

P-ISSN: 2008-4560 E-ISSN: 2423-4516

**Original Research Paper** 

#### Journal of Space Science and Technology

Vol. 17, No. 1, pp. 11-20, 2024 https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1457 Journal Homepage: https://jsst.ias.ir



#### Development of an EKF Based Gyro Calibration Method for High-Precision Attitude Estimation

#### Amir Labibian 回

Assistant Professor, Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

#### ARTICLE INFO

#### Article History:

Received 23 August 2023 Revised 04 October 2023 Accepted 18 October 2023 Available Online 18 October 2023

#### Keywords:

Gyro Calibration EKF High-Precision Attitude Estimation Quaternion Feedback Remote Sensing Satellites

#### ABSTRACT

In high-resolution remote sensing satellites, achieving stability and meeting stringent pointing requirements are crucial for mission success. Accurate gyroscopes are employed as primary attitude sensors to ensure this stability. However, gyroscope data must be calibrated at appropriate intervals to maintain high attitude estimation accuracy and prevent drift over time. This research investigates an Extended Kalman Filter (EKF)based approach for gyro calibration, aiming to enhance the precision and reliability of attitude estimation. Initially, a comprehensive model that includes the main gyro parameters-such as biases, scale factors, and misalignments-is proposed. This model is the foundation for developing an EKF-based algorithm designed to estimate and correct these gyro parameters dynamically. Following this, the study implements a Multiplicative Quaternion Extended Kalman Filter (MQEKF), which utilizes star sensor data as inputs to improve the accuracy of attitude estimation further. A quaternion feedback controller is implemented to evaluate the effectiveness of the proposed gyro calibration method within the attitude control loop. The simulation results demonstrate that the satellite's stability and pointing are maintained with accuracies better than 0.005°/s in angular velocity and 0.15° in angular positioning. These results highlight the method's potential to significantly benefit missions with tight control requirements significantly, providing enhanced performance and reliability in high-precision space applications. This approach offers a robust solution for improving satellite mission outcomes where precise attitude control is essential.

Corresponding Author's E-mail: a.labibian@gmail.com

#### How to Cite this Article:

A. Labibian, "Development of an EKF Based Gyro Calibration Method for High-Precision Attitude Estimation," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 11-20, 2024, (in Persian), <u>https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1457</u>.



© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article open conditions of The Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0).



#### علوم و فناوری فضایی

۲۰–۱۱ موره ۱۷، شماره ۱، صفحه ۱۱–۲۰ https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1457 Journal Homepage: <u>https://jsst.ias.ir</u>

مقاله پژوهشی

شاپای چاپی: ۴۵۶۴-۲۰۰۸ شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶-۲۴۲۳

# توسعه روش کالیبراسیون ژایروسکوپ مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته جهت تخمین وضعیت دقیق

امير لبيبيان 回

استادیار، پژوهشکده سامانههای ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

طلاعات مقاله	چکیدہ
<b>اریخچه مقاله:</b>	در ماهواره های سنجشی با تفکیک مکانی بالا، حفظ الزامات پایداری و نشانه روی برای موفقیت
رافت ۱ شهرور ۱۴۰۲	مأموریت حیاتی است. بدین جهت، معمولاً از ژایروسکوپهای بسیار دقیق به عنوان یکی از سنسورهای
زنگری ۱۲ مهریور ۲۰۱۰	اصلی تعیین وضعیت استفاده می شود. در این راستا، به منظور جلوگیری از کاهش دقت تخمین وضعیت
ایرش ۲۶ مهر ۱۴۰۲	داده های ژایروسکوپ باید در فواصل زمانی مناسبی کالیبره شوند. در این پژوهش، رویکرد مبتنی بر
اِلین انتشار ۲۶ مهر ۱۴۰۲	فیلتر کالمن توسعه یافته جهت کالیبراسیون ژایروسکوپ مورد بررسی قرار گرفته است. بنابراین،
ر <i>ژههای کلیدی:</i> در دار	نخست، مدلی که در بردارنده پارامترهای اصلی ژایرو شامل بایاسها، ضرایب مقیاس و عدم همراستاییهاست معرفی می شود. در ادامه، الگوریتمی مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته جهت تخمین پارامترهای ژایرو ارائه می شود. سپس، از یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی
كاليبراسيون ژايرو	به همراه داده های سنسور ستاره جهت تخمین وضعیت بهره گرفته می شود. در انتها برای ارزیابی
فيلتر كالمن توسعهيافته	عملکرد کالیبراسیون در حلقه کنترل وضعیت، کنترل کننده ای مبتنی بر بازخورد کواترنیون طراحی و
تخمين وضعيت دقيق	بکار گرفته شده است. نتایج به دست آمده از حلقه کنترل مضعیت، دقت بایداری ۲۰۰۵، درجه بر ثانیه
زخورد کواترنیون اهوارههای سنجشی	بادر عرصه سده است. سیج به دست اسه از عصه عمری وعمیت، دعت پیداری سر ۲ مرجه بر عیب و دقت نشانه روی ۱/۱۵ درجه را نشان می دهد که بیانگر کارایی روش ارائه شده در مأموریت هایی با الزامات کنترلی سختگیرانه است.

پست الكترونيكى نويسنده مسئول: a.labibian@gmail.com

How to Cite this Article:

A. Labibian, "Development of an EKF Based Gyro Calibration Method for High-Precision Attitude Estimation," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 11-20, 2024, (in Persian), <u>https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1457</u>.



COPYRIGHTS © 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article open conditions of The Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0).

توسعه روش كاليبراسيون ژايروسكوپ مبتنى بر فيلتر كالمن توسعه يافته جهت ...

علوم و فناوری فضایی / ۲۲ سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷، شمارهٔ ۱

#### علائم واختصارات

A	ماتریس دوران
F	ماتریس حالت سیستم
Н	ماتریس حساسیت
Κ	بهره فيلتر
Р	ماتریس کوواریانس سیستم
Q	ماتريس كوواريانس نويز فرآيند
R	ماتریس کوواریانس نویز اندارهگیری
b	بردار در دستگاه بدنی
q	كواترنيون
r	بردار در دستگاه مرجع
S	ضريب مقياس
v	نویز اندازهگیری
W	نويز فرآيند
У	بردار اندازه گیری
β	باياس
ω	سرعت زاویهای

#### مقدمه

مسئله تعیین/تخمین وضعیت از موضوعات کلیدی در اکثر ماموریتهای فضایی است. بهطور خاص این مسئله در ماهوارههای سنجشی از اهمیتی ویژه برخوردار است. در این ماهوارهها ترکیبهای متفاوتی از سنسورهای تعیین وضعیت مانند سنسور خورشید، مغناطیس سنج، سنسور ستاره و ژایروسکوپ به کار گرفته شدهاند [۱–۴]. انتخاب سنسورها معمولاً با توجه به دقت مورد نیاز جهت نشانه روی و حفظ پایداری انجام می شود. برای ماموریتهایی با تفکیک مکانی بالا، حفظ الزامات نشانه روی و پایداری حیاتی است. برای این منظور عموماً از سنسورهای تعیین وضعیت بسیار دقیق مانند سنسور ستاره و ژایروسکوپهای با تکنولوژیهای پیشرفته استفاده می شود [۵، ۶].

از سوی دیگر، بر مبنای دقت تخمین وضعیت مورد نیاز، الگوریتمهای متفاوتی جهت پیادهسازی نرمافزاری مورد استفاده قرار

گرفتهاند. فیلتر کالمن توسعه یافته<sup>۱</sup> (EKF) از رایج ترین فیلترهای غیرخطی است که در کاربردهای عملی به طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته است. در ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته، معادلات غیرخطی وضعیت در فرایند تخمین به کار گرفته میشوند و حالتهای تخمین زده شده به صورت بازگشتی با استفاده از دادههای اندازه گیری بروزرسانی میشوند [۷–۹]. نسخه دیگری از فیلتر کالمن توسعه یافته که بر مبنای خطای ضربی توسعه داده شده و از منظر محاسباتی ارتقا یافته است، در مواردی که دقت تخمین وضعیت بالا مورد نیاز است به کار گرفته شده است [۱۰، ۱۱]. همچنین، فیلترهای کالمن خنثی<sup>۲</sup> بر نمونه و غیرخطی قرار می گیرند، جهت تخمین وضعیت در مواردی که معادلات سیستم و اندازه گیری دارای مرتبه بالای غیرخطی بودن است به کار گرفته شدهاند.

بهمنظور حفظ دقت نشانه روی و پایداری در ماهواره های سنجی لازم است تا کالیبراسیون ژایروسکوپ ها به طریق مقتضی انجام شود. برای این منظور می توان از روش های مبتنی بر فیلترینگ [۱۷] یا دسته ای [۱۸] استفاده کرد. در این پژوهش، از یک فرایند دسته ای مبتنی بر هموارسازی<sup>۴</sup> استفاده می شود. جهت کالیبراسیون یک ژایروسکوپ سه محوره، عموماً ۳ پارامتر بایاس به همراه یک ماتریس ۳×۳ که شامل ۳ ضریب مقیاس و ۶ پارامتر عدم همراستایی است بهره گرفته می شود [۱۹]. بایاس به عنوان یک اختلاف ثابت در اندازه گیری مطرح است. اما در عمل این اختلاف ثابت نمی ماند و ساختاری شامل ۱۵ متغییر حالت جهت تخمین وضعیت و پارامترهای کالیبراسیون ژایرو توسعه داده شده است. در این راستا، دادههای سنسور ستاره به عنوان اندازه گیری در نظر گرفته شده و مورد استفاده قرار می گیرند.

در این مقاله، در ابتدا توسعه الگوریتم کالیبراسیون ژایرو مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته آمده است. سپس، ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته ضربی <sup>۵</sup> (MEKF) جهت تخمین وضعیت مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است. در ادامه بر مبنای دادههای ژایروسکوپ و سنسور ستاره، نتایج حاصل از پیادهسازی کالیبراسیون ژایروسکوپ و تخمین وضعیت مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. سپس، جهت بررسی عملکرد کالیبراسیون در حلقه کنترل وضعیت، طراحی کنترل کننده مبتنی بر بازخورد کواترنیون انجام شده است. در انتها نتیجه گیری و جمع بندی کار ارائه شده است.



<sup>1.</sup> Extended Kalman Filter

<sup>2.</sup> Unscented Kalman Filters

<sup>3.</sup> Particle Filters

<sup>4.</sup> Smoothing

<sup>5.</sup> Multiplicativ Extended Kalman Filter

امير لبيبيان

$$F(t) = \begin{bmatrix} -\left[\hat{\omega}(t)\times\right] & -\left(I_{3}-\hat{S}\right) \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \end{bmatrix}$$

$$diag\left(\omega-\hat{\beta}\right) & -\hat{U} & -\hat{L} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \end{bmatrix}$$

$$(9)$$

در رابطه فوق  $\hat{U}$  و  $\hat{L}$  به صورت زیر خواهند بود:

$$\hat{U} = \begin{bmatrix} \omega_2 - \hat{\beta}_2 & \omega_3 - \hat{\beta}_3 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3 - \hat{\beta}_3 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(\.)

$$\hat{L} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \omega_1 - \hat{\beta}_1 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_1 - \hat{\beta}_1 & \omega_2 - \hat{\beta}_2 \end{bmatrix}$$
(11)

هم چنین، w(t) و G(t) که بیان کننده نویز فرایند و ماتریس کوواریانس آن هستند، به صورت زیر در نظر گرفته می شوند:  $w(t) \equiv$ 

$$G(t) = \begin{bmatrix} -(I_3 - \hat{S}) & 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} \\ 0_{3\times 3} & I_3 & 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} \\ 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} & I_3 & 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} \\ 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} & I_3 & 0_{3\times 3} \\ 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} & I_3 \end{bmatrix}$$
(17)

ماتریس کوواریانس w(t) بهصورت زیر تعریف می شود:

$$Q(t) \equiv$$
  
blkdiag $\begin{bmatrix} \sigma_v^2 I_3 & \sigma_u^2 I_3 & \sigma_s^2 I_3 & \sigma_U^2 I_3 & \sigma_L^2 I_3 \end{bmatrix}$  (14)

که در آن blkdiag ماتریس قطری بلوکی است.

با توجه به اینکه در این بررسی از دادههای سنسور ستاره در زمان  $t_k$  جهت کالیبراسیون استفاده میشود، بردار اندازهگیری بهصورت زیر در نظر گرفته خواهد بود:

$$y_{k} = \left[ A(q^{true})r \right]_{t_{k}} + v \equiv h_{k}(x_{k}^{true}) + v_{k}$$
(1 $\Delta$ )

علوم و فناوری فضایی ۱۴۰۲ / سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷، شمارهٔ ۱

#### توسعه مدل کالیبراسیون ژایرو مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته

بهمنظور کالیبراسیون ژایرو، ابتدا مدل زیر در نظر گرفته می شود [۱۹]:

$$\omega = (I_3 + S^{true})\omega^{true} + \beta^{true} + \eta_v \tag{1}$$

$$\dot{\beta}^{true} = \eta_u \tag{7}$$

که در آن  $\omega^{true}$  سرعت زاویه ی حقیقی،  $\omega$  سرعت زاویه ی اندازه گیری شده،  $\sigma^{true}$  بایاس حقیقی،  $\eta_v$  و  $\eta_u$  نویزهای سفید گوسی با میانگین صفر هستند. کوواریانس  $\eta_v$  و  $\eta_u$  به ترتیب  $\mathcal{R}_v$  و  $\mathcal{R}_u$  به ترتیب  $\mathcal{R}_v$  و  $\mathcal{R}_u$  و  $\mathcal{R}_u$  به ترتیب مواید بود. همچنین،  $\sigma_v^2 I_3$  که شامل ضرایب مقیاس و عدم همراستایی است به صورت زیر تعریف می شود:

$$S^{true} = \begin{bmatrix} s_{1}^{true} & k_{U1}^{true} & k_{U2}^{true} \\ k_{L1}^{true} & s_{2}^{true} & k_{U3}^{true} \\ k_{L2}^{true} & k_{L3}^{true} & s_{3}^{true} \end{bmatrix}$$
(7)

در رابطه (۳) بردارهای حقیقی بهصورت  

$$k_{U}^{true} \equiv \begin{bmatrix} k_{U1}^{true}, k_{U2}^{true}, k_{U3}^{true} \end{bmatrix}^{T}$$
 ،  $s^{true} \equiv \begin{bmatrix} s_{1}^{true}, s_{2}^{true}, s_{3}^{true} \end{bmatrix}^{T}$  و  
 $k_{U}^{true} \equiv \begin{bmatrix} k_{L1}^{true}, k_{L2}^{true}, k_{L3}^{true} \end{bmatrix}^{T}$  در نظر گرفته می شوند.  
 $k_{U}^{true}$  ،  $s^{true}$  ،  $s^{true}$  ,  $k_{L3}^{true}$  ،  $s^{true}$  دینامیک  $k_{U}^{true}$  ،  $s^{true}$  به صورت زیر خواهد بود:

$$\dot{s}^{true} = \eta_s \tag{(4)}$$

$$\dot{k}_{U}^{true} = \eta_{U} \tag{(a)}$$

$$\dot{k}_{L}^{true} = \eta_{L} \tag{(?)}$$

که در آن کوواریانس 
$$\eta_s$$
،  $\eta_U$ ،  $\eta_v$  و  $\eta_L$  به ترتیب  $\sigma_s^2 I_3$ ،  $\sigma_s^2 I_3$  و  $\sigma_L^2 I_3$  است.

بردار حالت جهت كاليبراسيون ژايرو بهصورت زير در نظر گرفته مي شود:

$$\Delta x(t) = \begin{bmatrix} \delta \mathcal{G}^{T}(t) & \Delta \beta^{T}(t) \\ \Delta s^{T}(t) & \Delta k_{U}^{T}(t) & \Delta k_{L}^{T}(t) \end{bmatrix}^{T}$$
(Y)

که در آن  $\delta \theta$  بردار خطای وضعیت است. دیگر پارامترها شامل بایاس ها، ضرایب مقیاس، خطاهای عدم همراستایی است که به صورت تفاوت مقادیر حقیقی با مقادیر تخمین زده شده تعریف می شوند. بنابراین، معادله سیستم به صورت زیر خواهد بود:

$$\Delta \dot{x}(t) = F(t)\Delta x(t) + G(t)w(t) \tag{A}$$

که در آن F(t) بهصورت زیر است:

علوم و فناوری فضایی / ۱۵ سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷، شمارهٔ ۱

$$\boldsymbol{P}_{k+1}^{-} = \boldsymbol{\Phi}_{k} \boldsymbol{P}_{k}^{+} \boldsymbol{\Phi}_{k}^{T} + \boldsymbol{\gamma}_{k} \boldsymbol{Q}_{k} \boldsymbol{\gamma}_{k}^{T}$$
(Yf)

$$\Phi_{k} = I_{n} + \Delta t F(t) \tag{7a}$$

$$Q_k = \Delta t \, G \, Q \, G^T \tag{15}$$

#### تخمين وضعيت با استفاده از الگوريتم MQEKF

جهت تخمین وضعیت و استفاده از دادههای کالیبره شده ژایرو، از یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی <sup>۱</sup> (MQEKF) که ساختار آن در جدول ۱ آمده است بهره گرفته میشود:

**جدول ۱** – ساختار MQEKF جهت تخمين وضعيت [ ۲۰ ]

که در آن

Table 1. MQEKF structure for state estimation [20]

$\hat{q}(t_0) = \hat{q}_0,  \hat{\beta}(t_0) = \hat{\beta}_0$ $P(t_0) = P_0$	مقداردهی اولیه
$K_{k} = P_{k}^{-} H_{k}^{T} \left( \hat{x}_{k}^{-} \right) \left[ H_{k} \left( \hat{x}_{k}^{-} \right) P_{k}^{-} H_{k}^{T} \left( \hat{x}_{k}^{-} \right) + R \right]^{-1}$ $H_{k} \left( \hat{x}_{k}^{-} \right) = \begin{bmatrix} \left[ A \left( \hat{q}^{-} \right) r_{1} \times \right] & 0_{3\times 3} \\ \vdots & \vdots \\ \left[ A \left( \hat{q}^{-} \right) r_{n} \times \right] & 0_{3\times 3} \end{bmatrix}_{l_{t_{k}}}$	يهره
$P_{k}^{+} = \left[I - K_{k}H_{k}\left(\hat{x}_{k}^{-}\right)\right]P_{k}^{-}$ $\Delta \hat{x}_{k}^{+} = K_{k}\left[\tilde{y}_{k} - h_{k}\left(\hat{x}_{k}^{-}\right)\right]$ $\Delta \hat{x}_{k}^{+} \equiv \left[\delta \hat{\alpha}_{k}^{+T}  \Delta \hat{\beta}_{k}^{+T}\right]$ $h_{k}\left(\hat{x}_{k}\right) = \begin{bmatrix}A\left(\hat{q}^{-}\right)r_{1}\\A\left(\hat{q}^{-}\right)r_{2}\\A\left(\hat{q}^{-}\right)r_{n}\end{bmatrix}_{t_{k}}$ $\hat{q}_{k}^{+} = \hat{q}_{k}^{-} + \frac{1}{2}\Xi\left(\hat{q}_{k}^{-}\right)\delta \hat{\alpha}_{k}^{+}$ $\hat{\beta}_{k}^{+} = \hat{\beta}_{k}^{-} + \Delta \hat{\beta}_{k}^{+}$	بروزر سان <i>ی</i>
$\begin{split} \hat{\omega}_{k}^{+} &= \tilde{\omega}_{k} - \hat{\beta}_{k}^{+} \\ \hat{q}_{k+1}^{-} &= \overline{\Omega} \left( \hat{\omega}_{k}^{+} \right) \hat{q}_{k}^{+} \\ P_{k+1}^{-} &= \Phi_{k} P_{k}^{+} \Phi_{k}^{T} + \Upsilon_{k} Q_{k} \Upsilon_{k}^{T} \end{split}$	انتشار

توسعه روش كاليبراسيون ژايروسكوپ مبتنى بر فيلتر كالمن توسعه يافته جهت ...

$$R = R_{ST} \tag{19}$$

که در آن  $R_{ST}^2 = \sigma_{ST}^2 I_3$  کوواریانس نویز سنسور ستاره ۷ است.

از سوی دیگر، بردار تخمین زده شده در دستگاه بدنی بهصورت زیر در نظر گرفته میشود:

$$\hat{b}^{-} = A(\hat{q}^{-})r \tag{1Y}$$

بنابراین، ماتریس حساسیت مرتبط با انداز گیریهای سنسور ستاره بهصورت زیر خواهد بود:

$$H_{k}\left(\hat{x}_{k}^{-}\right) = \left[ \begin{bmatrix} \hat{b}^{-} \times \end{bmatrix} \quad \mathbf{0}_{3\times 12} \end{bmatrix}$$
(1A)

جهت بروزرسانی بردار حالت از رابطه (۱۹) استفاده می شود:

$$\hat{x}_{k}^{+} = \hat{x}_{k}^{-} + K_{k} \left[ y_{k} - h_{k} \left( \hat{x}_{k}^{-} \right) \right]$$

$$(19)$$

 $\hat{x}_{k} \equiv \begin{bmatrix} \delta \hat{\beta}_{k}^{T} & \hat{\beta}_{k}^{T} & \hat{s}_{k}^{T} & \hat{k}_{Uk}^{T} & \hat{k}_{Lk}^{T} \end{bmatrix}^{T}$  که در آن  $\hat{x}_{k} \equiv \begin{bmatrix} \delta \hat{\beta}_{k}^{T} & \hat{\beta}_{k}^{T} & \hat{k}_{Uk}^{T} \end{bmatrix}^{T}$  مشاهدات تخمین زده شده سنسور ستاره است که به صورت زیر بیان می شود:

$$h_k\left(\hat{x}_k^-\right) = \left[\hat{b}^-\right] \tag{Y}$$

در انتها، حالتهای بروزرسانی شده برای زمان مشاهده بعدی انتشار داده می شوند. بنابراین، کواترنیون بروزرسانی شده انتشار یافته از معادله زیر قابل محاسبه خواهد بود:

$$\hat{q}_{k+1}^{-} = \overline{\Theta} \left( \hat{\omega}_k^+ \right) \hat{q}_k^+ \tag{(1)}$$

که در آن

$$\begin{split} \overline{\Theta}\left(\hat{\omega}_{k}^{+}\right) &= \\ \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{1}{2}\left\|\hat{\omega}_{k}^{+}\right\|\Delta t\right)I_{3} - \left[\hat{\psi}_{k}^{+}\times\right] & \hat{\psi}_{k}^{+} \\ -\hat{\psi}_{k}^{+T} & \cos\left(\frac{1}{2}\left\|\hat{\omega}_{k}^{+}\right\|\Delta t\right) \end{bmatrix} & \text{(Y7)} \\ \end{split}$$

$$\begin{aligned} &: \text{ cos}\left(\frac{1}{2}\left\|\hat{\omega}_{k}^{+}\right\|\Delta t\right) \\ \text{ is } \hat{\psi}_{k}^{+} & \text{(Y7) and } \hat{\psi}_{k}^{+} & \text{(Y7)} \\ \text{ is } \hat{\psi}_{k}^{+} &= \frac{\sin\left(\frac{1}{2}\left\|\hat{\omega}_{k}^{+}\right\|\Delta t\right)\hat{\omega}_{k}^{+}}{\left\|\hat{\omega}_{k}^{+}\right\|} & \text{ (Y7)} \end{split}$$

و در انتها جهت انتشار ماتریس کوواریانس از رابطه زیر استفاده می شود:

1. Multiplicative Quaternion Extended Kalman Filter

امير لبيبيان



Figure 1. Estimated gyro bias





Figure 2- Estimated gyro scale factors



**شکل ۳**- تخمین المانهای بالایی ماتریس عدم همراستایی ژایرو

Figure 3. Estimation of upper entries of gyro misalignment matrix

علوم و فناوری فضایی ۱۴۰۲/ سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷، شمارهٔ ۱

پیادہسازی الگوریتم کالیبراسیون ژایرو جہت تخمین وضعیت

در این پژوهش، جهت پیادهسازی الگوریتم کالیبراسیون ژایرو و تخمین وضعیت، ماهوارهای با دوره تناوب ۹۴ دقیقه در نظر گرفته می شود. مشخصات سنسورهای مورد استفاده در این ماهواره جهت تخمین وضعیت در جدول ۲ آورده شده است:

جدول ۲ - مشخصات سنسورهای تخمین وضعیت

مقدار	پارامتر	سنسور
$\sqrt{10} \times 10^{-7}  rad/s^{1/2}$	Angular random walk	
$\sqrt{10} \times 10^{-10}  rad/s^{3/2}$	Rate random walk	<u>ر</u> ايروسحوپ
5 arcsecond (RMS)	دقت مطلق در کانون دید	
55 arcsecond (RMS)	دقت مطلق در اطراف مرکز دید	سىسور سىارە

Table 2. Specification of the state estimation sensors

همچنین، جهت تخمین پارامترهای ژایرو، مقادیر جدول ۳ به عنوان مشخصات نویز در نظر گرفته می شوند:

**جدول ۳**- مشخصات نویز ژایرو

Table 3. Gyro noise properties

$(0.2/3600 \times \pi/180)^2 I_3 (rad/s)^2$	كوواريانس اوليه باياس ژايرو
$(0.002/3)^2 I_3(rad)^2$	كوواريانس اوليه ضريب مقياس
$(0.002/3)^2 I_3 (rad)^2$	کوواریانس اولیه المان های بالایی عدم همراستایی
$(0.002/3)^2 I_3(rad)^2$	کوواریانس اولیه المانهای پایینی عدم همراستایی

با درنظر گرفتن مشخصات ژایرو (جداول ۲ و ۳) نتایج پیادهسازی کالیبراسیون ژایرو در شکل های ۱ تا ۴ آمده است:

علوم و فناوری فضایی / **۱۷** سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷، شمارهٔ ۱



**شکل ۶**– خطای تخمین سرعتهای زاویهای

Figure 6- Angular velocity estimation errors

براساس آنچه از شکلهای ۵ و ۶ مشخص است، نتایج حاصل از فرایند فیلترینگ کاملا پایدار است. هم چنین، تخمین وضعیت با دقتی بهتر از ۰/۱ درجه و تخمین سرعتهای زاویهای با دقتی بهتر از ۰/۰۰۵ درجه بر ثانیه انجام شده است. این نتایج دقت بالا در نشانه روی و حفظ پایداری را نشان میدهد که به نوبه خود نقشی کلیدی در موفقیت ماموریت ماهواره خواهد داشت.

#### طراحى كنترل كننده به روش بازخورد كواترنيون

در ماهوارههای سنجشی بعضاً نیاز خواهد بود تا مانورهای وضعی با تغییر زوایای بزرگ انجام شود. با توجه به انتخاب رویکرد مبتنی بر کواترنیون جهت تخمین وضعیت و به منظور مطالعه اثر کالیبراسیون ژایروسکوپ در حلقه کنترل وضعیت، طراحی کنترل کننده به روش بازخورد کواترنیون انجام میشود. بنابراین، کنترل کننده بازخورد حالت که برای پیادهسازی در کاربردهای بلادرنگ مناسب است به صورت زیر در نظر گرفته میشود [۲۱]:

$$u = -Kq_e - C\omega \tag{YY}$$

که در آن  $q_e = (q_{1e}, q_{2e}, q_{3e})$  بردار کواترنیون خطای وضعیت و ماتریسهای K و C ماتریسهای بهره کنترل کننده هستند. کواترنیونهای خطای وضعیت  $(q_{1e}, q_{2e}, q_{3e}, q_{4e})$  با استفاده از کواترنیونهای وضعیت مطلوب  $(q_{1e}, q_{2e}, q_{3e}, q_{4e})$  و توسعه روش كاليبراسيون ژايروسكوپ مبتنى بر فيلتر كالمن توسعه يافته جهت ...



**شکل ۴**- تخمین المان های پایینی ماتریس عدم همراستایی ژایرو

Figure 4. Estimation of lower entries of gyro misalignment matrix

همان گونه که از شکلهای ۱ تا ۴ مشخص است با در نظر گرفتن عدم قطعیت اولیه در پارامترهای ژایرو، تخمین نهایی بهصورت کاملا پایدار انجام شده است. از این رو کالیبراسیون ژایرو و استفاده از دادههای کالیبره شده در تخمین وضعیت با دقت بالا امکان پذیر است.

پس از تخمین پارامترهای ژایرو و انجام کالیبراسیون، دادههای کالیبره شده ژایروسکوپ بههمراه دادههای سنسور ستاره جهت تخمین وضعیت به کار گرفته میشوند. با در نظر گرفتن رویکرد MQEKF که ساختار آن در جدول ۱ آمده است، نتایج حاصل از تخمین وضعیت بهصورت زیر است:



**ص ۵**− خطای تحمین وضعیت در محدوده 50±

**Figure 5-** State estimation error in the range of  $\pm 3\sigma$ 

1. Real Time





Figure 8. Earth pointing accuracy



Figure 9. Accuracy of stability in Earth pointing

همان طور که در شکلهای ۲ تا ۹ قابل مشاهده است، دقت نهایی پایداری بهتر از ۰/۰۰۵ درجه بر ثانیه و دقت نشانه روی به سمت زمین بهتر از ۰/۱۵ درجه است که برای ماهوارههای سنجشی با تفکیک مکانی بالا بسیار مناسب ارزیابی میشود.

#### جمع بندی و نتیجه گیری

در این پژوهش موضوع کالیبراسیون ژایروسکوپ با استفاده از رویکرد فیلتر کالمن توسعه یافته مورد بررسی و مطالعه قرار گرفته است. در ماهوارههای سنجشی با تفکیک مکانی بالا، الزامات سختگیرانه در خصوص دقتهای نشانهروی و پایداری ایجاب می کند تا ژایروسکوپها در فواصل زمانی مشخصی کالیبره شوند. برای این منظور ابتدا مدلی از ژایروسکوپ ارائه می شود که پارامترهای کلیدی مانند بایاس،

کواترنیون وضعیت جاری  $\left(q_1,q_2,q_3,q_4
ight)$  به صورت زیر قابل محاسبه خواهند بود:

$$\begin{bmatrix} q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \\ q_{4e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{4c} & q_{3c} & -q_{2c} & -q_{1c} \\ -q_{3c} & q_{4c} & q_{1c} & -q_{2c} \\ q_{2c} & -q_{1c} & q_{4c} & -q_{3c} \\ q_{1c} & q_{2c} & q_{3c} & q_{4c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}$$
(YA)

درصورتی که بردار کواترنیون مطلوب (0,0,0,1) = ( $q_{1c}, q_{2c}, q_{3c}, q_{4c}$ ) تریف شود، قانون کنترل بهصورت زیر خواهد بود:

$$u = -Kq - C\omega \tag{79}$$

قانون کنترلی فوق حول مبدا با انتخاب بهرههای ذیل بهصورت عام پایدار مجانبی بوده [۲۲، ۲۲] و جهت پیادهسازی مورد استفاده قرار می گیرد:

$$K = kI, \ C = \operatorname{diag}(c_1, c_2, c_3) \tag{(7.)}$$

با انتخاب بهرههای k=0.1 و c=1 نتایج حاصل از حلقه کنترل وضعیت به صورت زیر خواهد بود:



**شکل ۷**- زوایای اویلر در زمان نشانهروی بهسمت زمین

Figure 7. Euler angles in Earth pointing

علوم و فناوری فضایی / ۹۹ سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷، شمارهٔ ۱

*Automatica Sinica*, vol. 6, no. 4, pp. 1074-1080, 2019, <u>https://doi.org/10.1109/JAS.2019.1911600</u>.

- [5] S. Fujita, Y. Sato, T. Kuwahara, Y. Sakamoto, and K. Yoshida, "Attitude maneuvering sequence design of high-precision ground target tracking control for multispectral earth observations," *IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII)*, pp. 153-158, 2019, https://doi.org/10.1109/SII.2019.8700434.
- [6] S. Ikari *et al.*, "Attitude determination and control system for the PROCYON micro-spacecraft," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 60, no. 3, pp. 181-191, 2017, <u>https://doi.org/10.2322/tjsass.60.181</u>.
- [7] H. Gui and A. Ruiter, "Quaternion invariant extended kalman filtering for spacecraft attitude estimation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 4, pp. 863-878, 2018, <u>https://doi.org/10.2514/1.G003177</u>.
- [8] M. D. Pham, K. S. Low, S. T. Goh, and S. Chen, "Gain-scheduled extended kalman filter for nanosatellite attitude determination system," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 51, no. 2, pp. 1017-1028, 2015, https://doi.org/10.1109/TAES.2014.130204.
- [9] Y. Xing, S. Zhang, J. Zhang, and X. Cao, "Robustextended kalman filter for small satellite attitude estimation in the presence of measurement uncertainties and faults," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 226, no. 1, pp. 30-41, 2011, https://doi.org/10.1177/0954410011407422.
- [10] F. Qin, L. Chang, S. Jiang, and F. Zha, "A sequential multiplicative extended kalman filter for attitude estimation using vector observations," *Sensors*, vol. 18, no. 5, 2018, Art. no. 1414, <u>https://doi.org/10.3390/s18051414</u>.
- [11] R. Burton, S. Rock, J. Springmann and J. Cutler, "Online attitude determination of a passively magnetically stabilized spacecraft," *Acta Astronautica*, vol. 133, pp. 269-281, 2017, <u>https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.01.024</u>.
- [12] L. Cao, W. Yang, H. Li, Z. Zhang and J. Shi, "Robust double gain unscented kalman filter for small satellite attitude estimation," *Advances in Space Research*, vol. 60, no. 3, pp. 499-512, 2017, <u>https://doi.org/10.1016/j.asr.2017.03.014</u>.
- [13] R. Zanetti and K. J. DeMars, "Fully multiplicative unscented kalman filter for attitude estimation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* vol. 41, no. 5, pp. 1183-1189, 2018, <u>https://doi.org/10.2514/1.G003221</u>.
- [14] D. Lee, G. Vukovich, and R. Lee, "Robust unscented kalman filter for nanosat attitude estimation," *International Journal of Control, Automation and*

توسعه روش كاليبراسيون ژايروسكوپ مبتنى بر فيلتر كالمن توسعه يافته جهت ...

ضرایب مقیاس و عدم همراستایی را در برداشته باشد. سپس ساختاری مبتنى بر فيلتر كالمن توسعه يافته جهت تخمين يارامترهاي مذكور ارائه شده است. در ادامه مسئله تخمین وضعیت با استفاده از الگوریتم فيلتر كالمن توسعه يافته مبتنى بر كواترنيون ضربى مورد بررسى قرار گرفته است. جهت بررسی کارایی روشهای مورد مطالعه، پیادهسازی آنها برای یک مورد واقعی با استفاده از دادههای سنسور ستاره و ژاپروسکوپ انجام شده است. در انتها به جهت بررسی عملکرد روش ارائه شده برای کالیبراسیون ژایروسکوپ در حلقه کنترل وضعیت، طراحی کنترل کننده مبتنی بر بازخورد کواترنیون انجام شده است. نتایج حاصل از پیاده سازی نشان دهنده این است که تخمین سرعتهای زاویهای با دقتی بهتر از ۰/۰۰۵ درجه بر ثانیه و تخمین وضعیت با دقتی بهتر از ۰/۱ درجه انجام می شود. همچنین، پس از به کارگیری کنترل کننده ، پایداری با دقتی بهتر از ۰/۰۰۵ درجه بر ثانیه و نشانه روی با دقتی بهتر از ۰/۱۵ درجه حفظ شده است. بنابراین، با توجه به الزامات ماموریتی در خصوص حفظ دقتهای بالای نشانهروی و پایداری، ایده کالیبراسیون دادههای ژاپروسکوپ با استفاده از فيلتر كالمن توسعه يافته كارا خواهد بود.

#### تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

#### مراجع

- [1] L. Farian, P. Häfliger and J. A. Leñero-Bardallo, "A miniaturized two-axis ultra low latency and low-power sun sensor for attitude determination of micro space probes," *IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers*, vol. 65, no. 5, pp. 1543-1554, 2018, https://doi.org/10.1109/TCSI.2017.2763990.
- [2] 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, <u>https://doi.org/10.2514/1.57344</u>.
- [3] R. Opromolla, G. Fasano, G. Rufino, M. Grassi, C. Pernechele, and C. Dionisio, "A new star tracker concept for satellite attitude determination based on a multi-purpose panoramic camera," *Acta Astronautica*, vol. 140, pp. 166-175, 2017, https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.08.020.
- [4] B. Hou, Z. He, H. Zhou, and J. Wang, "Integrated design and accuracy analysis of star sensor and gyro on the same benchmark for satellite attitude determination system," *IEEE/CAA Journal of*

امير لبيبيان

علوم و فناوری فضایی 

- [19] F. L. Markley and J. L. Crassidis, Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control, New York: Springer, 2014, https://doi.org/10.1007/978-1-4939-0802-8.
- [20] J. L. Crassidis and J. L. Junkins, *Optimal Estimation* of *Dynamic Systems*, Boca Raton: CRC Press, 2012.
- [21] B. Wie, Space Vehicle Dynamics and Control, 2nd ed. Reston, AIAA, 2008, https://doi.org/10.2514/4.860119.
- [22] B. Wie and P. M. Barba, "Quaternion feedback for spacecraft large angle maneuvers", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 8, no. 3, pp. 360-365, 1985, <u>https://doi.org/10.2514/3.19988</u>.
- [23]B. Wie, H. Weiss and A. Arapostathis, "Quaternion feedback regulator for spacecraft eigenaxis rotation," *Journal of Guidance, Control,* and Dynamics, vol. 12, no. 3, pp. 375-380, 1989, <u>https://doi.org/10.2514/3.20418</u>.

*Systems*, vol. 15, no. 5, pp. 2161-2173, 2017, https://doi.org/10.1007/s12555-016-0498-4.

- [15]Z. Qiu and H. Qian, "Adaptive genetic particle filter and its application to attitude estimation system," *Digital Signal Processing*, vol. 81, pp. 163-172, 2018, <u>https://doi.org/10.1016/j.dsp.2018.06.015</u>.
- [16]R. V. Garcia, W. R. Silva, P. C. Pardal, H. K. Kuga, and M. C. Zanardi, "Sequential nonlinear estimation: regularized particle filter applied to the attitude estimation problem with real data," *Computational and Applied Mathematics*, vol. 37, pp. 110-121, 2018, https://doi.org/10.1007/s40314-017-0511-4.
- [17] M. E. Pittelkau, "Kalman filtering for spacecraft system alignment calibration," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* vol. 24, no. 6, pp. 1187-1195, 2001, <u>https://doi.org/10.2514/2.4834</u>.
- [18] R. Pandiyan, A. Solaiappan, and N. Malik, "A one step batch filter for estimating gyroscope calibration parameters using star vectors," in AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 2004, <u>https://doi.org/10.2514/6.2004-4858</u>.