

JSST

Pages: 11-20/ Research Paper / Submit: 23 August 2023 / Accepted: 18 October 2023

Availablein:http://jsst.ias.ir

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

Amir Labibian 💿

Assistant Professor, Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran Corresponding Author's E-Mail: a.labibian@gmail.com

ABSTRACT

In high resolution remote sensing satellites, meeting stability and pointing requirements are very crucial in mission's success. In this regard, usually, very accurate gyroscopes are utilized as one of the main attitude sensors. In order to avoid decreasing attitude estimation accuracies, gyroscopes data should be calibrated in appropriate time intervals. In this research, an Extended Kalman Filter (EKF) based approach is investigated for gyro calibration. Therefore, at first, a model which contains main gyro parameters, namely, biases, scale factors and misalignments is proposed. Then, an EKF based algorithm for gyro parameters estimation is presented. Next, a Multiplicative Quaternion Extended Kalman Filter (MQEKF) which uses star sensor data as measurement is applied for attitude estimation. Finally, in order to evaluate the performance of the proposed gyro calibration method in attitude control loop, a quaternion feedback controller is implemented. The simulation results show that satellite's stability and pointing are maintained with accuracies better than 0.005 deg/second and 0.15 deg which demonstrate the proposed method will be beneficial for missions with tight control requirements.

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

1. Introduction

Attitude determination/estimation subject is one of the major issues in most of the space missions. Specifically, it plays an important role in mission's success of remote sensing satellites. In typical Low Earth Orbit (LEO) satellites, different combinations of attitude sensors like sun sensor, magnetometer, star tracker and gyroscope have been widely utilized. Stability and pointing requirements play an important role in attitude sensors selection. In high resolution missions, maintaining stability and pointing accuracies are very crucial. Therefore, usually, very accurate sensors like star trackers and advanced gyroscopes are utilized for attitude estimation [1,2].

On the other hand, according to the required attitude estimation accuracy, different algorithms can be employed. EKF is one of the well-known nonlinear approaches which has been used in many missions. In the structure of EKF, nonlinear attitude equations are applied in estimation process and estimated states are updated with measurement data recursively. Another version of EKF which is developed based on multiplicative error, has been utilized in applications in which high attitude estimation accuracies are required [3 and 4]. In addition, unscented Kalman filters and particles filters which belong to the sample based nonlinear filters, have been used in applications in which system and measurement equations are highly nonlinear.

In order to maintain stability and pointing accuracies in remote sensing satellites, gyroscopes data should be calibrated appropriately. In this regard, filter-based methods and batch approaches have been utilized. In this research, a batch approach which is based on smoothing technique is developed. For calibrating a three-axis gyro, three biases and a 3×3 matrix which contains 3 scale factors and 6 misalignments are considered as calibration parameters [5]. Bias usually considered as an invariant parameter in measurements. However, in practice, it varies with time and is modeled using a random process. In this research, a structure which contains 15 state variables is used for gyro calibration and attitude estimation.

Gyro calibration algorithm which is based on an EKF is developed in section 2. Next, in section 3, implementation results are discussed. Then, a quaternion feedback controller is implemented. Finally, summary and conclusion are presented.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of <u>the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0)</u>

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).

12 Journal of Space Science and Technology Vol. 17 / Issue. 1/ SRRING 2024/ No. 60

2. Gyro calibration algorithm

For the purpose of gyro calibration using EKF based approach, system equation will be considered as follow:

$$\Delta \dot{x}(t) = F(t)\Delta x(t) + G(t)w(t) \tag{1}$$

in which F(t) will be [5]:

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

$$(2)$$

3. Implementation and results

In order to implement gyro calibration algorithm, a typical LEO remote sensing satellite with 94 min orbital period is considered. Attitude sensors which are used in imaging mode of the satellite are a gyroscope and a star tracker.

Using the algorithm presented in section 2, simulation results of bias estimation are shown in Figure 1.

As it can be seen from Figure 1, considering initial uncertainties in gyro parameters, estimation results are completely stable. Therefore, using calibrated gyro data, satellite's attitude can be estimated highly accurate.



Figure 1: Estimated gyro bias

4. Design of Quaternion Feedback controller

In remote sensing satellites, usually, large angle reorientation maneuvers are required. Since, in this research quaternion approach is selected for the purpose of attitude estimation, in order to evaluate the performance of the gyro calibration method in attitude control loop, a quaternion feedback controller is implemented. Therefore, a state feedback controller which is suitable for real-time application is considered as bellow [6]:

$$u = -Kq_e - C\omega \tag{3}$$

in which $q_e = (q_{1e}, q_{2e}, q_{3e})$ is attitude error quaternion vector and *K* and *C* matrices are controller gains.

With selecting k=0.1 and c=1, simulation results of the attitude control loop are shown in Figure 2.



Figure 2: Nadir pointing accuracy

As it can be seen in Figure 2, the final accuracy of pointing is better than 0.15 deg which is quite adequate in high resolution remote sensing satellites.

5. Conclusion

In this research, a method for gyro calibration using an EKF based approach is presented. In high resolution remote sensing satellites, according to the stability and pointing requirements, gyroscopes should be calibrated in appropriate time intervals. Therefore, at first, a gyro model which contains biases, scale factors and misalignments is represented. Then, an EKF based approach for estimation of gyro parameters is developed. In order to study the performance of the proposed method, a typical LEO satellite which uses a gyroscope and a star tracker data is considered. At last, in order to evaluate the performance of the proposed gyro calibration method in attitude control loop, a quaternion feedback controller is implemented. Simulation results show that the accuracy of stability and pointing are maintained with accuracies better than 0.005 deg/sec and 0.15 deg. Therefore, regarding to the mission requirements about maintaining stability and pointing with high accuracies, the idea of gyro calibration using EKF based approach will be an effective solution.

6. References

- [1] 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," in IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII), 2019.
- [2] S. Ikari, T. Inamori, T. Ito, K. Ariu, K. Oguri, M. Fujimoto, S. Sakai, Y. Kawakatsu and R. Funase, "Attitude Determination and Control System for the PROCYON Micro-Spacecraft," in International Symposium on Space Technology and Science, 2017.
- [3] 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, pp. 1-10, 2018.
- [4] R. Burton, S. Rock, J. Springmann and J. Cutler, "Online Attitude Determination of a Passively Magnetically Stabilized Spacecraft," Acta Astronautica, vol. 133, p. 269–281, 2017.
- [5] F. L. Markley and J. L. Crassidis, Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control, New York: Springer, 2014.
- [6] B. Wie, Space Vehicle Dynamics and Control, Reston, AIAA, Inc.,2008



ص. ص. ۲۰-۱۱/ مقاله علمی پژوهشی / دریافت: ۱ ۰/۱۴۰۲/۱۴۰ / پذیرش مقاله: ۱۴۰۲/۰۷/۲۶ Availablein:http://jsst.ias.ir



كالمن توسعه يافته جهت تخمين وضعيت دقيق

امير لبيبيان 回

پژوهشکده سامانههای ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران ايميل نويسنده مخاطب: a.labibian@gmail.com

در ماهوارههای سنجشی با تفکیک مکانی بالا، حفظ الزامات پایداری و نشانه روی برای موفقیت ماموریت حیاتی است. بدین جهت، معمولاً از ژاپروسکوپهای بسیار دقیق به عنوان یکی از سنسورهای اصلی تعیین وضعیت استفاده می شود. در این راستا، به منظور جلوگیری از کاهش دقت تخمین وضعیت دادههای ژایروسکوپ بايد در فواصل زماني مناسبي كاليبره شوند. در اين پژوهش، رويكرد مبتني بر فيلتر كالمن توسعه يافته جهت کالیبراسیون ژایروسکوپ مورد بررسی قرار گرفته است. بنابراین، نخست، مدلی که در بردارنده پارامترهای اصلی ژایرو شامل بایاسها، ضرایب مقیاس و عدم همراستاییهاست معرفی میشود. 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 بههمراه دادههای سنسور ستاره جهت تخمین وضعیت بهره گرفته میشود. در انتها برای ارزیابی عملکرد کالیبراسیون در حلقه کنترل وضعیت، کنترل کنندهای مبتنی بر بازخورد کواترنیون طراحی و بکار گرفته شده است. نتایج بهدست آمده از حلقه کنترل وضعیت، دقت پایداری ۰/۰۰۵ درجه بر ثانیه و دقت نشانه روی ۰/۱۵ درجه را نشان میدهد که بیانگر کارایی روش ارائه شده در ماموریتهایی با الزامات کنترلی سختگیرانه است.

واژههای کلیدی: کالیبراسیون ژایرو، فیلتر کالمن توسعه یافته، تخمین وضعیت دقیق، بازخورد کواترنیون، ماهوارههای سنجشی

نویز اندازه <i>گیر</i> ی ۷		علائم اختصاري	
w y β ω	نویز فرآیند بردار اندازهگیری بایا <i>س</i> سرعت زاویهای	A F H	ماتریس دوران ماتریس حالت سیستم ماتریس حساسیت
مقدمه عادت د/ت د د تاب ن دار کارد د اکه ا		K P Q	بهره فیلتر ماتریس کوواریانس سیستم ماتریس کوواریانس نویز فرآیند
وعات طیدی در اعر ماموریتهای سئله در ماهوارههای سنجشی از ماهوارهها ترکیبهای متفاوتی از	مستنه تغییل انجمین وضعیت از موط فضایی است. بهطور خاص این ه اهمیتی ویژه برخوردار است. در این	R b q	ماتریس کوواریانس نویز اندارهگیری بردار در دستگاه بدنی کواترنیون
سنسور خورشید، مغناطیسسنج، ر گرفته شدهاند [۱–۴]. انتخاب	سنسورهای تعیین وضعیت مانند سنسور ستاره و ژایروسکوپ بهکا	r s	بردار در دستگاه مرجع ضریب مقیاس

۱ استادیار

COPYRIGHTS 0 (CC)

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. 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)

سنسورها معمولاً با توجه به دقت مورد نیاز جهت نشانهروی و حفظ پایداری انجام می شود. برای ماموریت هایی با تفکیک مکانی بالا، حفظ الزامات نشانهروی 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 (EKF) از رایجترین فیلترهای غیرخطی است که در کاربردهای عملی بهطور گسترده مورد استفاده قرار گرفته است. در ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته، معادلات غیرخطی وضعیت در فرایند تخمین به کار گرفته می شوند و حالتهای تخمین زده شده بهصورت بازگشتی با استفاده از دادههای اندازهگیری بروزرسانی می شوند [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 مواردى كه دقت تخمين وضعيت بالا مورد نياز است به كار گرفته شده است [۱۰، ۱۱]. همچنین، فیلترهای کالمن خنثی [۱۲-۱۴] و فیلترهای ذرهای^۳ [۱۵، ۱۶]. که در دسته فیلترهای مبتنی 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 نشانهروی و پایداری در ماهوارههای سنجى لازم است تا كاليبراسيون ژايروسكوپها به طريق مقتضى انجام شود. برای این منظور میتوان از روشهای مبتنی بر فیلترینگ [۱۷] یا دستهای [۱۸] استفاده کرد. در این پژوهش، از یک فرایند دستهای مبتنی بر هموارسازی^۴استفاده می شود. جهت کاليبراسيون يک ژايروسکوپ سه محوره، عموماً ۳ پارامتر باياس به همراه یک ماتریس ۳×۳ که شامل ۳ ضریب مقیاس و ۶ یارامتر 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 نمیماند و عموماً با یک فرایند تصادفی مدل سازی میشود. در این بررسی، 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 فيلتر كالمن توسعه يافته آمده است. سپس، ساختار فيلتر كالمن توسعه يافته ضربي ^۵(MEKF) جهت تخمين وضعيت 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 بررسى عملكرد كاليبراسيون در حلقه كنترل وضعيت، طراحي کنترل کننده مبتنی بر بازخورد کواترنیون انجام شده است. در انتها نتیجه گیری و جمع بندی کار ارائه شده است.

توسعه مدل كاليبراسيون ژايرو مبتني بر فيلتر كالمن توسعه يافته

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

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

$$\dot{\beta}^{true} = \eta_u \tag{(Y)}$$

که در آن ω^{true} سرعت زاویهای حقیقی، ω سرعت زاویهای اندازه گیری شده، $eta^{ ext{irue}}$ بایاس حقیقی، $\eta_{ ext{v}}$ و $\eta_{ ext{u}}$ نویزهای سفید گوسی با میانگین صفر هستند. کوواریانس η_v و η_u به ترتیب فرایب $S^{ ext{true}}$ محافد بود. همچنین، $\sigma_{\scriptscriptstyle v}^2 I_3$ که شامل ضرایب $\sigma_{\scriptscriptstyle v}^2 I_3$ مقیاس و عدم همراستایی است به صورت زیر تعریف می شود:

$$S^{true} \equiv \begin{bmatrix} s_1^{true} & k_{U1}^{true} & k_{U2}^{true} \\ k_{L1}^{true} & s_2^{true} & k_{U3}^{true} \\ k_{L2}^{true} & k_{L3}^{true} & s_3^{true} \end{bmatrix}$$
(\mathcal{T})

در رابطه (۳) بردارهای حقیقی بهصورت

$$k_U^{true} \equiv \begin{bmatrix} k_{U1}^{true}, k_{U2}^{true}, k_{U3}^{true} \end{bmatrix}^T$$
 ، $s^{true} \equiv \begin{bmatrix} s_1^{true}, s_2^{true}, s_3^{true} \end{bmatrix}^T$
 $k_L^{true} \equiv \begin{bmatrix} k_{L1}^{true}, k_{L2}^{true}, k_{L3}^{true} \end{bmatrix}^T$
در نظر گرفته می شوند.
 k_L^{true} ، s_L^{true} ، s_L^{true} , k_{L2}^{true} , k_{L3}^{true}

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

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

$$\dot{k}_{L}^{true} = \eta_{L} \tag{(5)}$$

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

^{1.} Extended Kalman Filter

Unscented Kalman Filters
 Particle Filters

^{4.} Smoothing

^{5.} Multiplicativ Extended Kalman Filter

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۷ / شمارهٔ ۱/ بهار ۱۴۰۳/ (پیاپی ۶۰) / 🐧

> که در آن $\delta \mathcal{B}$ بردار خطای وضعیت است. دیگر پارامترها شامل بایاسها، ضرایب مقیاس، خطاهای عدم همراستایی است که به صورت تفاوت مقادیر حقیقی با مقادیر تخمین زده شده تعریف مى شوند. بنابراين، معادله سيستم به صورت زير خواهد بود:

$$\Delta \dot{x}(t) = F(t)\Delta x(t) + G(t)w(t) \qquad (\lambda)$$

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

$$\hat{U} = \begin{bmatrix} \omega_2 - \beta_2 & \omega_3 - \beta_3 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3 - \hat{\beta}_3 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(\.)
$$\hat{L} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \omega_1 - \hat{\beta}_1 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_1 - \hat{\beta}_1 & \omega_2 - \hat{\beta}_2 \end{bmatrix}$$
(\.)

همچنین، w(t) و G(t) که بیان کننده نویز فرایند و ماتریس کوواریانس آن هستند، بهصورت زیر در نظر گرفته می شوند: $w(t) \equiv$ (17)

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 می شود، بردار اندازه گیری بهصورت زیر در نظر گرفته خواهد بود:

 $y_{k} = \left[A(q^{true})r \right]_{t} + v \equiv h_{k}(x_{k}^{true}) + v_{k}$ (۱۵)

$$R = R_{ST} \tag{18}$$

که در آن $R_{ST} = \sigma_{ST}^2 I_3$ کوواریانس نویز سنسور ستاره v است. از سوی دیگر، بردار تخمین زده شده در دستگاه بدنی بهصورت زیر در نظر گرفته می شود:

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

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

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

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

 $\hat{x}_{k}^{+} = \hat{x}_{k}^{-} + K_{k} \left[y_{k} - h_{k} \left(\hat{x}_{k}^{-} \right) \right]$ (۱۹) و $\hat{x}_{k} \equiv \begin{bmatrix} \delta \hat{\beta}_{k}^{T} & \hat{\beta}_{k}^{T} & \hat{s}_{k}^{T} & \hat{k}_{Uk}^{T} & \hat{k}_{Lk}^{T} \end{bmatrix}^{T}$ که در آن

مشاهدات تخمین زده شده سنسور ستاره است که به صورت $h_k\left(\hat{x}_k^ight)$ زير بيان مىشود:

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

در انتها، حالت های بروزرسانی شده برای زمان مشاهده بعدى انتشار داده مى شوند. بنابراين، كواترنيون بروزرسانى شده انتشار یافته از معادله زیر قابل محاسبه خواهد بود:

$$\hat{q}_{k+1}^{-} = \overline{\Theta} \left(\hat{\omega}_{k}^{+} \right) \hat{q}_{k}^{+}$$
 (۲۱)
که در آن

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

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

$$P_{k+1}^{-} = \Phi_{k} P_{k}^{+} \Phi_{k}^{T} + \gamma_{k} Q_{k} \gamma_{k}^{T}$$
(۲۴) که در آن

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

$$Q_k = \Delta t \, G \, Q \, G^T \tag{(YF)}$$

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 (MQEKF) که ساختار آن در جدول ۱ آمده است بهره گرفته می شود:

جدول ۱ – ساختار MQEKF جهت تخمين وضعيت [۲۰]

$egin{aligned} & \hat{q}\left(t_{0} ight) = \hat{q}_{0}, \hat{eta}\left(t_{0} ight) = \hat{eta}_{0} \ & P\left(t_{0} ight) = P_{0} \end{aligned}$	مقداردهی اولیه
$K_{k} = P_{k}^{-} H_{k}^{T} \left(\hat{x}_{k}^{-} \right) \left[H_{k} \left(\hat{x}_{k}^{-} \right) P_{k}^{-} H_{k}^{T} \left(\hat{x}_{k}^{-} \right) + R \right]^{-1}$ $H_{k} \left(\hat{x}_{k}^{-} \right) = \begin{bmatrix} \left[A \left(\hat{q}^{-} \right) r_{1} \times \right] & 0_{3 \times 3} \\ \vdots & \vdots \\ \left[A \left(\hat{q}^{-} \right) r_{n} \times \right] & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{I_{k}}$	بهره
$\begin{split} P_k^+ &= \left[I - K_k H_k \left(\hat{x}_k^- \right) \right] P_k^- \\ \Delta \hat{x}_k^+ &= K_k \left[\tilde{y}_k - h_k \left(\hat{x}_k^- \right) \right] \\ \Delta \hat{x}_k^+ &= \left[\delta \hat{\alpha}_k^{+T} \Delta \hat{\beta}_k^{+T} \right] \\ h_k \left(\hat{x}_k \right) &= \begin{bmatrix} A \left(\hat{q}^- \right) r_i \\ A \left(\hat{q}^- \right) r_2 \\ A \left(\hat{q}^- \right) r_n \end{bmatrix}_{l_k} \\ \hat{q}_k^+ &= \hat{q}_k^- + \frac{1}{2} \Xi \left(\hat{q}_k^- \right) \delta \hat{\alpha}_k^+ \\ \hat{\beta}_k^+ &= \hat{\beta}_k^- + \Delta \hat{\beta}_k^+ \end{split}$	بروزرسانی
$\hat{\omega}_{k}^{+} = \tilde{\omega}_{k} - \hat{\beta}_{k}^{+}$ $\hat{q}_{k+1}^{-} = \bar{\Omega} \left(\hat{\omega}_{k}^{+} \right) \hat{q}_{k}^{+}$ $P_{k+1}^{-} = \Phi_{k} P_{k}^{+} \Phi_{k}^{T} + \Upsilon_{k} Q_{k} \Upsilon_{k}^{T}$	انتشار

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 میشود. مشخصات سنسورهای مورد استفاده در این ماهواره جهت تخمین وضعیت در جدول ۲ آورده شده است:

1. Multiplicative Quaternion Extended Kalman Filter

جدول ۲- مشخصات سنسورهای تخمین وضعیت

مقدار	پارامتر	سنسور	
$\sqrt{10} \times 10^{-7} rad/s^{1/2}$	Angular random walk	ژايروسكوپ –	
$\sqrt{10} \times 10^{-10} rad/s^{3/2}$	Rate random walk		
5 arcsecond (RMS)	دقت مطلق در کانون دید		
55 arcsecond (RMS)	دقت مطلق در اطراف مرکز دید	سنسور ستاره	

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

جدول ۳- مشخصات نویز ژایرو

$(0.2/3600 \times \pi/180)^2 I_3 (rad/s)^2$	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 المانهای بالایی عدم همراستایی
$(0.002/3)^2 I_3 (rad)^2$	کوواریانس اولیه المان،های پایینی عدم همراستایی

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



شکل ۱-بایاس تخمین زده شده ژایرو





شکل ۵- خطای تخمین وضعیت در محدوده 3⁶±



شکل ۶- خطای تخمین سرعتهای زاویهای

براساس آنچه از شکلهای ۵ و ۶ مشخص است، نتایج حاصل از فرایند فیلترینگ کاملا پایدار است. همچنین، 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.

طراحي كنترل كننده به روش بازخورد كواترنيون

در ماهواره های 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،





شکل ۳- تخمین المان های بالایی ماتریس عدم همراستایی ژایرو



شکل ۴- تخمین المانهای پایینی ماتریس عدم همراستایی ژایرو

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

طراحی کنترل کننده به روش بازخورد کواترنیون انجام می شود. بنابراین، کنترل کننده بازخورد حالت که برای پیادهسازی در کاربردهای بلادرنگ مناسب است به صورت زیر در نظر گرفته می شود [۲۱]:

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

که در آن (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 $(q_{1c}, q_{2c}, q_{3c}, q_{4c})$ با و کواترنیون وضعیت جاری $(q_{1}, q_{2}, q_{3}, q_{4c})$ 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 تعریف شود، قانون کنترل $\left(q_{1c},q_{2c},q_{3c},q_{4c}
ight)=\left(0,0,0,1
ight)$ 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:



0.09 0.08 0.07 (bab) 0.06 0.05 Vadir / 0.03 0.02 0.01 0 о́ 20 25 10 15 time(Min) شكل ٨: دقت نشانهروي بهسمت زمين



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 می شود.

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 میکند تا ژایروسکوپها در فواصل زمانی مشخصی کالیبره شوند. برای این منظور ابتدا مدلی از ژایروسکوپ ارائه میشود که پارامترهای کلیدی مانند بایاس، ضرایب مقیاس و عدم همراستایی را در برداشته باشد. سپس ساختاری مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته جهت تخمین پارامترهای مذکور ارائه شده است. در ادامه مسئله تخمین وضعیت با استفاده از الگوریتم

1. Real Time

[6] S. Ikari, and 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.,

doi: https://doi.org/10.2322/tjsass.60.181.

- [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. 1-16, 2018, doi: <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,

doi: 10.1109/TAES.2014.130204.

[9] Y. Xing, S. Zhang, J. Zhang and X. Cao, "Robust-Extended Kalman Filter for Small Satellite Attitude Estimation in the Presence of Measurement Uncertainties and Faults," *Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 226, no. 1, pp. 30-41, 2011, doi:

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, pp. 1-10, 2018, doi: https://doi.org/10.3390/s18051414.
- [11]R. Burton, S. Rock, J. Springmann and J. Cutler, "Online Attitude Determination of a Passively Magnetically Stabilized Spacecraft," Acta Astronautica, vol. 133, p. 269–281, 2017, doi: <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, doi:

https://doi.org/10.1016/j.asr.2017.03.014 .

- [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, doi: <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 Systems*, vol. 15, p. 2161–2173, 2017, doi <u>https://doi.org/10.1007/s12555-016-0498-4</u>:.

فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی مورد بررسی قرار گرفته است. جهت بررسی کارایی روشهای مورد مطالعه، پیادهسازی آنها برای یک مورد واقعی با استفاده از دادههای سنسور ستاره و ژایروسکوپ 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 پیادهسازی نشان دهنده این است که تخمین سرعتهای زاویهای با دقتی بهتر از ۰/۰۰ درجه بر ثانیه و تخمین وضعیت با دقتی بهتر از ۰/۰ درجه انجام میشود. همچنین، پس از ثانیه و نشانه روی با دقتی بهتر از ۰/۰۵ درجه مطرف شده است. بهکارگیری کنترل کننده ، پایداری با دقتی بهتر از ۰/۰۰ درجه بر نانیه و نشانه روی با دقتی بهتر از ۰/۱ درجه میشود. همچنین، پس از ثانیه و نشانه روی با دقتی بهتر از ۰/۵ درجه حفظ شده است. بنابراین، با توجه به الزامات ماموریتی در خصوص حفظ دقتهای بالای نشانهروی و پایداری، ایده کالیبراسیون دادههای ژایروسکوپ با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته کارا خواهد بود.

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, 2017.

doi: 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, doi: <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, doi: <u>https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.08.020</u>.
- [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 Automatica Sinica*, vol. 6, no. 4, pp. 1074 - 1080, 2019, doi: <u>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," in 2019 *IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII)*, pp. 153-158, 2019, doi: 10.1109/SII.2019.8700434.

امير لبيبيان

https://doi.org/10.2514/6.2004-4858.

[19]F. L. Markley and J. L. Crassidis, Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control, New York: Springer, 2014, doi:

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, Reston, AIAA, Inc., 2008, doi: 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, doi:

https://doi.org/10.2514/3.19988

[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, doi: <u>https://doi.org/10.2514/3.20418</u> [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, doi:

https://doi.org/10.1016/j.dsp.2018.06.015

[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, p. 110–121, 2018, doi:

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, doi:

https://doi.org/10.2514/2.4834 .

[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, p. 4858, 2004, doi: