

Original Research Paper

Performance Analysis of an Integrated Magnetic Attitude Control System for the Operational Modes of a Satellite

Amir Labibian 

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

ARTICLE INFO

ABSTRACT

Article History:

Received 09 November 2025

Revised 28 May 2026

Accepted 25 June 2026

Available Online ?? August 2026

Keywords:

Magnetic attitude control

Integrated system

Magnetorquer

Operational modes

MQEKF

Reliability of the attitude determination and control subsystem (ADCS), particularly during emergency conditions and prior to entering precise pointing modes, is of critical importance. This issue can be addressed either through reliability analysis methods or by employing hardware components with low failure rates. In this paper, magnetic torquers are considered due to their simple structure, continuous operability in different mission modes, and lack of consumable resources. Accordingly, an integrated attitude determination and control system, incorporating both attitude determination and control processes simultaneously and utilizing only magnetic torquers in all operational modes, is proposed for a low-Earth-orbit microsatellite. Attitude determination is performed using sun sensor, magnetometer, and gyroscope measurements based on the multiplicative quaternion extended Kalman filter. Sensor noise and misalignment models are incorporated to evaluate estimation performance, while major environmental disturbance torques are considered to assess system robustness. Attitude control algorithms are designed for three main operational modes, including detumbling, sun-pointing, and nadir-pointing, and their stability is proven using Lyapunov theory. Numerical simulations are conducted to evaluate system requirements and performance. The results indicate that the detumbling process is completed in less than two orbital periods, while sun-pointing and nadir-pointing accuracies better than 22° and 5° are achieved, respectively. Comparison with representative references demonstrates that the proposed ADCS can effectively operate during emergency conditions and before transitioning to high-precision pointing modes.

* Corresponding Author's E-mail: a.labibian@gmail.com**How to Cite this Article:**A. Labibian, "Performance analysis of an integrated magnetic attitude control system for the operational modes of a satellite," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. ??, No. ?, pp. 1-17, 2026, <https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1604>.**COPYRIGHTS**© 2026 by the authors. Published by ARI. 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/)

مقاله پژوهشی

تحلیل عملکرد سامانه کنترل وضعیت مغناطیسی یکپارچه برای مدهای عملیاتی یک ماهواره

امیر لبیبیان 

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

چکیده

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۱ آبان ۱۴۰۴

بازنگری ۰۷ خرداد ۱۴۰۵

پذیرش ۰۸ تیر ۱۴۰۵

اولین انتشار ؟؟ مرداد ۱۴۰۵

واژه‌های کلیدی:

کنترل وضعیت مغناطیسی

سیستم یکپارچه

گشتاوردهنده مغناطیسی

مدهای عملیاتی

فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کوآرنیون

ضربی

قابلیت اطمینان زیرسامانه تعیین و کنترل وضعیت، به‌ویژه در شرایط اضطراری و پیش از ورود به مدهای نشانه‌روی دقیق، از اهمیت بالایی برخوردار است. این موضوع می‌تواند از طریق تحلیل قابلیت اطمینان یا بهره‌گیری از الگوریتم‌های سخت‌افزاری با نرخ خرابی پایین مورد توجه قرار گیرد. در این مقاله، با تکیه بر ساختار ساده، قابلیت عملکرد پیوسته در مدهای مختلف عملیاتی و عدم نیاز به منابع مصرفی، استفاده از گشتاوردهنده‌های مغناطیسی به‌عنوان راه‌کاری قابل اعتماد بررسی شده است. بر این اساس، یک سامانه یکپارچه تعیین و کنترل وضعیت که فرآیندهای تعیین وضعیت را به‌صورت توأمان در بردارد و در تمامی مدهای عملیاتی تنها از گشتاوردهنده‌های مغناطیسی استفاده می‌کند، برای یک میکروماهواره در مدار پایین زمین ارائه شده است. در سامانه پیشنهادی، تعیین وضعیت بر پایه داده‌های سنسور خورشید، مغناطیس‌سنج و ژایروسکوپ و با استفاده از فیلتر کالمن توسعه‌یافته مبتنی بر کوآرنیون ضربی انجام می‌شود. همچنین، مدل‌سازی نویز و خطای هم‌راستایی سنسورها و اثر گشتاورهای اغتشاشی اصلی به‌منظور ارزیابی پایداری و مقاومت سیستم مورد بررسی قرار گرفته است. الگوریتم‌های کنترل وضعیت برای سه مد چرخش‌زدایی، نشانه‌روی خورشید و نشانه‌روی زمین طراحی شده و پایداری آن‌ها با استفاده از تئوری لیاپانوف اثبات شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد فرآیند چرخش‌زدایی در کمتر از دو تناوب مداری تکمیل شده و دقت نشانه‌روی خورشید و زمین به‌ترتیب بهتر از ۲۲ و ۵ درجه حاصل می‌شود. مقایسه با مراجع منتخب، کارایی مناسب سامانه پیشنهادی را در شرایط اضطراری و پیش از ورود به مدهای دقیق تأیید می‌کند.

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: a.labibian@gmail.com

How to Cite this Article:

A. Labibian, "Performance analysis of an integrated magnetic attitude control system for the operational modes of a satellite," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. ??, No. ?, pp. 1-17, 2026, <https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1604>.

COPYRIGHTS

© 2026 by the authors. Published by ARI. 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/)



علائم و اختصارات

A	ماتریس وضعیت
B	بردار میدان مغناطیسی
C	ماتریس انتقال
E	ماتریس خطا
H	ماتریس حساسیت
I	ماتریس همانی
J	ماتریس ممان اینرسی
L	بردار ممتوم زاویه‌ای
P	ماتریس کوواریانس حالت سیستم
Q	ماتریس کوواریانس نویز فرایند
R	ماتریس کوواریانس اندازه‌گیری
S	بردار موقعیت خورشید
T	بردار گشتاور کنترلی
b	بردار بایاس
c	ضرایب کنترلی
e	بردار خطا
q	کواترنیون
v	بردار اندازه‌گیری
β	بردار بایاس ژایرو
θ	زاویه خطا
η	نویز سفید گوسی
μ	بردار دوقطبی مغناطیسی
σ	کوواریانس نویز اندازه‌گیری
ω	بردار سرعت زاویه‌ای
~	بالانویس کمیت تخمین زده شده
-	بالانویس مقدار حقیقی

مقدمه

تعیین و کنترل وضعیت از موضوعات اساسی در ماهواره‌ها به‌شمار می‌رود و نقشی کلیدی در موفقیت ماموریت بر عهده دارد. زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت شامل سخت افزارهای متنوعی است که وظیفه تعیین/تخمین وضعیت دورانی (سنسورها) و همچنین اعمال فرامین لازم جهت قرارگیری ماهواره در جهت مطلوب (عملگرها) را برعهده دارند. سنسورهای تعیین وضعیت عموماً شامل سنسور خورشید، مغناطیس‌سنج،

ژایروسکوپ، سنسور ستاره و سنسور افق زمین می‌شوند که با ترکیب‌های متنوعی در ماهواره‌ها به کار می‌روند [۱-۳]. عملگرهای کنترل وضعیت شامل گشتاوردهنده‌های مغناطیسی، چرخ‌های عکس‌العملی و تراسترها بوده که در مدهای عملکردی مختلف قابل به کارگیری هستند [۴-۶].

از سوی دیگر الگوریتم‌های متنوعی جهت استفاده از داده‌های سنسورهای تعیین وضعیت و استخراج وضعیت دورانی ماهواره مورد استفاده قرار گرفته‌اند. این الگوریتم‌ها را می‌توان به دو گروه استاتیک و مبتنی بر فیلترینگ تقسیم کرد. در الگوریتم‌های استاتیک عموماً از اندازه‌گیری دو بردار جهت محاسبه وضعیت بدون در نظر گرفتن نویز اندازه‌گیری استفاده می‌شود [۷]. در صورتی که در روش‌های مبتنی بر فیلترینگ، نویز اندازه‌گیری و نویز سیستم مد نظر قرار گرفته و وضعیت ماهواره با استفاده از ساختارهای متفاوت تخمین زده می‌شود [۸-۱۰].

برای در نظر گرفتن اثرات نویز، بایاس و خطاهای عدم هم‌راستایی در فرایند تخمین وضعیت لازم است تا پارامترهای مذکور با استفاده از روش‌های مطرح در زمینه کالیبراسیون سنسورها مورد تخمین قرار گیرند. در این راستا می‌توان به کالیبراسیون مغناطیس‌سنج اشاره کرد که از مهم‌ترین سنسورهای تعیین وضعیت است و در مدهای مختلف عملکردی ماهواره‌ها به کار گرفته می‌شود. برای کالیبراسیون این سنسور رویکردهای مختلفی از جمله روش متمرکز و استفاده از تابع بیشینه احتمال مطرح است که به‌صورت تئوری یا تجربی پارامترهای کالیبراسیون را مورد تخمین قرار می‌دهد [۱۱].

برای کنترل وضعیت ماهواره، الگوریتم‌های متفاوتی با ترکیب عملگرهای مختلف مورد استفاده قرار گرفته‌اند. کنترل‌کننده‌های خطی با توجه به سادگی و قایبیت اطمینان بیشترین کاربرد را در ماموریت‌های ماهواره‌ای داشته‌اند [۱۲]. از سوی دیگر، با توجه به اینکه بسیاری از ماهواره‌ها از پنل‌های خورشیدی جهت تولید توان مورد نیاز استفاده می‌کنند، موضوع در نظر گرفتن ترم‌های غیرخطی در دینامیک وضعیت دارای اهمیت خواهد بود. برای در نظر گرفتن این موضوع، طیف متنوعی از کنترل‌کننده‌های غیرخطی برای کنترل وضعیت مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۱۳-۱۵]. همچنین، جهت در نظر گرفتن اثرات ناشی از عدم قطعیت در مدل‌سازی محیط و دینامیک عملگرها، رویکردهای مقاوم، تطبیقی و پیش‌بین مورد توجه بسیار بوده‌اند [۱۶-۱۸].

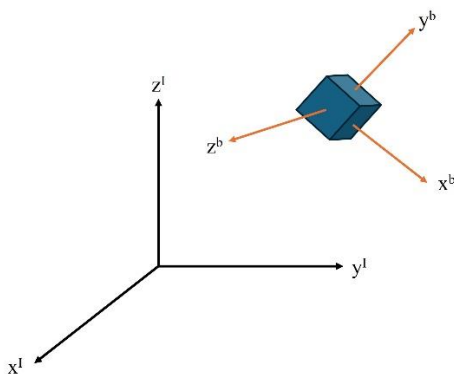
موضوع قابلیت اطمینان در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت از موضوعات اساسی در ارزیابی عملکرد به‌شمار می‌رود. این موضوع از طریق رویکردهای مطرح در بررسی قابلیت اطمینان، استفاده از المان‌های سخت افزاری که از منظر الکتریکی و مکانیکی احتمال رخداد خرابی کمتری دارند و یا استراتژی‌های مطرح در سیستم‌های زیرتحرک^۱ قابل بررسی

برای سایر عملگرهای کنترل وضعیت و همچنین جهت نشانه روی غیردقیق به سمت خورشید و زمین را داراست.

در این مقاله، ابتدا مروری مختصر بر موضوع سینماتیک و دینامیک ماهواره شده است. در ادامه با توجه به اهمیت موضوع گشتاورهای اغتشاشی در دینامیک وضعیت، نحوه مدل سازی این اثرات برای یک ماهواره در ارتفاع پایین زمین مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. سپس، ساختار تعیین وضعیت در مجموعه یکپارچه پیشنهادی مورد بررسی قرار گرفته است. در این راستا، نحوه مدل سازی و در نظر گرفتن اثرات نویز و خطاهای عدم هم راستایی شرح داده شده است. در ادامه با در نظر گرفتن سه مد عملکردی چرخش زدایی، نشانه روی به سمت خورشید و نشانه روی به سمت زمین، الگوریتم های کنترل وضعیت طراحی شده و اثبات پایداری برای آن ها ارائه شده است. سپس، با در نظر گرفتن یک میکروماهواره در مدار پایین زمین، نتایج شبیه سازی الگوریتم های تعیین و کنترل وضعیت مورد بحث و بررسی قرار گرفته و با سه پژوهش مرجع در این زمینه مقایسه شده است. در انتها، جمع بندی و نتیجه گیری آورده شده است.

سینماتیک و دینامیک وضعیت

وضعیت دورانی هر ماهواره نسبت به یک سیستم مختصات مرجع از طریق ارتباط بین قاب های مرجع قابل بیان است (شکل ۱). برای بیان این ارتباط روش های مختلفی مطرح است که از آن جمله می توان به ماتریس کسینوس های هادی، زوایای اوپلر، محور ویژه دوران یا کوآترنیون ها اشاره کرد که هر کدام از آن ها ویژگی ها خاص خود را دارا هستند. در این بررسی به جهت پرهیز از تکنیکی، از کوآترنیون ها و به جهت درک شهودی بهتر، از زوایای اوپلر استفاده می شود.



شکل ۱- سیستم های مختصات بدنی و مرجع جهت تعیین وضعیت.

Fig. 1. Body and reference coordinate systems for attitude determination.

است. در ارتباط با عملگرهای مورد استفاده در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت می توان به چرخ عکس العملی اشاره کرد که در ماموریت های نشانه روی دقیق به طور گسترده مورد استفاده قرار می گیرد. از سوی دیگر با توجه به اجزاء متحرک موجود در این المان، بیشترین میزان خرابی در ماموریت های ماهواره ای برای آن ثبت شده است. در صورتی که چرخ های عکس العملی با رخداد خرابی مواجه شوند احتمال زیرتحریک شدن ماهواره وجود دارد به نحوی که کنترل در برخی جهات با مشکل مواجه می شود. برای این منظور رویکردهای کنترلی متفاوتی به کار گرفته شده است تا کنترل ماهواره همچنان به صورت کامل امکان پذیر باشد [۱۹].

در این مقاله رویکرد استفاده از المان هایی که از منظر کارکردی احتمال خرابی کمتری دارند مد نظر است. بر خلاف چرخ های عکس العملی، گشتاوردهنده های مغناطیسی کمترین میزان خرابی را در ماموریت های ماهواره ای داشته اند. این المان ها با توجه به ماهیت فیزیکی شان دارای قابلیت اطمینان بالاتری نسبت دیگر عملگرها بوده و گزینه ای مناسب جهت استفاده در مدهای نشانه روی در صورت خرابی سایر عملگرهاست. همچنین، در مواقعی که به واسطه انحراف زیاد از جهت مطلوب، امکان اشباع شدن عملگرهای کنترلی دقیق (مانند چرخ عکس العملی) وجود دارد، می توان با استفاده از گشتاوردهنده های مغناطیسی نشانه روی غیردقیق انجام داد تا پس از آن المان های کنترلی دقیق تر جهت گیری مطلوب را ایجاد نمایند.

امروزه با پیشرفت های روزافزون در زمینه طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت از دیدگاه های سخت افزاری و نرم افزاری و در کلاس های مکعبی تا ماهواره های بزرگتر، تلاش های چشمگیری در زمینه ارائه مجموعه های یکپارچه^۱ که نیازمندی های ماموریتی را به طور عمده برآورده کنند به عمل آمده است [۲۰-۲۲]. در این راستا و از منظر نرم افزاری، اگرچه الگوریتم های تعیین و کنترل وضعیت به صورت جداگانه موضوع پژوهش ها و مقالات متعددی بوده است اما به صورت یک مجموعه یکپارچه که شامل هر دو موضوع تعیین و کنترل شده و بتواند برای تمام مدهای عملیاتی یک ماهواره مورد استفاده قرار گیرد مطرح نبوده است. بنابراین، در این مقاله تلاش شده است تا با بهره گیری از یک ساختار تعیین وضعیت کارا، الگوریتم های کنترل وضعیت متناسب برای تمامی مدهای عملکردی مبتنی بر عملگرهای مغناطیسی طراحی شده و در قالب یک مجموعه نرم افزاری یکپارچه ارائه شود. در این راستا و به جهت تعیین وضعیت از ترکیب سنسور خورشید، مغناطیس سنج و ژایروسکوپ استفاده شده است. سیستم کنترل وضعیت پیشنهادی قابلیت استفاده به عنوان پشتیبان سیستم اصلی در صورت وقوع خرابی

که در آن، Φ ثابت تابش خورشید، c سرعت نور، A_s مساحت سطح در معرض تابش خورشید، q ضریب بازتابش، φ زاویه برخورد تابش خورشیدی، cp_s و cm به ترتیب مراکز فشار تابش خورشیدی و جرم می‌باشند.

گشتاور آیرودینامیک

ماهواره‌های در ارتفاع پایین زمین به واسطه اتمسفر اطراف زمین تحت اثر نیروی پسای اتمسفری (آیرودینامیکی) قرار دارند. در حالتی که مرکز فشار اتمسفری منطبق بر مرکز جرم نباشد موجب ایجاد گشتاور شده که از رابطه (۴) قابل محاسبه خواهد بود [۲۴]:

$$T_a = \frac{1}{2} \rho C_d A_f V^2 (cp_a - cm) \quad (4)$$

که در آن T_a گشتاور ناشی از پسای اتمسفری، ρ چگالی اتمسفر، C_d ضریب پسای، A_f مساحت سطح رو به جریان، V سرعت ماهواره، cp_a و cm به ترتیب مراکز فشار آیرودینامیکی و جرم خواهند بود.

گشتاور میدان مغناطیسی

هسته مایع زمین موجب ایجاد میدان مغناطیسی قوی در اطراف آن می‌شود. از سوی دیگر، اغلب ماهواره‌ها دارای مقداری از ممان مغناطیسی پسماند می‌باشند که به نوبه خود موجب ایجاد یک میدان مغناطیسی ضعیف در اطرافشان می‌شود. در حالتی که این ممان پسماند در راستای میدان مغناطیسی محلی نباشد، گشتاوری جهت ایجاد هم‌راستایی بر ماهواره اعمال خواهد شد. این گشتاور از رابطه (۵) قابل محاسبه خواهد بود [۲۴]:

$$T_m = DB \quad (5)$$

که در آن T_m گشتاور مغناطیسی، D ممان دوقطبی پسماند و B میدان مغناطیسی است.

گشتاور گرادیان جاذبه

در حالتی که مرکز جاذبه ماهواره در راستای عمود محلی منطبق با مرکز جرم آن نباشد، موجب ایجاد گشتاور گرادیان جاذبه خواهد شد. اندازه این گشتاور با زاویه بین عمود محلی و محورهای اصلی افزایش خواهد یافت و تلاش خواهد کرد تا محور اصلی می‌نیم را در راستای عمود محلی قرار دهد. این گشتاور از رابطه (۶) قابل محاسبه خواهد بود [۲۴]:

$$T_g = \frac{3\mu}{2R} |I_z - I_y| \sin(2\theta) \quad (6)$$

که در آن T_g گشتاور گرادیان جاذبه، μ ثابت گرانشی زمین، R فاصله از مرکز زمین، θ زاویه بین عمود محلی و محور z اصلی و I_y و I_z ممان اینرسی حول محورهای y و z خواهد بود.

وضعیت قاب‌های مرجع نسبت به یکدیگر در طی زمان با معادلات سینماتیک وضعیت قابل بیان است. با بهره‌گیری از زوایای اولیه برای بیان وضعیت قاب‌های مرجع نسبت به یکدیگر، وضعیت ماهواره در هر لحظه از رابطه (۱) قابل محاسبه خواهد بود [۲۳]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos \theta} \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \varphi \sin \theta & \cos \varphi \cos \theta \\ 0 & \cos \varphi \cos \theta & -\sin \varphi \cos \theta \\ 0 & \sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

که در آن φ, θ, ψ زوایای اولیه به ترتیب حول محوره‌های Z, Y, X دستگاه مختصات مرجع خواهند بوده و $\omega_z, \omega_y, \omega_x$ مولفه‌های بردار سرعت زاویه‌ای $\vec{\omega}$ می‌باشند.

حرکت دورانی ماهواره در فضا به نوبه خود تحت تاثیر گشتاورهای وارد بر آن می‌باشد. این گشتاورها دارای منابع مختلفی در محیط فضا بوده و جهت مطالعه حرکت دورانی مورد بررسی و مدل‌سازی قرار می‌گیرند. دینامیک وضعیت ماهواره با استفاده از رابطه (۲) قابل بررسی و تحلیل خواهد بود [۲۳]:

$$J \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times J \vec{\omega} = \vec{T} \quad (2)$$

که در آن T مجموع گشتاورهای اغتشاشی و کنترلی و J ماتریس ممان اینرسی ماهواره است.

گشتاورهای اغتشاشی

حرکت وضعی ماهواره در مدار تحت تاثیر محیط اطراف آن قرار دارد. این اثرات در قالب گشتاورهای اغتشاشی مطرح است و برای یک ماهواره در ارتفاع پایین زمین عموماً شامل گشتاور تابش خورشیدی، گشتاور آیرودینامیک، گشتاور میدان مغناطیسی و گشتاور میدان مغناطیسی می‌باشد.

گشتاور تابش خورشیدی

تابش خورشید دارای ممتوم است و در برخورد با اجسام ایجاد فشار می‌کند. سطحی که در معرض تابش خورشید قرار دارد در صورتی که در یک سمت اثر بازتابشی داشته و در سمت دیگر تابش را جذب کند، دارای توزیع فشار نامتوازن شده و منجر به ایجاد گشتاور می‌شود. گشتاور ناشی از فشار تابش خورشیدی از رابطه (۳) قابل محاسبه خواهد بود [۲۴]:

$$T_s = \frac{\Phi}{c} A_s (1+q)(cp_s - cm) \cos \varphi \quad (3)$$

تخمین وضعیت

در خصوص تخمین وضعیت در سیستم کنترلی مبتنی بر گشتاوردهنده‌های مغناطیسی، ترکیب‌های متفاوتی از سنسورهای تعیین وضعیت قابل به‌کارگیری است. در این مقاله، از ترکیب سنسور خورشید، مغناطیس‌سنج و ژایروسکوپ در ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کوآترینون ضربی (MQEKF) جهت تخمین وضعیت استفاده می‌شود.

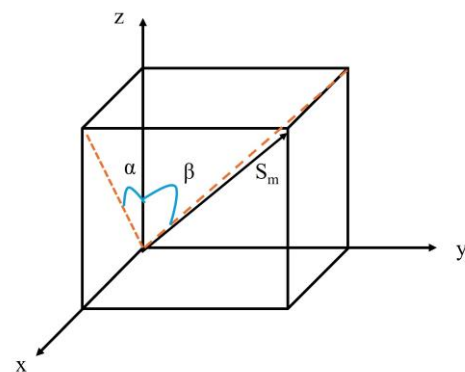
لذا در ابتدا و به‌جهت در نظر گرفتن اثرات ناشی از نویز در فرآیند تخمین وضعیت، نحوه مدل‌سازی سنسورها در سیستم یکپارچه توسعه داده شده تشریح می‌شود.

مدل‌سازی سنسورها

در سیستم یکپارچه توسعه داده شده، از سنسور خورشید، مغناطیس‌سنج و ژایروسکوپ جهت به‌دست آوردن داده‌های اندازه‌گیری برای تخمین وضعیت استفاده می‌شود. نحوه مدل‌سازی هریک از این سنسورها و در نظر گرفتن اثرات نویز در فرآیند تخمین وضعیت به‌صورت زیر است.

سنسور خورشید

در این مقاله از سنسور خورشید دقیق دو محوره جهت تخمین وضعیت استفاده می‌شود. داده‌های وضعیت در این سنسور در قالب دو زاویه که در شکل ۲ معرفی شده‌اند مورد استفاده قرار می‌گیرند:



شکل ۲- هندسه زوایا در سنسور خورشید دقیق.

Fig. 2. Geometry of angles in a fine sun sensor.

جهت مدل‌سازی داده‌های سنسور خورشید، ابتدا بردار خورشید که توسط انتشارگر بردار موقعیت خورشید در سیستم مختصات اینرسی بر حسب زمان محاسبه می‌شود نرمالایز شده و با استفاده از داده‌های وضعیت ماهواره به مختصات بدنی ماهواره منتقل می‌شود. سپس، بردار خورشید در مختصات بدنی با در نظر گرفتن ماتریس‌های انتقال نصب

سنسور خورشید و همچنین ماتریس خطای عدم هم‌راستایی به دستگاه سنسور منتقل می‌شود. در ادامه با استفاده از داده‌های سنسور خورشید در دستگاه سنسور، اثرات نویز شامل بایاس اندازه‌گیری و واریانس نویز به اندازه‌گیری اضافه می‌شود. این فرآیند در روابط (۷) تا (۱۲) بیان شده است.

$$S^s = C_{ae}^s C_b^s S^b \quad (۷)$$

در رابطه (۷) S^b بردار یک‌ه موقعیت خورشید در دستگاه بدنی ماهواره، C_b^s ماتریس انتقال از دستگاه بدنی به سنسور، C_{ae}^s ماتریس خطای عدم هم‌راستایی و S^s بردار یک‌ه خورشید در دستگاه سنسور است.

$$\alpha = \text{atan2}(S_y^s, S_z^s) + b_{sa} + \sigma_{sa}^2 \eta_{sa} \quad (۸)$$

$$\beta = \text{atan2}(S_x^s, S_z^s) + b_{s\beta} + \sigma_{s\beta}^2 \eta_{s\beta} \quad (۹)$$

که در آن b_{sa} و $b_{s\beta}$ بایاس، σ_{sa}^2 و $\sigma_{s\beta}^2$ کوواریانس نویز اندازه‌گیری، η_{sa} و $\eta_{s\beta}$ نویز سفید گوسی با میانگین صفر است.

$$S_{m1} = \tan(\beta) S_z^s \quad (۱۰)$$

$$S_{m2} = \tan(\alpha) S_z^s \quad (۱۱)$$

$$\bar{S}_m = [S_{m1} \quad S_{m2} \quad S_z^s]^T \quad (۱۲)$$

که در آن $\bar{S}_m$ بردار اندازه‌گیری خورشید در دستگاه سنسور است.

مغناطیس‌سنج

جهت مدل‌سازی داده‌های مغناطیس‌سنج از انتشارگر میدان مغناطیسی IGRF استفاده می‌شود. این انتشارگر داده‌های میدان را در دستگاه ECEF تولید می‌کند. داده‌های انتشارگر میدان مغناطیسی توسط ماتریس انتقال وضعیت به سیستم مختصات بدنی ماهواره منتقل می‌شود. سپس، با استفاده از ماتریس انتقال سیستم مختصات بدنی به سنسور، داده‌های میدان به دستگاه مختصات سنسور منتقل می‌شود. با استفاده از ماتریس خطای عدم هم‌راستایی، اثرات عدم هم‌راستایی در نظر گرفته می‌شود. در انتها، اثرات بایاس و واریانس نویز اندازه‌گیری به داده‌های میدان مغناطیسی افزوده می‌شود. نحوه مدل‌سازی در رابطه (۱۳) آمده است:

$$B^s = C_{ae}^s C_b^s B^b + b_m + \sigma_m^2 \eta_m \quad (۱۳)$$

که در آن B^b بردار میدان مغناطیسی در دستگاه بدنی ماهواره، C_b^s ماتریس انتقال از دستگاه بدنی به سنسور، C_{ae}^s ماتریس خطای عدم هم‌راستایی، b_m بردار بایاس، σ_m^2 واریانس نویز اندازه‌گیری، η_m نویز

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Xi(q) \bar{\omega} \quad (17)$$

که در آن

$$\Xi(q) = \begin{bmatrix} q_4 I_{3 \times 3} + [\rho \times] \\ -\rho^T \end{bmatrix} \quad (18)$$

و

$$q \equiv [\rho \quad q_4]^T \quad (19)$$

$$\rho = [q_1 \quad q_2 \quad q_3] \quad (20)$$

با استفاده از تقریب خطای زوایای کوچک که مبنای ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته است (اختلاف مقدار حقیقی و تخمین زده شده کوچک فرض می‌شود) خواهیم داشت:

$$\delta \rho \approx \delta \alpha / 2 \quad (21)$$

که در آن $\delta \alpha$ دارای مولفه‌های خطای زوایای رول، پیچ و یاء خواهد بود.

بر این اساس، مدل خطا در فیلتر کالمن توسعه یافته به صورت زیر است:

$$\Delta \tilde{x} = F(t) \Delta \tilde{x}(t) + G(t) w(t) \quad (22)$$

که در آن $\Delta \tilde{x}(t) \equiv [\delta \alpha^T(t) \quad \Delta \tilde{\beta}^T(t)]^T$ و $w(t) \equiv [\eta_v^T(t) \quad \eta_u^T(t)]^T$ خواهد بود. برای $F(t)$ و $G(t)$ خواهیم داشت:

$$F(t) = \begin{bmatrix} -[\hat{\omega}(t) \times] & -I_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$G(t) = \begin{bmatrix} -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (24)$$

معادلات اندازه‌گیری برای n بردار اندازه‌گیری جهت تخمین وضعیت به صورت زیر قابل بیان است:

$$\tilde{y}_k = \begin{bmatrix} A(q) r_1 \\ A(q) r_2 \\ \vdots \\ A(q) r_n \end{bmatrix}_{t_k} + \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ \vdots \\ v_n \end{bmatrix}_{t_k} \equiv \tilde{h}_k(\hat{x}_k) + \tilde{v}_k \quad (25)$$

که در آن A ماتریس وضعیت از سیستم مختصات بدنی به سیستم مختصات مرجع است.

با توجه به معادلات اندازه‌گیری، بروزرسانی بردار حالت در ساختار فیلتر کالمن با استفاده از روابط (۲۶) و (۲۷) انجام خواهد شد:

سفید با میانگین صفر و B^s بردار میدان مغناطیسی در دستگاه سنسور است.

ژایروسکوپ

جهت مدل‌سازی ژایروسکوپ عمدتاً سه نوع نویز در نظر گرفته می‌شود که بیان‌کننده دینامیک نویزها در این سنسور می‌باشند. این اثرات در رابطه (۱۴) و (۱۵) نشان داده شده‌اند.

$$\omega^s = C_{ae} C_b^s \omega^b + b_g + \eta_v \quad (14)$$

$$\dot{b}_g = \eta_u \quad (15)$$

مطابق رابطه (۱۴) سرعت زاویه‌ای در دستگاه بدنی با ماتریس انتقال C_b^s به دستگاه سنسور منتقل می‌شود و اثر خطای عدم هم‌راستایی با ماتریس C_{ae} در نظر گرفته می‌شود. نویز η_v تحت عنوان ARW^1 با کوواریانس $\sigma_v^2 I_{3 \times 3}$ به بایاس b_g اضافه می‌شود. تغییرات بایاس با زمان در رابطه (۱۵) به صورت نویز سفید گوسی با میانگین صفر به عنوان RRW^2 با کوواریانس $\sigma_u^2 I_{3 \times 3}$ در نظر گرفته می‌شود.

الگوریتم تخمین وضعیت

جهت تعیین وضعیت ماهواره در کلان دو رویکرد استاتیک و مبتنی بر فیلترینگ مطرح است. رویکردهای استاتیک اثر نویز اندازه‌گیری را در تخمین وضعیت در نظر نمی‌گیرند و بر اساس دو بردار اندازه‌گیری به تعیین وضعیت می‌پردازند. اما در رویکردهای مبتنی بر فیلترینگ اثر نویز اندازه‌گیری و دینامیک نویز در نظر گرفته می‌شود. در مواردی که استفاده از ژایروسکوپ امکان‌پذیر باشد، بهره‌گیری از رویکرد سینماتیکی مبتنی بر کوآرنیون رویکردی بهینه خواهد بود. در صورت عدم امکان استفاده از ژایروسکوپ، از معادله اولر (رابطه (۲)) جهت تخمین وضعیت در ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته استفاده می‌شود.

در این مقاله از رویکرد سینماتیکی فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کوآرنیون ضربی (MQEKF) بهره گرفته می‌شود. در این ساختار از مدل بیان شده در روابط (۱۴) و (۱۵) برای ژایروسکوپ استفاده می‌شود.

بنابراین، سرعت زاویه‌ای تخمین زده شده از رابطه (۱۶) قابل محاسبه خواهد بود:

$$\hat{\omega} = \tilde{\omega} - \hat{\beta} \quad (16)$$

ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته جهت تخمین وضعیت با استفاده از کوآرنیون مبتنی بر رابطه (۱۷) است [۲۵]:

$$\Phi_{22} = I_{3 \times 3} \quad (37)$$

$$Q_k = \begin{bmatrix} \left(\sigma_v^2 \Delta t + \frac{1}{3} \sigma_u^2 \Delta t^3 \right) I_{3 \times 3} & \left(\frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2 \right) I_{3 \times 3} \\ \left(\frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2 \right) I_{3 \times 3} & \left(\sigma_u^2 \Delta t \right) I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (38)$$

خلاصه ساختار فیلتر کالمن توسعه داده شده جهت تخمین وضعیت در جدول (۱) آورده شده است.

جدول ۱- ساختار MQEKF جهت تخمین وضعیت [۲۶].

Table 1. Structure of MQEKF for attitude estimation [26].

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

کنترل وضعیت

در این بخش الگوریتم‌های کنترلی برای سه مد عملکردی چرخش‌زدایی، نشانه‌روی خورشید و نشانه‌روی زمین بر مبنای استفاده از عملگرهای مغناطیسی طراحی می‌شود و اثبات پایداری آن‌ها با استفاده از تئوری لیاپانوف صورت می‌پذیرد. مدل مورد استفاده برای

$$\hat{q}_k^+ = \hat{q}_k^- + \frac{1}{2} \Xi (\hat{q}_k^-) \delta \hat{\alpha}_k^+ \quad (26)$$

$$\hat{\beta}_k^+ = \hat{\beta}_k^- + \Delta \hat{\beta}_k^+ \quad (27)$$

پس از بروزرسانی، انتشار بردار حالت با استفاده از رابطه (۲۸) انجام خواهد شد:

$$\hat{q}_{k+1}^- = \bar{\Omega}(\hat{\omega}_k^+) \hat{q}_k^+ \quad (28)$$

که در آن

$$\bar{\Omega}(\hat{\omega}_k^+) \equiv \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{1}{2} \|\hat{\omega}_k^+\| \Delta t\right) I_{3 \times 3} - [\hat{\psi}_k^+ \times] & \hat{\psi}_k^+ \\ -\hat{\psi}_k^+ & \cos\left(\frac{1}{2} \|\hat{\omega}_k^+\| \Delta t\right) \end{bmatrix} \quad (29)$$

و

$$\hat{\psi}_k^+ \equiv \frac{\sin\left(\frac{1}{2} \|\hat{\omega}_k^+\| \Delta t\right) \hat{\omega}_k^+}{\|\hat{\omega}_k^+\|} \quad (30)$$

در انتها انتشار کوواریانس بردار حالت با استفاده از رابطه (۳۱) انجام می‌شود:

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + \Upsilon_k Q_k \Upsilon_k^T \quad (31)$$

که در آن

$$\Upsilon_k = \begin{bmatrix} -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (32)$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$\Phi_{11} = I_{3 \times 3} - [\hat{\omega} \times] \frac{\sin(\|\hat{\omega}\| \Delta t)}{\|\hat{\omega}\|} + [\hat{\omega} \times]^2 \frac{\{1 - \cos(\|\hat{\omega}\| \Delta t)\}}{\|\hat{\omega}\|^2} \quad (34)$$

$$\Phi_{12} = [\hat{\omega} \times] \frac{\{1 - \cos(\|\hat{\omega}\| \Delta t)\}}{\|\hat{\omega}\|^2} - I_{3 \times 3} \Delta t - [\hat{\omega} \times]^2 \frac{\{\|\hat{\omega}\| \Delta t - \sin(\|\hat{\omega}\| \Delta t)\}}{\|\hat{\omega}\|^3} \quad (35)$$

$$\Phi_{21} = 0_{3 \times 3} \quad (36)$$

که در آن $\hat{b}$ بردار یک میدان مغناطیسی $\vec{B}$ ، و بالانویس I و B به ترتیب بیانگر قاب مرجع اینرسی و بدنی است. در صورتی که تنها دلیل تغییرات میدان مغناطیسی زمین چرخش ماهواره بوده و اغتشاشات خارجی بر روی میدان مغناطیسی زمین قابل صرف نظر باشد، خواهیم داشت:

$$\dot{\hat{b}} = -\vec{\omega} \times \hat{b} = \hat{b} \times \vec{\omega} \quad (45)$$

در اینجا جهت اختصار $\left\{ \frac{d\hat{b}}{dt} \right\}^B$ به عنوان $\dot{\hat{b}}$ در نظر گرفته شده است. برای کنترل سه محوره و نشانه روی به سمت خورشید با ضرب خارجی رابطه (۴۱) در بردار $\vec{B}$ خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \vec{B} \times \vec{T} &= \vec{B} \times (\vec{\mu} \times \vec{B}) \\ &= \vec{\mu} (\vec{B} \cdot \vec{B}) - \vec{B} (\vec{B} \cdot \vec{\mu}) \\ &= \vec{\mu} |\vec{B}|^2 - \vec{B} \vec{B} \cdot \vec{\mu} \\ &= |\vec{B}|^2 \left[\vec{I} - \frac{\vec{B} \vec{B}}{|\vec{B}|^2} \right] \cdot \vec{\mu}. \end{aligned} \quad (46)$$

که در آن $\vec{I}$ و $\hat{b} \hat{b}^T$ ماتریس‌های همانی و میدان مغناطیسی هستند. بنابراین، ممان دو قطبی به صورت زیر خواهد شد:

$$\vec{\mu} = \frac{\vec{B} \times \vec{T}}{|\vec{B}|^2} \quad (47)$$

در صورتی که $\vec{\ell} = \vec{L} / |\vec{L}| = \ell_x \vec{i} + \ell_y \vec{j} + \ell_z \vec{k}$ مومنوم زاویه‌ای نرمالایز شده ماهواره، $\vec{L} = \vec{J} \cdot \vec{\omega} = L_x \vec{i} + L_y \vec{j} + L_z \vec{k}$ مومنوم زاویه‌ای ماهواره و $\vec{J}$ ممان اینرسی ماهواره، $\vec{r}_S = r_{Sx} \vec{i} + r_{Sy} \vec{j} + r_{Sz} \vec{k}$ بردار موقعیت خورشید از ماهواره به خورشید در قاب بدنی $\{\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}\}$ ، $\vec{\omega}^*$ سرعت زاویه‌ای مرجع، $\tilde{\theta} = \cos^{-1}(-r_{Sx} / r_S)$ زاویه خطای نشانه روی بین بردار $-\vec{k}$ و $\vec{r}_S$ بردار خورشید باشد، فرمان گشتاور، $\vec{T}_{cmd1,2}$ ، مطابق با تصویر مومنوم زاویه‌ای ماهواره در جهت نشانه روی مطلوب تعیین خواهد شد. به عبارت دیگر [۲۷]:

$$\vec{T}_{cmd1} = -K(\vec{\omega} - \vec{\omega}^*), \quad \text{if } |\ell_3| \leq a \quad (48)$$

و

$$\begin{aligned} \vec{T}_{cmd2} &= \\ &\vec{T}_{cmd1} - K_1 |\ell_3| \tilde{\theta} \left\{ \vec{\ell} \times \left(\dot{\vec{r}}_S \times \vec{\ell} \right) \right\} \\ &- K_2 \dot{\vec{r}}_S \times (-\vec{k}), \quad \text{if } |\ell_3| > a \end{aligned} \quad (49)$$

عملگر مغناطیسی در الگوریتم‌های طراحی شده با در نظر گرفتن حد اشباع m به صورت زیر خواهد بود:

$$\mu(u) = \begin{cases} u & |u| \leq m \\ \text{sgn}(u)m & |u| > m \end{cases} \quad (39)$$

در این مقاله از گشتاوردهنده مغناطیسی با حد اشباع $m=13 \text{ Am}^2$ استفاده می‌شود.

الگوریتم کنترلی در مد چرخش زدایی

پس از تزریق ماهواره در مدار و پیش از شروع نشانه روی لازم است تا سرعت زاویه‌ای آن کاهش یافته و پایداری نسبی ایجاد شود. کاهش سرعت زاویه‌ای ممکن است با هریک از عملگرهای کنترل وضعیت انجام شود. در ماهواره‌های مدار پایین زمین استفاده از عملگرهای مغناطیسی انتخابی طبیعی برای این هدف می‌باشد زیرا بر خلاف تراسترها نیازمند مصرف سوخت نبوده و مشکل اشباع شدن در صورت استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی را نخواهد داشت.

هدف از مد چرخش زدایی کاهش انرژی جنبشی دورانی ماهواره، τ_{rot} ، به مقدار صفر می‌باشد. به عبارت دیگر، نرخ تغییرات انرژی جنبشی در این مد کاهش خواهد یافت [۲۷]:

$$\dot{\tau}_{rot} = \vec{\omega} \cdot \vec{T} < 0, \quad (40)$$

که در آن $\vec{T}$ گشتاور تولید شده توسط گشتاوردهنده‌های مغناطیسی ماهواره است:

$$\vec{T} = \vec{\mu} \times \vec{B} \quad (41)$$

بردار دوقطبی مغناطیسی را می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$\vec{\mu} = K \vec{\omega} \times \vec{B}, \quad (K > 0) \quad (42)$$

که برآورده کننده رابطه (۴۰) در صورتی که $\vec{\omega}$ منطبق بر $\vec{B}$ نباشد خواهد بود. با فرض اینکه تغییرات میدان مغناطیسی ناشی از دوران ماهواره باشد، قانون کنترلی در مد چرخش زدایی به صورت زیر خواهد بود [۲۷]:

$$\vec{\mu} = -K \dot{\vec{B}}. \quad (43)$$

الگوریتم کنترلی در مد نشانه روی خورشید

تغییرات میدان مغناطیسی در صورتی که ماهواره نسبت به دستگاه اینرسی دارای سرعت زاویه‌ای $\vec{\omega}$ باشد به صورت زیر قابل بیان است:

$$\left\{ \frac{d\hat{b}}{dt} \right\}^I = \left\{ \frac{d\hat{b}}{dt} \right\}^B + \vec{\omega} \times \hat{b} \quad (44)$$

$$\begin{aligned}\dot{V} &= -\vec{e}_\omega^T K (I - \hat{B}\hat{B}^T) \vec{e}_\omega \\ &= -\left\| (I - \hat{B}\hat{B}^T)^{1/2} K^{1/2} \vec{e}_\omega \right\|^2 \leq 0\end{aligned}\quad (55)$$

رابطه (۵۵) منفی نیمه معین است. لذا سیستم به طور میانگین در مدار پایدار مجانبی است. در ارتباط با رابطه (۴۹)، اثبات پایداری بخش اول مشابه رابطه (۴۸) است اما برای بخش دوم خواهیم داشت:

$$\begin{aligned}-\vec{\ell} \times (\dot{\vec{r}}_s \times \vec{\ell}) &= \vec{\ell} (\vec{\ell} \cdot \dot{\vec{r}}_s) - \dot{\vec{r}}_s (\vec{\ell} \cdot \vec{\ell}) \\ &= \left(\vec{\ell}^T \dot{\vec{r}}_s \right) \vec{\ell} - \dot{\vec{r}}_s\end{aligned}\quad (56)$$

رابطه فوق محور دوران را به سمت خورشید چرخانده و موجب کاهش خطای نشانه روی می شود. به طور مشابه، بخش سوم رابطه (۴۹) با ایجاد گشتاور اصلاحی موجب کاهش زاویه نشانه روی می شود. لذا تابع لیپانوف زیر را برای بخش دوم و سوم می توان در نظر گرفت:

$$V = \frac{1}{2} \vec{e}_\omega^T J \vec{e}_\omega + c(1 - \cos \tilde{\theta}) \quad (57)$$

با مشتق گیری از رابطه (۵۷) خواهیم داشت:

$$\dot{V} = \vec{e}_\omega^T J \dot{\vec{e}}_\omega + c \sin \tilde{\theta} \dot{\tilde{\theta}} \quad (58)$$

بخش اول رابطه (۵۸) مطابق با رابطه (۵۵) به صورت $\vec{e}_\omega^T K \vec{e}_\omega$ قابل بیان است. بخش دوم رابطه (۵۸) در نزدیکی نقطه تعادل به صورت $c \tilde{\theta} \dot{\tilde{\theta}}$ قابل بیان است. همچنین در نزدیکی نقطه تعادل جمله $\dot{\tilde{\theta}}$ را می توان با $-k_\theta \tilde{\theta}$ تقریب زد. بنابراین رابطه (۵۸) به صورت زیر قابل بازنویسی است:

$$\dot{V} = -\vec{e}_\omega^T K \vec{e}_\omega - c_1 \tilde{\theta}^2 \quad (59)$$

رابطه (۵۹) منفی نیمه معین بوده و بنابراین سیستم به صورت میانگین پایدار مجانبی است.

الگوریتم کنترلی در مد نشانه روی زمین

پس از پایدارسازی ماهواره، با دریافت فرمان نشانه روی به سمت زمین لازم است محورهای قاب بدنی به سمت زمین جهت گیری کنند. در حالت کلی، وضعیت ماهواره در قاب بدنی را می توان به صورت زیر بیان کرد:

$$\vec{v}_T^B = \alpha_1 \hat{b}_1 + \alpha_2 \hat{b}_2 + \alpha_3 \hat{b}_3 \quad (60)$$

$$\vec{\omega}_T^B = \omega_T (\beta_1 \hat{b}_1 + \beta_2 \hat{b}_2 + \beta_3 \hat{b}_3) \quad (61)$$

که در آن K_1 و K_2 بهره های ثابت در سه محور خواهند بود. پارامتر a در رابطه (۴۸) مقداری است که در صورت کمتر بودن مومنتوم زاویه ای در راستای زینت فرمان سوئیچ صادر می شود تا ماهواره به صورت چرخان پایدار باشد. این مقدار از مصالحه ای بین زمان استقرار پایداری چرخان و خطای نشانه روی خورشید به دست می آید.

در رابطه (۴۸) فرمان گشتاور T_{cmd1} جهت جبران خطای نشانه روی خورشید به مقدار $\tilde{\theta}$ و برای مانور نشانه روی جهت زینت به سمت خورشید خواهد بود [۲۷].

اثبات پایداری الگوریتم کنترلی در مد نشانه روی خورشید

در رابطه (۴۸) که مشابه رابطه (۴۳) در مد چرخش زدایی است، گشتاور کنترلی با استفاده از رابطه (۴۷) به صورت زیر قابل بیان است:

$$\begin{aligned}T &= \left(\frac{\vec{B} \times \vec{T}_{cmd}}{|\vec{B}|^2} \right) \times \vec{B} \\ &= \frac{1}{|\vec{B}|^2} \left\{ \vec{T}_{cmd} (\vec{B} \cdot \vec{B}) - \vec{B} (\vec{B} \cdot \vec{T}_{cmd}) \right\}\end{aligned}\quad (50)$$

$$\begin{aligned}&= \frac{1}{|\vec{B}|^2} \left\{ |\vec{B}|^2 \vec{T}_{cmd} - (\vec{B}^T \vec{T}_{cmd}) \vec{B} \right\} \\ &= (I - \hat{B}\hat{B}^T) \vec{T}_{cmd}\end{aligned}$$

اختلاف سرعت زاویه ای حقیقی و سرعت زاویه ای مطلوب ($\vec{\omega}_T$) به صورت زیر قابل بیان است:

$$\vec{e}_\omega = \vec{\omega} - \vec{\omega}_T \quad (51)$$

تابع لیپانوف زیر را جهت بررسی پایداری در نظر می گیریم:

$$V = \frac{1}{2} \vec{e}_\omega^T J \vec{e}_\omega \quad (52)$$

که تابعی مثبت معین است.

با مشتق گیری از رابطه (۵۲) داریم:

$$\dot{V} = \vec{e}_\omega^T J \dot{\vec{e}}_\omega = \vec{e}_\omega^T J \dot{\omega} \quad (53)$$

با جایگذاری رابطه (۲) در (۵۳) خواهیم داشت:

$$\dot{V} = \vec{e}_\omega^T \left\{ -\vec{\omega} \times (J \vec{\omega}) + T \right\} \quad (54)$$

در ادامه با جایگذاری روابط (۴۸) و (۵۰) در رابطه (۵۴) داریم:

که در آن $I_{3 \times 3}$ ماتریس واحد 3×3 و $[\hat{e} \times]$ ماتریس ضرب خارجی برای محور خطا است:

$$[\hat{e} \times] = \begin{bmatrix} 0 & -e_3 & e_2 \\ e_3 & 0 & -e_1 \\ -e_2 & e_1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (69)$$

خطا در سرعت زاویه‌ای از اختلاف سرعت زاویه‌ای حقیقی و هدف به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$\vec{e}_\omega = \vec{\omega}_T^B - \vec{\omega}_T^B \quad (70)$$

که در آن $\vec{\omega}_T^B$ برابر $\vec{\omega}$ سرعت زاویه‌ای حقیقی بوده و به طور مستقیم از خروجی تعیین وضعیت به دست می‌آید. با استفاده از ماتریس خطا در رابطه (۶۸) ضرایب کنترلی به صورت زیر قابل محاسبه خواهند بود:

$$c = \begin{bmatrix} E(2,3) - E(3,2) \\ E(3,1) - E(1,3) \\ E(1,2) - E(2,1) \end{bmatrix} \quad (71)$$

سه مولفه ماتریس رابطه (۷۱) به ترتیب ضرایب کنترلی را در سه محور x ، y و z به دست می‌دهد. با استفاده از ضرایب کنترلی رابطه (۷۱)، گشتاور کنترلی برای سه محور به صورت زیر خواهد بود:

$$t = [k_1 c_1 \quad k_2 c_2 \quad k_3 c_3] \quad (72)$$

همچنین، گشتاور کنترلی متناسب با خطای سرعت زاویه‌ای به صورت محاسبه می‌شود:

$$t_\omega = -k_\omega \left(I_{3 \times 3} - \frac{\tilde{b} \tilde{b}^T}{\|\tilde{b}\|^2} \right) e_\omega \quad (73)$$

که در آن $k_\omega > 0$ بهره متناسب با کنترل سرعت زاویه‌ای است. در نهایت گشتاور کنترلی نهایی برای جبران خطای زاویه و سرعت زاویه‌ای به صورت زیر خواهد بود:

$$t_c = t + t_\omega \quad (74)$$

ممان دو قطبی مورد نیاز برای تولید گشتاور رابطه (۷۴) به صورت به دست می‌آید:

$$\mu = \frac{\tilde{b} \times t_c}{\|\tilde{b}\|^2}. \quad (75)$$

که در آن $\tilde{b}$ میدان مغناطیسی تخمین زده شده است.

که در آن ضرایب α_i و β_i با $i = 1, 2, 3$ یک جهت را به صورت ترکیبی خطی از محورهای قاب بدنی مشخص می‌کنند و کمیت ω_T نرخ زاویه‌ای دلخواه است.

وضعیت هدف در نشانه روی معمولاً از طریق مدل‌هایی در قاب مرجع اینرسی مشخص می‌شود. این جهت‌ها عمدتاً به سمت خورشید یا به سمت مرکز زمین خواهد بود. با استفاده از خروجی سیستم تعیین وضعیت می‌توان ارتباط دو قاب مرجع اینرسی و بدنی را به صورت زیر بیان کرد [۲۸]:

$$\vec{v}_T^B = \tilde{A} \vec{v}^I \quad (62)$$

$$\vec{\omega}_T^B = \tilde{\omega} \quad (63)$$

که در آن $\vec{v}^I$ جهت هدف در قاب اینرسی، $\tilde{A}$ ماتریس دوران تخمین زده شده و $\tilde{\omega}$ سرعت زاویه‌ای تخمین زده شده ماهواره در قاب بدنی است.

هدف از کنترل وضعیت، هم راستا کردن جهت‌های حقیقی (خروجی سیستم تعیین وضعیت) با بردارهای هدف مطلوب بیان شده در قاب بدنی است. بنابراین قانون هدایتی برای مانور ماهواره به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\vec{v}_T^B \rightarrow \vec{v}_T^B \quad (64)$$

$$\vec{\omega}_T^B \rightarrow \vec{\omega}_T^B \quad (65)$$

کمیت‌های $\vec{v}_T^B$ و $\vec{\omega}_T^B$ در حالت کلی با کمیت‌های $\vec{v}_T^B$ و $\vec{\omega}_T^B$ همراه است نبوده و اختلاف آن‌ها به عنوان خطا تعریف می‌شود. این خطا را می‌توان با دو کمیت محور خطا و زاویه خطا تعریف کرد، به طوری که اگر ماهواره حول محور خطا با زاویه‌ای به میزان زاویه خطا دوران داده شود، جهت هدف حقیقی با جهت مطلوب هم راستا خواهد شد. محور خطا و زاویه خطا را می‌توان به صورت زیر محاسبه کرد [۲۸]:

$$\hat{e} = \frac{\vec{v}_T^B \times \vec{v}_T^B}{\|\vec{v}_T^B \times \vec{v}_T^B\|} \quad (66)$$

$$\theta_e = \arccos \left(\frac{\vec{v}_T^B \cdot \vec{v}_T^B}{\|\vec{v}_T^B\| \|\vec{v}_T^B\|} \right) \quad (67)$$

در ادامه، ماتریس خطا E به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$E = I_{3 \times 3} + \sin \theta_e [\hat{e} \times] + (1 - \cos \theta_e) [\hat{e} \times]^2 \quad (68)$$

شده برای سنسورها، عملگر مغناطیسی و الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت در محیط نرم‌افزار در حلقه^۱ مورد ارزیابی قرار می‌گیرند. جهت شبیه‌سازی مدار از انتشارگر HPOP و برای مدل‌سازی میدان مغناطیسی زمین از مدل IGRF بهره گرفته می‌شود. برای تعیین وضعیت در این ماهواره از سنسورهای خورشید، مغناطیس‌سنج و ژایروسکوپ استفاده می‌شود. بر اساس آنچه در بخش مدل‌سازی سنسورهای تعیین وضعیت بیان شد، مشخصات نویز و خطای عدم هم‌راستایی سنسورها که در شبیه‌سازی مدنظر قرار گرفته به‌ترتیب در جدول‌های ۳ و ۴ آورده شده است.

جدول ۲- مشخصات فیزیکی ماهواره جهت شبیه‌سازی

Table 2. Satellite physical properties for simulation.

Moment of Inertia Matrix	$J = \begin{bmatrix} 11.1 & -0.2 & 0.6 \\ -0.2 & 13.6 & -0.1 \\ 0.6 & -0.1 & 14 \end{bmatrix}$
Mass	150 kg
cp-cg distance	2cm

جدول ۳- مشخصات نویز سنسورهای تعیین وضعیت.

Table 3. Noise characteristics of attitude determination sensors.

Sensors	Parameter	Bias	Noise Variance
Sun Sensor	α	0.01 deg	0.3 deg
	β	0.01 deg	0.4 deg
Magnetometer	$[1 \ 5 \ 7]^T$ nT		$[200 \ 100 \ 120]^T$ nT
Gyroscope	0.5 deg/h	ARW	0.15 deg/ $\sqrt{h}$
		RRW	5 deg/h ^{3/2}

جدول ۴- مقادیر عدم هم‌راستایی سنسورهای تعیین وضعیت.

Table 4. Misalignment values of attitude determination sensors.

Sensors	Roll (deg)	Pitch (deg)	Yaw (deg)
Sun sensor	0.5	-0.5	0.5
Magmetometer	-0.5	1	0.5
Gyroscope	0.4	0.2	0.5

اثبات پایداری الگوریتم کنترلی در مد نشانه روی زمین

گشتاور کنترلی گشتاوردهنده‌های مغناطیسی را بر اساس رابطه (۷۵) به‌صورت زیر می‌توان نوشت:

$$t_{mag} = \mu \times \tilde{b} \\ = - \left(I_{3 \times 3} - \frac{\tilde{b} \tilde{b}^T}{\|\tilde{b}\|^2} \right) t_c = -P_b t_c \quad (76)$$

ساختار کنترلی پیشنهاد شده جهت نشانه‌روی زمین بر اساس رابطه (۷۴) کنترل‌کننده تناسبی-مشتقی است که ضرایب آن از روابط (۷۲) و (۷۳) قابل محاسبه است. بنابراین، جهت بررسی پایداری تابع لیاپانوف زیر را می‌توان در نظر گرفت:

$$V = \frac{1}{2} \tilde{e}_\omega^T J \tilde{e}_\omega + \frac{1}{2} \tilde{e}_a^T K_p \tilde{e}_a \quad (77)$$

در رابطه (۷۷) بردار خطای جهت نشانه‌روی و K_p ماتریس بهره است که مثبت معین می‌باشد. با مشتق‌گیری از رابطه (۷۷) خواهیم داشت:

$$\dot{V} = \tilde{e}_\omega^T \dot{J} \tilde{e}_\omega + \tilde{e}_a^T K_p \dot{\tilde{e}}_a \quad (78)$$

کنترل‌کننده مورد استفاده در این مد کنترل‌کننده تناسبی-مشتقی است به‌عبارت دیگر:

$$t_c = K_p \tilde{e}_a + K_d \tilde{e}_\omega \quad (79)$$

با استفاده از روابط (۷۴)، (۷۶) و (۷۹) رابطه (۷۸) به‌صورت زیر قابل بازنویسی است:

$$\dot{V} = \tilde{e}_\omega^T \left\{ -\omega \times (J \omega) - P_b K_p \tilde{e}_a - P_b K_d \tilde{e}_\omega \right\} + \tilde{e}_a^T K_p \dot{\tilde{e}}_a \quad (80)$$

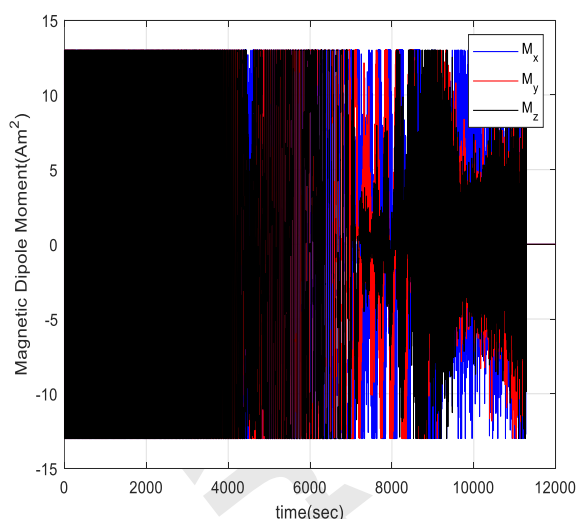
با استفاده از تقریب $\dot{\tilde{e}}_a \approx \tilde{e}_\omega$ و استفاده از ویژگی پاد متقارن در بخش اول خواهیم داشت:

$$\dot{V} = \tilde{e}_\omega^T P_b K_d \tilde{e}_\omega \leq 0 \quad (81)$$

بنابراین سیستم حلقه بسته به‌طور میانگین پایدار مجانبی است.

شبیه‌سازی

جهت بررسی عملکرد الگوریتم‌های کنترلی، یک ماهواره مدار پایین زمین با مشخصات جدول ۲ در مدار دایروی ۵۰۰ کیلومتری جهت شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود. برای این منظور مدل‌های توسعه داده



شکل ۴- دو قطبی مغناطیسی گشتاوردهنده‌های مغناطیسی در مد چرخش‌زدایی.

Fig. 4. Magnetic dipole of magnetorquers in detumbling mode.

همانطور که از شکل ۳ مشخص است، سرعت زاویه‌ای ماهواره در کمتر از ۲ تناوب مداری به کمتر از 0.2° درجه در هر محور کاهش یافته و ماهواره با پایداری نسبی آماده ورود به مدهای نشانه‌روی است. همچنین، با توجه به آنچه از شکل ۴ استنباط می‌شود در این مد عملکردی گشتاوردهنده‌های مغناطیسی در بیشتر زمان این مد با حداکثر دوقطبی مغناطیسی جهت کاهش سرعت زاویه‌ای به مقداری که در الزامات مشخص شده است عمل می‌کنند. علی‌رغم این موضوع، با توجه به توان مصرفی این عملگرها (برای گشتاوردهنده مغناطیسی با دوقطبی مغناطیسی 13 Am^2 کمتر از ۱ وات [۳۰]) توان به مراتب کمتری از عملگرهای دیگر مانند چرخ عکس‌العملی (برای این سایز ماهواره در مد نامی $3/5$ وات [۳۱]) خواهد بود و گزینه‌ای کاملاً بهینه در این مد محسوب می‌شود.

بررسی عملکرد در مد نشانه‌روی خورشید

پس از مد چرخش‌زدایی، ماهواره با دریافت فرمان نشانه روی خورشید مانور مورد نظر را انجام می‌دهد. در طی این مانور جهت حفظ پایداری، سرعت زاویه‌ای 0.1° درجه بر ثانیه در نظر گرفته شده است. جهت برآورد شدن الزامات مد نشانه‌روی خورشید (جدول ۵)، ضرایب کنترلی در جدول ۶ آورده شده است.

بر مبنای ضرایب جدول ۶ عملکرد الگوریتم کنترلی در مد نشانه‌روی خورشید در شکل‌های ۵ تا ۷ نشان داده شده است.

معیارهای ارزیابی عملکرد

جهت ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های کنترلی، الزامات سیستمی به صورت زیر مد نظر است:

جدول ۵- الزامات سیستمی جهت ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های کنترلی.

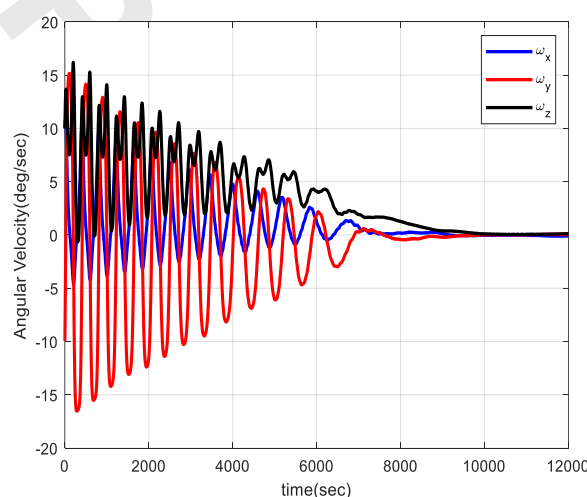
Table 5. System requirements for evaluation of attitude control algorithms.

Operational Modes	Description
Detumbling	$\omega < 0.5 \text{ deg/sec}$ (in less than two orbital periods)
Sun-Pointing	error $< 25 \text{ deg}$
Nadir-Pointing	error $< 10 \text{ deg}$

شایان ذکر است الزامات سیستمی در نظر گرفته شده برای ماموریت ماهواره، الزامات معمول مدهای عملکردی یک ماهواره در ارتفاع نزدیک زمین بوده و در تطابق با مراجع [۲۸،۲۹] قرار دارد.

بررسی عملکرد در مد چرخش‌زدایی

برای ارزیابی عملکرد الگوریتم چرخش‌زدایی فرض می‌شود ماهواره با سرعت زاویه‌ای اولیه $\vec{\omega}_0 = [10 \ -10 \ 10]^T \text{ deg/sec}$ در مدار قرار می‌گیرد. با به‌کارگیری الگوریتم چرخش‌زدایی، تغییرات سرعت زاویه‌ای به صورت شکل ۳ خواهد بود:



شکل ۳- سرعت زاویه‌ای در مد چرخش‌زدایی.

Fig. 3. Angular velocity in detumbling mode.

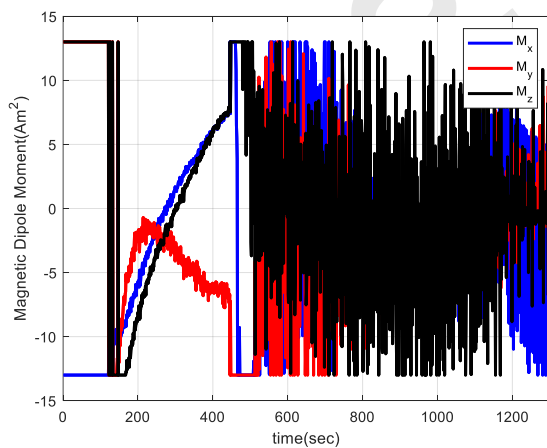
جدول ۶- مقادیر ضرایب کنترلی در مد نشانه‌روی خورشید

Table 6. Control parameters in sun-pointing mode.

Control Parameters in Sun-Pointing Mode	Value
a	0.8
K	$\begin{bmatrix} 0.45 & 0 & 0 \\ 0 & 0.15 & 0 \\ 0 & 0 & 0.45 \end{bmatrix}$
K_1	$\begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 \end{bmatrix}$
K_2	$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$

شکل ۶ مشخص است، سرعت زاویه‌ای در محدوده کمتر از ۰/۱ درجه بر ثانیه حفظ شده است. در ارتباط با خطای نشانه روی خورشید ذکر این نکته ضروری است که با از دست رفتن داده سنسورهای خورشید به دلیل خروج بردار خورشید از میدان دید سنسورها و یا قرارگیری ماهواره در سایه خطای نشانه روی افزایش می‌یابد. اما با توجه به اینکه فیلتر تخمین وضعیت از داده‌های مغناطیسی سنج و ژایروسکوپ نیز استفاده می‌کند، روند همگرایی حفظ شده و همانطور که از شکل ۵ مشخص است با برقراری داده‌های سنسور خورشید خطا به تدریج کاهش می‌یابد.

دو قطبی مغناطیسی محاسبه شده توسط الگوریتم جهت اعمال به ماهواره به صورت زیر است:



شکل ۷- دو قطبی مغناطیسی گشتاوردهنده‌های مغناطیسی در مد نشانه‌روی خورشید.

Fig. 7. Magnetic dipole of magnetorquers in sun pointing mode.

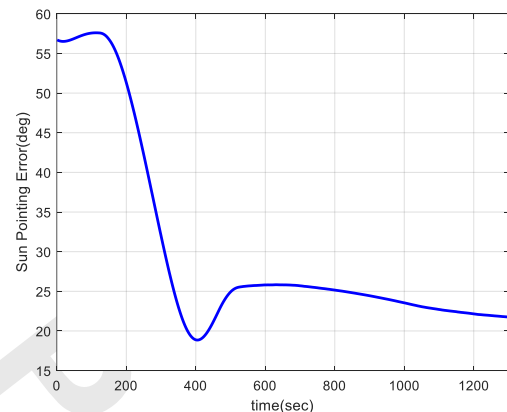
بررسی عملکرد در مد نشانه‌روی زمین

از مد نشانه‌روی خورشید، ماهواره وارد مد نشانه‌روی زمین می‌شود. جهت برآوردن شدن الزامات سیستمی در مد نشانه‌روی زمین (جدول ۵)، ضرایب کنترلی در جدول ۷ آورده شده است:

جدول ۷- مقادیر ضرایب کنترلی در مد نشانه‌روی زمین.

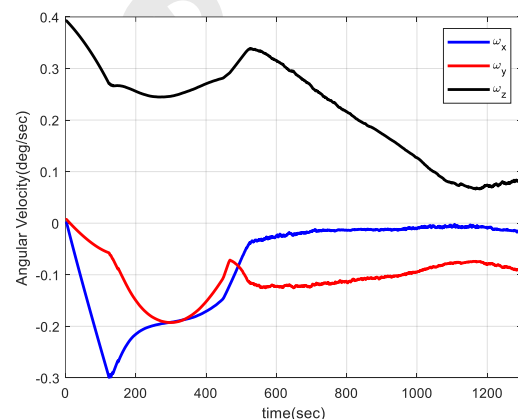
Table 7. Control parameters in nadir-pointing mode.

Control Parameters in Nadir-Pointing Mode	Value
k_1	1
k_2	2.5
k_3	2
k_ω	0.1



شکل ۵- خطای نشانه‌روی به سمت خورشید.

Fig. 5. Sun pointing error.



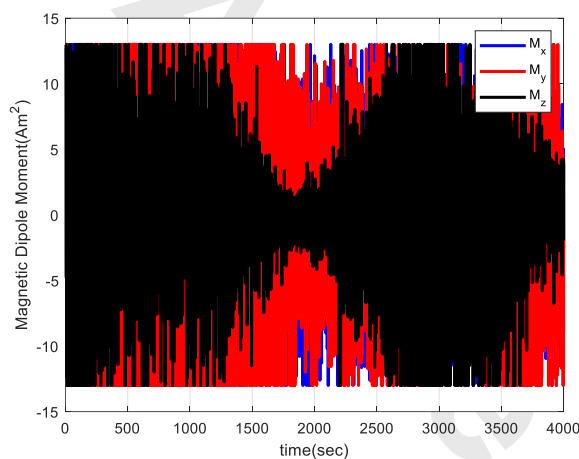
شکل ۶- سرعت زاویه‌ای در مد نشانه‌روی خورشید.

Fig. 6. Angular velocity in sun pointing mode.

همانطور که از شکل ۵ مشخص است، نشانه‌روی به سمت خورشید با دقتی بهتر از ۲۲ درجه انجام شده است. همچنین، بر اساس آنچه از

همانطور که از شکل ۸ مشخص است، نشانه‌روی با دقتی بهتر از ۵ درجه انجام شده است. همچنین، در این مد جهت حفظ پایداری سرعت زاویه‌ای به میزان 0.15° درجه بر ثانیه حول Z در نظر گرفته شده است. ذکر این نکته ضروری است که با توجه به در نظر گرفتن سرعت زاویه‌ای حول محور z، کنترل برای دو محور X و Y صورت می‌پذیرد که با توجه به شکل ۹ به ترتیب با دقت‌هایی بهتر از ۱ و ۵ درجه انجام شده است.

دوقطبی محاسبه شده توسط الگوریتم کنترلی در مد نشانه‌روی زمین در شکل ۱۱ نشان داده شده است:



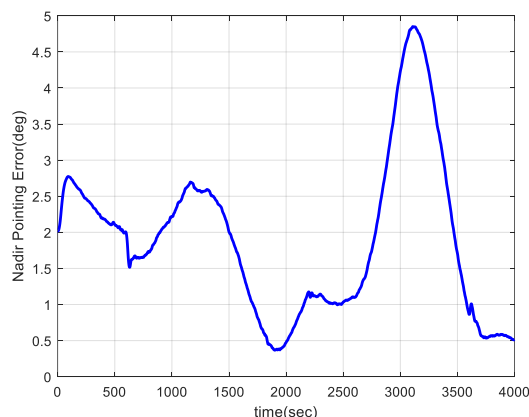
شکل ۱۱- دوقطبی مغناطیسی گشتاوردهنده‌های مغناطیسی در مد نشانه‌روی زمین.

Fig. 11. Magnetic dipole of magnetorquers in nadir pointing mode.

ارزیابی عملکرد سیستم کنترل وضعیت مغناطیسی یکپارچه

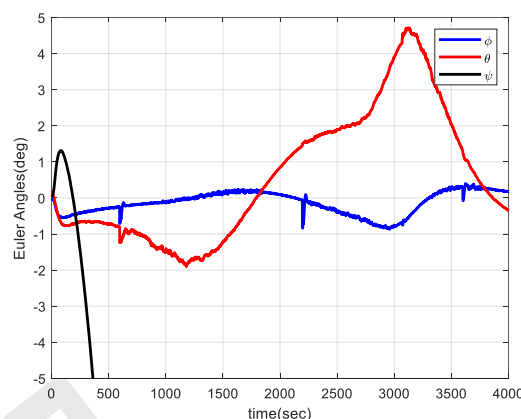
جهت ارزیابی عملکرد یک سیستم، علاوه بر میزان موفقیت در برآورده کردن الزامات از پیش تعیین شده، مقایسه با نتایج به‌دست آمده از روش‌های مرجع مفید خواهد بود [۳۲]. برای این منظور و جهت مقایسه با پژوهش‌هایی که در زمینه کنترل وضعیت مغناطیسی انجام شده است، مراجع [۲۸، ۲۹] و [۳۳] مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در مرجع [۳۳] که مبتنی بر یک پژوهش تجربی است، کنترل مغناطیسی حول یک محور با RMS^1 خطای $5/4^\circ$ و $2/95^\circ$ درجه به ترتیب برای کنترل‌کننده‌های تناسبی-مشتقی و LQR^2 انجام شده است. در مرجع [۲۸] نشانه‌روی به سمت زمین با دقتی در مرتبه 10° درجه انجام شده اگرچه این دقت به تدریج بهبود یافته است. در مرجع [۲۹] با استفاده از یک کنترل‌کننده تناسبی-مشتقی ارتقا یافته دقتی بهتر از 20° درجه در نشانه‌روی به سمت خورشید به‌دست آمده است. خلاصه نتایج در جدول ۸ آورده شده است.

بر مبنای ضرایب کنترلی در جدول ۷، عملکرد الگوریتم کنترلی در مد نشانه‌روی زمین در شکل‌های ۸ تا ۱۱ نشان داده شده است:



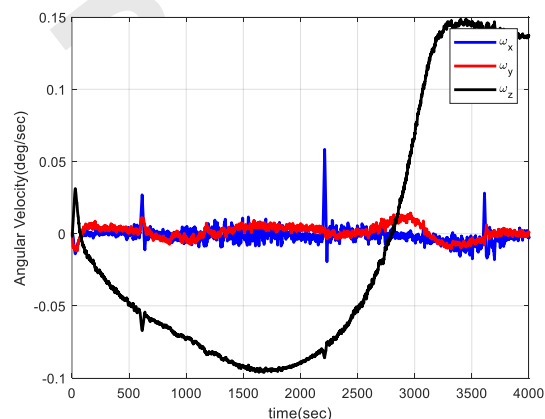
شکل ۸- خطای نشانه‌روی به سمت زمین.

Fig. 8. Nadir pointing error.



شکل ۹- زوایای اولیه تخمین زده شده در مد نشانه‌روی به سمت زمین.

Fig. 9. Estimated Euler angles in nadir pointing mode.



شکل ۱۰- سرعت زاویه‌ای در مد نشانه‌روی زمین.

Fig. 10. Angular velocity in nadir pointing mode.

مرجع در زمینه کنترل وضعیت مغناطیسی مقایسه شده است. بر مبنای نتایج به دست آمده از شبیه سازی ها، چرخش زدایی در کمتر از دو تناوب مداری و نشانه روی به سمت خورشید و زمین به ترتیب با دقتی بهتر از ۲۲ درجه و ۵ درجه انجام شده است. بنابراین، می توان نتیجه گرفت که سیستم یکپارچه مغناطیسی پیشنهاد شده قابلیت استفاده در شرایط اضطراری را داشته و پیش از نشانه روی های دقیق می توان از آن استفاده کرد.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

مراجع

- [1] T. Nguyen, K. Cahoy, and A. Marinan, "Attitude determination for small satellites with infrared earth," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 55, no. 6, pp. 1466-1475, 2018, <https://doi.org/10.2514/1.A34010>.
- [2] 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, <https://doi.org/10.1109/JAS.2019.1911600>.
- [3] H. E. Soken and S. Sakai, "Attitude estimation and magnetometer calibration using reconfigurable triad+filtering approach," *Aerospace Science and Technology*, vol. 99, 2020, Art. no. 105754, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105754>.
- [4] T. Panyalert and et al., "Characterization and verification of the optimal feedback gain of a satellite magnetorquer-based attitude control system," *Advances in Space Research*, vol. 74, no. 11, pp. 5745-5766, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2024.08.047>.
- [5] M. E. Grotte and et al., "Spacecraft attitude and angular rate tracking using reaction wheels and magnetorquers," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 53, no. 2, pp. 14819-14826, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2020.12.1924>.
- [6] J. D. Biggs and H. Fournier, "Neural-network-based optimal attitude control using four impulsive thrusters," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 43, no. 2, pp. 299-309, 2020, <https://doi.org/10.2514/1.G004226>.
- [7] F. O. Silva, R. P. Menezes Filho, L. A. Vieira, H. K. Kuga, and E. A. Barros, "Three-axis attitude determination with pseudo-bias estimation from gravity/magnetic vector observations," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 43, no. 12, p. 2237-2257, 2020, <https://doi.org/10.2514/1.G005253>.

جدول ۸- مقایسه نتایج سیستم یکپارچه پیشنهادی با مراجع [۲۸،۲۹] و [۳۳].

Table 8. Comparison of the proposed integrated system with [28, 29] and [33] references.

Mode	Parameter	Integrated system	[33] (Single axis)	[28]	[29]
Nadir pointing	Attitude error (deg)	5	5.4	10	-
	Angular velocity error (deg/sec)	0.1	0.1	0.003	-
Sun pointing	Attitude error (deg)	22	-	-	20
	Angular velocity error (deg/sec)	0.01	-	-	0.01

در خصوص نتایج ارائه شده در جدول ۸ ذکر این نکته ضروری است که در مرجع [۳۳] کنترل حول یک محور در نظر گرفته شده در صورتی که در سیستم پیشنهادی کنترل حول دو محور غیر چرخان انجام شده است. در انتها، بر اساس آنچه از مقایسه نتایج سیستم پیشنهادی با مراجع [۲۸،۲۹] و [۳۳] به دست آمده است، این سیستم پتانسیل مناسبی برای استفاده در ماهواره های مدار پایین زمین در محدوده دقت های مورد اشاره را خواهد داشت و می تواند در مدهای عملکردی ایمن و یا پیش از نشانه روی های دقیق مورد استفاده قرار گیرد.

جمع بندی و نتیجه گیری

در این مقاله تحلیل عملکرد یک سیستم تعیین و کنترل وضعیت مبتنی بر گشتاوردهنده مغناطیسی برای یک میکروماهواره مدار پایین زمین انجام شده است. نظر به قابلیت اطمینان گشتاوردهنده های مغناطیسی نسبت به دیگر عملگرهای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، استفاده از رویکردهای مغناطیسی جهت کنترل وضعیت دارای نقشی کلیدی در موفقیت عملکرد این زیرسیستم خواهد بود. برای بررسی کارایی گشتاوردهنده های مغناطیسی در کنترل وضعیت ماهواره، سه مدل عملکردی شامل چرخش زدایی، نشانه روی به سمت خورشید و نشانه روی به سمت زمین در نظر گرفته شده است. جهت تخمین وضعیت در این ماهواره از سنسور خورشید، مغناطیس سنج و ژایروسکوپ در ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی (MQEKF) استفاده شده است. در ادامه، الگوریتم های کنترل وضعیت مغناطیسی برای سه مدل عملکردی طراحی شده و اثبات پایداری آن ها بر اساس تئوری لیاپانوف ارائه شده است. جهت بررسی عملکرد این الگوریتم ها، شبیه سازی های مربوطه انجام شده و علاوه بر مقایسه با الزامات سیستمی، نتایج با سه

- Research*, vol. 74, no. 3, pp. 1314-1326, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2024.05.010>.
- [19] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "A review on underactuated attitude control of reaction wheel actuated satellites," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 18, no. 2, pp. 83-119, 2025, <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1528>.
- [20] M. Abdelrahman and S. Y. Park, "Integrated attitude determination and control system via magnetic measurements and actuation," *Acta Astronautica*, vol. 69, no. 3-4, pp. 168-185, 2011, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.03.010>.
- [21] "Space Products & Components, ADCS, IADCS400," AAC Clyde Space, [Online]. Available: <https://www.aac-clyde.space/what-we-do/space-products-components/adcs/iadcs400>
- [22] "Attitude control module PnP ADCS-A2," TY-Space, [Online]. Available: <https://www.ty-space.net/attitude-control-module-pnp-adcs-a2/>
- [23] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control*, (AIAA Education), AIAA, 2008.
- [24] J. R. Wertz, D. F. Everett, and J. J. Puschell, *Space Mission Engineering: The New SMAD*, Microcosom Press, 2011.
- [25] J. L. Crassidis and J. L. Junkins, *Optimal Estimation of Dynamic Systems*, 2 ne ed. New York: CRC Press, 2012.
- [26] F. L. Markley and J. L. Crassidis, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, New York: Springer, 2014.
- [27] H. You, Y. W. Jan, and J. R. Tsai, "Sun pointing attitude control with magnetic torquers only," in *57th International Astronautical Congress*, Valencia, Spain, 2006, <https://doi.org/10.2514/6.IAC-06-C1.2.01>.
- [28] A. Colagrossi and M. Lavagna, "Fully magnetic attitude control subsystem for picosat platforms," *Advances in Space Research*, vol. 62, no. 12, pp. 3383-3397, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2017.10.022>.
- [29] Y. He, Z. Wang, S. Yang, and w. He, "Sun-pointing safe control for atmospheric environment monitoring satellite using magnetic actuation," *Advances in Space Research*, vol. 72, no. 5, pp. 1528-1537, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2023.04.044>.
- [30] "Components/124/SatCatalog" ZARM Technik AG, [Online]. Available: <https://satcatalog.s3.amazonaws.com/components/124/SatCatalog - ZARM Technik AG>
- [31] "Reaction-Wheels/rw90/," Astrofein, [Online]. Available: <https://www.astrofein.com/en/reaction-wheels/rw90/>
- [32] H. Yadegari, J. Beyramzad, and E. Khanmirza, "Magnetorquers-based satellite attitude control using interval type-II fuzzy terminal sliding mode control with time delay estimation," *Advances in*
- [8] R. V. Garcia, P. C. Pardal, H. K. Kuga, and M. C. Zanardi, "Nonlinear filtering for sequential spacecraft attitude estimation with real data: cubature Kalman filter, unscented Kalman filter and extended Kalman filter," *Advances in Space Research*, vol. 63, no. 2, pp. 1038-1050, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2018.10.003>.
- [9] Z. Qiu, Y. Huang, and H. Qian, "Adaptive robust nonlinear filtering for spacecraft attitude estimation based on additive quaternion," *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, vol. 69, no. 1, pp. 100-108, 2020, <https://doi.org/10.1109/TIM.2019.2894046>.
- [10] M. Esit, S. Yakupoglu, and H. E. Soken, "Attitude filtering for nanosatellites: a comparison of different approaches under model uncertainties," *Advances in Space Research*, vol. 68, no. 6, pp. 2551-2564, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.04.043>.
- [11] A. Labibian, "Magnetometer calibration using a nonlinear optimal approach," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 18, no. 2, pp. 1-9, 2025, <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1512>.
- [12] A. Alansaari, I. Boiko, and S. Swei, "Novel variable-structure PD Controller for satellite attitude control," in *16th International Workshop on Variable Structure Systems (VSS)*, Rio de Janeiro, Brazil, 2022, <https://doi.org/10.1109/VSS57184.2022.9901661>.
- [13] X. Wang, B. Xu, and Y. Pan, "Neural network-based sliding mode control for satellite attitude tracking," *Advances in Space Research*, vol. 71, no. 9, pp. 3565-3573, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2022.04.047>.
- [14] Q. Meng, H. Yang, and B. Jiang, "Second-order sliding-mode on SO(3) and fault-tolerant spacecraft attitude control," *Automatica*, vol. 149, 2023, Art. no. 110814, <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2022.110814>.
- [15] J. Tan, K. Zhang, B. Li, and A. Wu, "Event-triggered sliding mode control for spacecraft reorientation with multiple attitude constraints," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 59, no. 5, pp. 6031-6043, 2023, <https://doi.org/10.1109/TAES.2023.3270391>.
- [16] S. Kumar and S. Chakraborty, "Uncertainty and disturbance-observer based robust attitude control for satellites," *International Journal of Control*, vol. 96, no. 5, pp. 1245-1260, 2023, <https://doi.org/10.1080/00207179.2022.2038390>.
- [17] R. Lungu, M. Lungu, and C. Efrim, "Attitude adaptive control of satellites using double-gimbal magnetically suspended control moment gyros," *Aerospace Science and Technology*, vol. 126, 2022, Art. no. 107652, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107652>.
- [18] P. H. Santos and R. A. Chagas, "Satellite attitude control using extended model predictive control (EMPC) under actuator failures," *Advances in Space*

with air-bearing simulator," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 9, no. 2, pp. 47-60, 2016.

Space Research, vol. 69, no. 8, pp. 3204-3225, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2022.01.018>.
[33] H. Arefkhani, S. M. M. Dehghan, and A. H. Tavakoli, "Evaluation of magnetic attitude control

Article in Press