بهتر از ۵ درجه می‌رسد که دقت تخمین وضعیت خوبی در مود نشانه‌رویی برای ماهواره‌های معمول مدار پایین زمین است.

ذکر این نکته ضروری است که در این مقاله تخمین وضعیت تنها با استفاده از مغناطیس‌سنج انجام شده است در حالی که در ماهواره‌های LEO معمول، از دیگر سنسورهای تعیین وضعیت مانند ژایروسکوپ و سنسور خورشید نیز بهره گرفته می‌شود و این موضوع موجب بهبود خطای تخمین وضعیت خواهد شد.

## ۶- جمع‌بندی

در این مقاله، پیاده‌سازی تجربی تخمین وضعیت با استفاده از کالیبراسیون بلادرنگ مغناطیس‌سنج ارائه شده است. برای ارزیابی کارایی الگوریتم کالیبراسیون به‌صورت تجربی، از یک سیم‌پیچ هلمهولتز سه محوره برای تولید پروفایل میدان مغناطیسی که یک ماهواره مدار پایین زمین در مدار خود تجربه می‌کند بهره گرفته می‌شود. همچنین، لندازه‌گیری‌های کالیبره شده در یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کوآترینیون ضریبی برای تخمین وضعیت مورد استفاده قرار می‌گیرد. برای این منظور، از یک پلتفرم سه درجه آزادی که مجهز به یک IMU



Attitude and Position Estimation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, no. 1, pp. 133-143, 2007.

[8] J. C. Springmann, A. J. Sloboda, A. T. Klesh, M. W. Bennett and J. W. Cutler, "The Attitude Determination System of the RAX Satellite," *Acta Astronautica*, vol. 75, pp. 120-135, 2012.

[9] F. Chunshi, M. Ziyang and L. Xiaoyun, "Multiplicative Quaternion Extended Consensus Kalman Filter for Attitude and Augmented State Estimation," in *35th Chinese Control Conference*, Chengdu, 2016.

[10] M. D. Pham, K. S. Low and S. T. Goh, "Gain-Scheduled Extended Kalman Filter for Nanosatellite Attitude Determination System," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems*, vol. 51, no. 2, pp. 1017-1028, 2015.

[11] Q. Hua-ming, H. Wei, Q. Lin-chen and S. Chen, "Robust Extended Kalman Filter for Attitude Estimation with Multiplicative Noises and Unknown External Disturbances," *IET Control Theory and Applications*, vol. 8, no. 15, pp. 1523-1536, 2014.

[12] M. S. Andrieu and J. L. Crassidis, "Attitude Estimation Employing Common Frame Error Representations," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 38, pp. 1614-1624, 2015.

[13] M. Abdelrahman and S. Park, "Sigma-Point Kalman Filtering for Spacecraft Attitude and Rate Estimation using Magnetometer Measurements," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 47, no. 2, pp. 1401-1415, 2011.

[14] C. Hajiev and H. E. Soken, "Robust Adaptive Unscented Kalman Filter for Attitude Estimation of Pico Satellites," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 28, no. 2, pp. 107-120, 2014.

[15] X. Tang, J. Wei and K. Chen, "Square-Root Adaptive Cubature Kalman Filter with Application to Spacecraft Attitude Estimation," *15th International Conference on Information Fusion*, pp. 1406-1412, 31 August 2012.

[16] L. Zhang, H. Yang, H. Lu, S. Zhang, H. Cai and S. Qian, "Cubature Kalman Filtering for Relative Spacecraft Attitude and Position Estimation," *Acta Astronautica*, vol. 105, pp. 254-264, 2014.

است بهره گرفته می‌شود. نتایج نشان دهنده دقت خوبی در تخمین وضعیت برای مودهای نشانه‌روی ماهواره‌های LEO معمول است.

## تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## تشکر و قدردانی

اد

## مراجع

- [1] R. V. Garcia, H. K. Kuga and M. C. Zanardi, "Unscented Kalman Filter for Spacecraft Attitude Estimation Using Quaternions and Euler Angles".
- [2] X. Tang, Z. Liu and J. Zhang, "Square-Root Quaternion Cubature Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation," *Acta Astronautica*, vol. 76, pp. 84-94, 2012.
- [3] R. V. Garcia, N. O. Matos, H. K. Kuga and M. C. Zanardi, "Unscented Kalman Filter for Spacecraft Attitude Estimation Using Modified Rodrigues Parameters and Real Data," *Computational Applied Mathematics*, vol. 35, pp. 835-846, 2016.
- [4] J. D. Searcy and H. J. Pernicka, "Magnetometer-Only Attitude Determination Using Novel Two-Step Kalman Filter Approach," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 35, no. 6, pp. 1693-1701, 2012.
- [5] B. Chen, Y. Geng and X. Yang, "B. Chen, Y. Geng and X. Yang, "High Precision Attitude Estimation Algorithm Using Three Star Trackers," in *10th World Congress on Intelligent Control and Automation*, Beijing, 2012.
- [6] J. L. Crassidis and F. L. Markley, "Three-Axis Attitude Estimation Using Rate-Integrating Gyroscopes," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 39, no. 7, pp. 1513-1526, 2016.
- [7] K. Son-Goo, J. L. Crassidis, Y. Cheng, A. M. Fosbury and J. L. Junkins, "K. Son-Goo, J. L. Crassidis, Y. Cheng, A. M. Fosbury and J. L. Junkins, "Kalman Filtering for Relative Spacecraft

- Magnetometer Calibration," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 28, no. 1, pp. 115-120, 2005.
- [23] J. L. Crassidis and J. L. Junkins, *Optimal Estimation of Dynamic Systems*, New York: CRC Press, 2012.
- [24] "Iranian Space Research Center," Tehran, Iran, Postal Code:1459777511.
- [25] "www.kavirElectronic.ir".
- [17] N. Sugimura, T. Kuwahara and K. Yoshida, "Attitude Determination and Control System for Nadir Pointing Using Magnetorquer and Magnetometer," *IEEE Aerospace Conference*, March, 2016.
- [18] M. H. Hajikarim and N. Assadian, "Fault-Tolerant Control of Flexible Satellite with Magnetic Actuation and Reaction Wheel," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2021.
- [19] F. L. Markley and J. L. Crassidis, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, New York: Springer, 2014.
- [20] R. Alonso and M. D. Shuster, "Complete Linear Attitude-Independent Magnetometer Calibration," *Journal of Astronautical Sciences*, vol. 50, no. 4, pp. 477-490, 2002.
- [21] B. Gambhire, "Determination of Magnetometer Biases Using Module RESIDG," Computer Sciences Corporation, 1975.



#### COPYRIGHTS

© 2022 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/>)

[22] J. L. Crassidis, K. L. Lai and R. R. Harman, "Real-Time Attitude-Independent Three-Axis