

Impacts of Reaction Wheel Disturbance on the Attitude Determination Process of Satellites with Magnetometer Sensor

Seid Hossein Pourtakdoust^{1*}, Mahdi Ahangar², Amir Labibian³

¹Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran
pourtak@sharif.edu

²Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran
m.mahdiahangar1377@gmail.com

³Satellite System research Center, Iran Space Organization, Tehran, Iran
a.labibian@gmail.com

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:53-63
2025

DOI:
10.22034/jssta.2025.483192.1208

Article Info

Received: 1403-07-21
Accepted: 1403-10-19

Keywords

Magnetic Disturbance,
Magnetometer,
Reaction Wheel,
Attitude Determination and
Control System (ADCS)
Satellite

How to Cite this article

S. H. Pourtakdoust, M. Ahangar, and A. Labibian, "Impacts of Reaction Wheel Disturbance on the Attitude Determination Process of Satellites with Magnetometer Sensor", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 5, no. 1, pp. 53–63, 2025.

Abstract

In an operational satellite, the attitude determination (AD) and control system (ADCS) tasks include attitude determination, stabilization, and pointing against internal and external disturbance moments. These tasks use several sensors, actuators, and some pertinent AD algorithms. In this sense, the magnetometer (MAG) sensor is among the most common sensors used for attitude estimation that can be utilized in association with reaction wheels (RWs) as a reliable and efficient actuation mechanism for a three-axis attitude control satellite. Unfortunately, RWs generate magnetic field disturbances during operation as ADCS commanded, adversely interacting ADCS commanded, adversely interacting with the magnetometers. The latter will inevitably cause MAG errors that affect the accuracy of the satellite AD process. Most effective AD algorithms utilize the noise-polluted sensor output for attitude estimation via filtering. The present research attends to the magnetic disturbance of RWs, which is beyond the range of the MAGs noisy output range, to show the disturbance's effect on the AD process and its enhancement for satellites equipped with MAG sensors. According to the results of this study, the disturbance resulting from the interference of the distributed magnetic field, which is due to the operation of the RWs, significantly degrades AD accuracy.

اثر اغتشاش چرخ عکس‌العملی در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌های دارای حسگر مغناطیس‌سنج

سیدحسین پورتاکدوست*^۱، مهدی آهنگر^۲، امیر لبیبیان^۳

^۱ دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

pourtak@sharif.edu

^۲ دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

m.mahdiahangar1377@gmail.com

^۳ پژوهشکده سیستم‌های ماهواره‌ای سازمان فضایی ایران، تهران، ایران

a.labibian@gmail.com

* نویسنده مسئول



دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۵۳-۶۳
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:
10.22034/jssta.2025.483192.1208

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۷/۲۱

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۱۹

کلمات کلیدی

اختلال الکترومغناطیسی،
مغناطیس‌سنج چرخ عکس‌العملی،
سیستم تعیین و کنترل وضعیت
ماهواره

نحوه استناد به مقاله

سیدحسین پورتاکدوست، مهدی آهنگر و امیر لبیبیان، "اثر اغتشاش چرخ عکس‌العملی در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌های دارای حسگر مغناطیس‌سنج"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۶۳-۵۳، ۱۴۰۴.

چکیده

سامانه تعیین و کنترل وضعیت، وظیفه‌ی تعیین وضعیت، پایدارسازی و نشانه‌روی ماهواره را با وجود گشتاورهای اغتشاشی داخلی و خارجی دارا است که این امور در یک ماهواره عملیاتی توسط تعدادی حسگر، عملگر و الگوریتم‌های مرتبط صورت می‌گیرد. حسگر مغناطیس با توجه به ویژگی‌های کاربردی، جزو متداول‌ترین حسگرهای مورد استفاده برای تعیین وضعیت و چرخ عکس‌العملی نیز عملگر مطمئن و کارآمد در فرآیند کنترل وضعیت سه محوره ماهواره‌ها است. اغتشاشات عملگر چرخ عکس‌العملی که از جنس میدان مغناطیسی است، در حین اجرا دستورات کنترلی، اثر الکترومغناطیسی آن کارکرد حسگر مغناطیس را تحت تاثیر قرار داده و در نتیجه فرآیند تعیین وضعیت ماهواره دچار اختلال می‌شود. در الگوریتم‌های تعیین وضعیت، بردار وضعیت دورانی ماهواره با استفاده از خروجی آغشته به نویز حسگرها، تخمین زده می‌شود و الگوریتم‌ها شامل فیلترهایی هستند که بتوانند از داده‌های نویزی حسگرها، وضعیت را تخمین بزنند. این پژوهش، با هدف مشخص کردن اثر تداخل میدان مغناطیسی منتشر شده با حسگر مغناطیس‌سنج که خارج از محدوده نویز حسگر هستند در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌های ارتفاع پایین انجام گرفته است. با توجه به نتایج ارائه شده در این پژوهش، اغتشاش حاصل از تداخل میدان مغناطیسی منتشر شده که در اثر کارکرد چرخ عکس‌العملی است، فرآیند تعیین وضعیت ماهواره را دچار اختلال کرده و به طور چشمگیری باعث کاهش دقت آن می‌شود.

۱- مقدمه

زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (ADCS) در ماهواره‌ها پس از تعیین وضعیت، وظیفه پایدارسازی و نشانه‌روی را با وجود گشتاورهای داخلی و خارجی به عهده دارد. این زیرسیستم با توجه به ماموریت دارای حسگرها [3] [2] [1] و عملگرهای متناسب جهت تعیین و کنترل وضعیت ماهواره است. حسگر مغناطیس با توجه به امکان استفاده در تمام زمان‌های تناوب مداری دارای اهمیت ویژه‌ای در ماهواره‌های ارتفاع پایین زمین^۱ است. همچنین این حسگر قابلیت استفاده در مدهای مختلف عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره شامل چرخش‌زدایی^۲، نشانه‌روی^۳ و انتقال مداری^۴ را داراست. از طرفی چرخ عکس‌العملی [4] به دلیل توانایی در تولید دقیق گشتاور کنترلی و قابلیت اطمینان بالا برای کنترل وضعیت سه محوره دارای کاربردهای گسترده است.

چرخ عکس‌العملی در ماهواره یکی از منابع اصلی اغتشاش به شمار می‌رود، این اغتشاش از دو منظر قابل بررسی است. نخست، اغتشاش چرخ عکس‌العملی از جنس نیرو و گشتاورهای محوری و شعاعی است [7] [6] [5] و این اختلال از نوبز متداول حسگرها جدا است. دوم با توجه به ماهیت دورانی چرخ عکس‌العملی (وجود یک موتور الکتریکی و دیسک)، اثر الکترومغناطیسی [9] [8] آن باعث ایجاد اختلال در کارکرد المان‌هایی (از جمله حسگر مغناطیس‌سنج) که اثرپذیر از تاثیرات الکترومغناطیسی است، می‌شود.

در این پژوهش، فرآیند تخمین وضعیت با استفاده از داده‌های حسگرهای جیروسکوپ، خورشید و مغناطیس در مد نشانه‌روی به سمت زمین برای یک ماهواره LEO انجام شده است. با توجه به تجربیات عملی در آزمون‌های سخت افزار در حلقه، مشاهده می‌شود که کارکرد چرخ عکس‌العملی و انتشار میدان مغناطیسی توسط آن، عملکرد حسگر مغناطیس و فرآیند تعیین وضعیت ماهواره را دچار اختلال می‌کند. در تخمین وضعیت مبتنی بر فیلترینگ، سنسورها بصورت ریاضی مدل‌سازی می‌شوند و فیلترها جهت تخمین وضعیت از ویژگی این مدل‌ها

^۱ LEO

^۲ Detumbling

^۳ Pointing

^۴ Orbit transfer

استفاده می‌کنند. اما در واقعیت و در حین کارکرد چرخ عکس‌العملی نوبز سنسورها و اختلال‌های تولید شده می‌توانند بسیار متفاوت از ویژگی‌های مدل‌سازی ریاضی باشد و این موضوع موجب اختلال در عملکرد فیلترهای تعیین وضعیت شود.

جهت بهبود کارایی چرخ عکس‌العملی نیاز است تا سازگاری الکترومغناطیسی (EMC) به نحو مقتضی مد نظر قرار گیرد. همچنین کنترل انتشار الکترومغناطیس (EMI) در زیرسیستم‌های یک وسیله فضایی بسیار مهم است. اثر الکترومغناطیس چرخ عکس‌العملی که می‌توان از آن به عنوان اغتشاش میدان مغناطیسی یاد کرد، در نتیجه وجود قطب داخل موتور، مغناطیسی شدن چرخ دوار که ناشی از جنس فولادی آن است و در نهایت وجود سیم‌پیچ داخل حامل جریان که داخل موتور الکتریکی چرخ عکس‌العملی است خواهد بود. توصیف اثر الکترومغناطیسی چرخ عکس‌العملی، در ماموریت‌های فضایی بسیار مهم و اساسی است [8].

مدل الکترومکانیکی غیرخطی چرخ عکس‌العملی که شامل اثرات جیروسکوپی و دینامیک گریز از مرکز موتور جریان مستقیم بدون جاروبک (BLDC) است. مدل توسعه داده در پژوهش حاضر توسط آقایان آفالاری و همکارانش برای چرخ عکس‌العملی، توصیف‌گر مدل غیرخطی الکترومکانیکی کوپل شده با رفتار دینامیکی است [9].

با توجه به اهمیت اندازه‌گیری میدان مغناطیسی کره زمین در درک انواع پدیده‌های فیزیکی فضا، ماموریت CASSIOPE/Swarm-Echo اندازه‌گیری میدان مغناطیسی کره زمین با استفاده از ماهواره تعریف شده است. چرخ عکس‌العملی به عنوان عملگر سیستم کنترل وضعیت ماهواره یکی از منابع اصلی غالب اغتشاش است. در این پژوهش تداخلات مغناطیسی ناشی از چرخ عکس‌العملی با استفاده از روش پیشنهاد شده از داده سنسورهای مغناطیس‌سنج که وظیفه انجام این ماموریت را دارد، ابتدا شناسایی و سپس حذف می‌شود [10].

چرخ‌های عاری از میدان مغناطیسی در ماموریت علمی تعریف شده برای ماهواره‌ها به یک جز و الزام مهم و قابل توجه تبدیل شده است. در مطالعه حاضر خلاصه‌ای از تلاش‌ها و نتایج پژوهش‌های مختلف در ساخت چرخ عکس‌العملی عاری از میدان مغناطیسی ارائه و تکنیک‌های کاهش اثر مغناطیسی آن در یک چرخ با عنوان EQM پیاده‌سازی شده است [11].

را مشخص می‌کند و راستای Y نیز با قانون درست راست تکمیل می‌شود [12].

مرکز قاب مرجع زمین ثابت^۵، در مرکز زمین و امتداد بردار پایه در راستای X را نقطه گرینویچ مشخص می‌کند. محور دوران کره زمین نیز جهت بردار پایه Z را مشخص کرده و با توجه به قانون دست راست، بردار پایه در راستای Y مشخص می‌شود [12].

قاب مرجع مداری (قائم محلی/افق محلی^۶) با توجه به ماموریت نشانه‌رویی ماهواره به سمت زمین تعریف می‌شود. بردار پایه راستای Z به سمت مرکز کره زمین از ماهواره، بردار پایه در راستای Y در خلاف جهت عمود صفحه مداری و بردار پایه در راستای X با قانون دست راست تعیین می‌شود [13].

در قاب بدنی ماهواره، بردار پایه در راستای Z در جهت بردار پایه راستای Z در قاب مرجع مداری است. به همین ترتیب، بردارهای پایه در راستاهای Y و X با توجه به بردارهای پایه قاب مرجع مداری تعریف می‌شوند.

۲-۲- دینامیک مداری

دینامیک مداری (انتقالی) ماهواره به حرکت ماهواره تحت اثرات جاذبه اجرام آسمانی اشاره دارد. ماهواره‌ها تحت تاثیر نیروی جاذبه کره زمین شروع به حرکت دور کره زمین می‌کنند. از مهم‌ترین نیروهای اغتشاشی که بر ماهواره‌های زمین‌گرد وارد می‌شود ناشی از پیچ بودن کره زمین است. به دلیل کره کامل نبودن و همچنین ناهمگنی در توزیع جرمی کره زمین، شتاب‌های اغتشاشی بر جسم در حال حرکت دور کره زمین وارد شده و باعث تغییر در المان‌های مداری خواهد شد. با توجه به اینکه در بررسی حاضر ماهواره‌های در مدار پایین زمین مدنظر قرار گرفته‌اند، نیروی اغتشاشی ناشی از ناهمگنی کره زمین در نظر گرفته شده و معادله مدار غیرکپلری با روش لاگرانژ حل می‌شود. معادله حرکت ماهواره در حالت کلی با در نظر گرفتن نیروهای اغتشاشی، به صورت زیر نوشته می‌شود [14]:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = \vec{\gamma}_K + \vec{\gamma}_p \quad (1)$$

در اینجا $\vec{\gamma}_K, \vec{\gamma}_p$ به ترتیب شتاب‌های اغتشاشی و کپلری ایجاد شده توسط نیروهای اغتشاشی و کپلری است. در نهایت با استفاده از روش لاگرانژ، معادله مدار (حرکت انتقالی) ماهواره

تجمیع الگوریتم TRIAD به عنوان یک روش تعیین وضعیت استاتیک و فیلتر کالمن گسترش یافته ضربی (MEKF) جهت بهبود دقت و افزایش انعطاف پذیری سیستم در این پژوهش ارائه شده است [1]. در پژوهش دیگر، ترکیب روش TRIAD و فیلتر کالمن unscented (UKF) برای تخمین وضعیت ماهواره‌های کوچک ارائه شده است. حاصل ترکیب این دو روش، امکان تخمین وضعیت با دقت بالا و کالیبره کردن سنسور مغناطیس‌سنج را ایجاد می‌کند [3].

باتوجه به مطالب ارائه شده در ابتدای امر، پژوهش‌های مختلفی بر روی اثر الکترومغناطیسی چرخ عکس‌العملی انجام شده است و از طرفی در تست‌های تجمیعی و سخت افزار در حلقه زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت و تست‌های تجمیعی ماهواره، اثر تداخلی چرخ عکس‌العملی و سنسور مغناطیس‌سنج با وجود تمام تلاش‌های انجام شده برای کاهش این تداخلات، اجتناب ناپذیر است. در نهایت در این پژوهش تصمیمی اتخاذ شد تا در گام اول اثر الکترومغناطیسی چرخ عکس‌العملی را در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌هایی که از سنسور مغناطیس‌سنج استفاده می‌کنند را شناسایی و سپس اثر آن در این فرآیند مشخص و نتایج آن ارائه شود که اهمیت این پژوهش را بیان می‌کند. این پژوهش مقدمه‌ای است تا یک الگوریتم تعیین وضعیت تطبیقی جدید در مقابل اثر الکترومغناطیسی چرخ بر پایه روش MEKF توسعه داده شود.

بنابراین در این مطالعه برای بررسی اثر اغتشاشی چرخ عکس‌العملی در فرآیند تخمین وضعیت، ابتدا، دینامیک انتقالی و دورانی ماهواره، نحوه مدل‌سازی میدان مغناطیسی زمین و همچنین مدل‌سازی بردار موقعیت خورشید بیان می‌شود. در فصل سوم، فرآیند تعیین وضعیت در زیرسیستم ADCS مبتنی بر فیلترینگ بیان می‌شود. در فصل چهارم، الگوریتم کنترلی برای کنترل وضعیت ماهواره ارائه شده و در فصل پنجم، بعد از ارائه پارامترهای مهم در شبیه‌سازی، نتایج ارائه می‌شوند. در انتها، جمع‌بندی و نتیجه‌گیری از پژوهش انجام شده آورده شده است.

۲-۲- دینامیک انتقالی، دورانی و مدل‌سازی سنسورهای تعیین وضعیت

۲-۱- قاب‌های مرجع و دستگاه مختصات

در قاب مرجع اینرسی، بردار پایه راستای X در جهت اعتدال بهاری تنظیم می‌شود. محور دوران کره زمین جهت بردار پایه Z

^۵ ECEF

^۶ LVLH

تحت اثر هارمونیک ناحیه‌ای دوم J_2 به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = \vec{\gamma}_K + \vec{\gamma}_p$$

$$= -\frac{\mu}{r^3} \begin{pmatrix} \left\{ 1 + 1.5J_2 \left(\frac{R_E}{r} \right)^2 \left[1 - 5 \left(\frac{z}{r} \right)^2 \right] \right\} x \\ \left\{ 1 + 1.5J_2 \left(\frac{R_E}{r} \right)^2 \left[1 - 5 \left(\frac{z}{r} \right)^2 \right] \right\} y \\ \left\{ 1 + 1.5J_2 \left(\frac{R_E}{r} \right)^2 \left[3 - 5 \left(\frac{z}{r} \right)^2 \right] \right\} z \end{pmatrix} \quad (2)$$

بردار مکان ماهواره که از رابطه (۲) به دست می‌آید، در دستگاه مختصات مرجع اینرسی بیان می‌شود.

۳-۲- سینماتیک وضعیت

به دوران ماهواره حول مرکز جرم خود، دینامیک دورانی اطلاق می‌گردد. معادله گشتاور اویلر با فرض هم محور بودن بردارهای پایه قاب بدنی با محورهای اصلی اینرسی، به صورت زیر تعریف می‌شود [14].

$$\mathbf{T} = \dot{\mathbf{h}}_I = \dot{\mathbf{h}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} \quad (3)$$

همچنین اگر در رابطه بالا فرض شود، گشتاور وارده حاصل جمع گشتاور اغتشاشی و کنترلی است یا به عبارتی دیگر $\mathbf{T} = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_d$ و مومنتم داخلی سیستم، به مومنتم جسم صلب یعنی $\mathbf{h}_B = [h_x \ h_y \ h_z]^T$ و مومنتم دستگاه تبادل مومنتم یعنی $\mathbf{h}_w = [h_{wx} \ h_{wy} \ h_{wz}]^T$ تقسیم شود، در نهایت رابطه (۳) به صورت زیر تعریف و بازنویسی می‌شود:

$$\mathbf{T} = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_d$$

$$= [\dot{h}_x + \dot{h}_{wx} + (\omega_y h_z - \omega_z h_y) + (\omega_y h_{wz} - \omega_z h_{wy})] \mathbf{i}$$

$$+ [\dot{h}_y + \dot{h}_{wy} + (\omega_z h_x - \omega_x h_z) + (\omega_z h_{wx} - \omega_x h_{wz})] \mathbf{j}$$

$$+ [\dot{h}_z + \dot{h}_{wz} + (\omega_x h_y - \omega_y h_x) + (\omega_x h_{wy} - \omega_y h_{wx})] \mathbf{k} \quad (4)$$

در رابطه (۴)، $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ بردارهای پایه در جهت محورهای قاب بدنی ماهواره است. در این بررسی، سه چرخ عکس‌العملی به عنوان دستگاه تبادل مومنتم انتخاب شده که هر کدام در راستای بردارهای پایه قاب بدنی ماهواره نصب شده‌اند.

با این فرض $h_{wx} = I_{wx} \omega_{wx}, h_{wy} = I_{wy} \omega_{wy}, h_{wz} = I_{wz} \omega_{wz}$ که I_w ممان اینرسی و ω_w سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی نصب شده در هر محور است. ورودی‌های کنترلی جهت کنترل وضعیت ماهواره، به صورت $\mathbf{T}_c = \dot{\mathbf{h}}_w = [\dot{h}_{wx} \ \dot{h}_{wy} \ \dot{h}_{wz}]^T$ در نظر

گرفته می‌شوند. همچنین مومنتم زاویه‌ای ماهواره $\mathbf{h}_B = [h_x \ h_y \ h_z]^T = [I_x \omega_x \ I_y \omega_y \ I_z \omega_z]^T$ می‌باشد که المان‌های تنسور ممان اینرسی ماهواره با فرض هم محور بودن بردارهای پایه قاب بدنی با محورهای اصلی اینرسی محاسبه می‌شوند. به عبارت دیگر تنسور ممان اینرسی ماهواره تنها در راستای قطر اصلی دارای مقدار است. در نهایت رابطه (۴) برای پیاده‌سازی به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x = (\omega_z \omega_y)(I_y - I_z) + I_{wx}(\omega_z \omega_{wy} - \omega_y \omega_{wz}) - I_{wx} \dot{\omega}_{wx} + T_{d_x} \\ I_y \dot{\omega}_y = (\omega_x \omega_z)(I_z - I_x) + I_{wy}(\omega_x \omega_{wz} - \omega_z \omega_{wx}) - I_{wy} \dot{\omega}_{wy} + T_{d_y} \\ I_z \dot{\omega}_z = (\omega_y \omega_x)(I_x - I_y) + I_{wz}(\omega_y \omega_{wx} - \omega_x \omega_{wy}) - I_{wz} \dot{\omega}_{wz} + T_{d_z} \end{cases} \quad (5)$$

که در آن بردار سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی $\boldsymbol{\omega}_{BI}^B$ بیان شده در قاب بدنی ماهواره مجموع سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری و $\boldsymbol{\omega}_{BO}^B$ و سرعت زاویه‌ای قاب مرجع مداری نسبت به قاب مرجع اینرسی $\boldsymbol{\omega}_{OI}^B$ است $(\boldsymbol{\omega}_{BI}^B = \boldsymbol{\omega}_{BO}^B + \boldsymbol{\omega}_{OI}^B)$.

از کوآرنیون‌ها می‌توان برای محاسبه وضعیت ماهواره استفاده کرد. بردار سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری $(\boldsymbol{\omega}_{BO}^B = \boldsymbol{\omega}_{BI}^B - \boldsymbol{\omega}_{OI}^B \equiv [p \ q \ r]^T)$ ورودی معادلات سینماتیک وضعیت ماهواره خواهد بود [12].

$$\frac{d}{dt} \mathbf{q} = \frac{1}{2} [\boldsymbol{\Omega}'] \mathbf{q} \rightarrow \dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} [\boldsymbol{\Omega}'] \mathbf{q}$$

$$\text{where: } [\boldsymbol{\Omega}'] = \begin{bmatrix} 0 & r & -q & p \\ -r & 0 & p & q \\ q & -p & 0 & r \\ -p & -q & -r & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

در این بررسی، گشتاور گردان‌گرانشی به عنوان گشتاور اختلالی وضعیت ماهواره در نظر گرفته می‌شود.

۴-۲- مدل میدان مغناطیسی کره زمین

میدان مرجع بین المللی ژئومغناطیسی (IGRF) شامل مجموعه‌ای از ضرایب هارمونیک کروی است که قادر است در یک مدل ریاضی بخش بزرگی از میدان مغناطیسی کره زمین را از نظر موقعیت و زمان پس از سال ۱۹۰۰ میلادی توصیف کند. نسل سیزدهم مدل میدان مرجع بین المللی ژئومغناطیسی (IGRF-13)، میدان مغناطیسی را برای پنج سال از سال ۲۰۲۰ تا ۲۰۲۵ میلادی پیش‌بینی و مدل‌سازی می‌کند [15].

۵-۲- مدل بردار موقعیت خورشید

جدول ۱، مشخصات فیزیکی سنسورها را جهت شبیه‌سازی ارائه می‌کند.

جدول ۱ مشخصات فیزیکی سنسورها

سنسور	پارامتر	مقدار
مغناطیس سنج	بایاس	0 [nT]
	دقت اندازه‌گیری	50 [nT]
خورشید	دقت اندازه‌گیری	0.1° RMS
جایروسکوپ	Angular Random Walk (ARW)	0.15°/√h
	Rate Random Walk (RRW)	5°/√h ³

برای استفاده از داده‌های سنسور خورشید در شبیه‌سازی نیاز است تا بردار مکان خورشید نسبت به ماهواره تعریف شود. برای این منظور ابتدا بردار مکان خورشید نسبت به کره زمین محاسبه شده و سپس با علم بر مکان ماهواره نسبت به کره زمین، بردار مکان خورشید نسبت به ماهواره محاسبه می‌شود [13].
با فرض تابش استوانه‌ای نور خورشید به سمت کره زمین، می‌توان وضعیت اینکه ماهواره در سایه کره زمین قرار داشته یا در معرض نور خورشید است را بررسی کرد.

۶-۲- مدلسازی سنسورها

در این بررسی، برای تعیین وضعیت ماهواره از داده‌های سه سنسور مغناطیس، خورشید و جایروسکوپ استفاده خواهد شد. مدل اندازه‌گیری سنسور مغناطیس که میدان مغناطیسی کره زمین را اندازه‌گیری می‌کند بصورت زیر است [1]:

$$\tilde{B}^B = A^{BI} B^I + b_m + \eta_m \quad (7)$$

b_m بردار بایاس و η_m نویز سنسور مغناطیس است که به صورت نویز سفید با توزیع گاوسی با میانگین صفر مدل‌سازی شده و هم‌محور با قاب بدنی نصب می‌شود.

رابطه ریاضی برای مدل اندازه‌گیری سنسور خورشید جهت مدلسازی عبارت است از [13]:

$$\tilde{S}^B = A^{BI} S^I + \eta_s \quad (8)$$

که \tilde{S}^B بردار اندازه‌گیری شده جهت خورشید در قاب بدنی ماهواره، S^I بردار جهت خورشید در قاب مرجع اینرسی، η_s بردار نویز سنسور که به صورت نویز سفید با توزیع گاوسی با میانگین صفر مدل‌سازی می‌شود. در این بررسی، چهار سنسور خورشید در چهار وجه ماهواره نصب شده‌اند. همچنین، زاویه میدان دید سنسور برابر با ۱۴۰ درجه در شبیه‌سازی‌ها در نظر گرفته شده است.

سنسور جایروسکوپ سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی را اندازه‌گیری می‌کند. برای مدل‌سازی سنسور جایروسکوپ از رابطه زیر استفاده می‌شود [13]:

$$\tilde{\omega}_{BI}^B = \omega_{BI}^B + b_\omega + \eta_v \quad (9)$$

η_v بردار نویز سنسور که به صورت نویز سفید با توزیع گاوسی با میانگین صفر، بردار بایاس جایروسکوپ است. بایاس سنسور برابر است با

$$d/dt(b_\omega) = \eta_u \quad (10)$$

۳- فرآیند و الگوریتم‌های تعیین وضعیت

تعیین/تخمین وضعیت به فرآیندی گفته می‌شود که در آن با استفاده از مشاهدات اندازه‌گیری شده می‌توان وضعیت سیستم را تخمین زد. از الگوریتم TRIAD برای مقداردهی اولیه کواترنیون‌های وضعیت استفاده می‌شود. در این الگوریتم، از دو بردار اندازه‌گیری برای تعیین وضعیت استفاده خواهد شد.

۱-۳- الگوریتم TRIAD

در این الگوریتم از بردارهای واحد شامل بردار میدان مغناطیسی زمین و بردار خورشید استفاده خواهد شد. دو بردار اندازه‌گیری یکه در قاب بدنی ماهواره (\vec{b}_1, \vec{b}_2) و همچنین دو بردار یکه در قاب مرجع اینرسی (\vec{r}_1, \vec{r}_2) جهت تعریف ماتریس وضعیت استفاده می‌شوند [13]. با تعریف بردارهای متعامد به صورت زیر

$$\begin{cases} \vec{v}_1 = \vec{r}_1 \\ \vec{v}_2 = \vec{r}_2 - \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{\|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2\|} \\ \vec{v}_3 = \vec{r}_1 \times \vec{r}_2 \end{cases}, \begin{cases} \vec{w}_1 = \vec{b}_1 \\ \vec{w}_2 = \vec{b}_2 - \frac{\vec{b}_1 \times \vec{b}_2}{\|\vec{b}_1 \times \vec{b}_2\|} \\ \vec{w}_3 = \vec{b}_1 \times \vec{b}_2 \end{cases} \quad (11)$$

ماتریس وضعیت تخمین زده شده برابر است با

$$\hat{A}_{TRIAD} = \vec{b}_1 \vec{r}_1^T + (\vec{b}_1 \times \vec{b}_2)(\vec{r}_1 \times \vec{r}_2) + \vec{b}_2 \vec{r}_2^T \quad (12)$$

۲-۳- تخمین وضعیت مبتنی بر رویکرد MEKF^y

مهم‌ترین ویژگی رویکرد MEKF استفاده از نمایش خطای سه مولفه‌ای محلی به جای استفاده از کواترنیون چهار مولفه‌ای برای نمایش وضعیت است. کواترنیون‌ها برای نمایش وضعیت در

^y Multiplicative Extended Kalman Filter

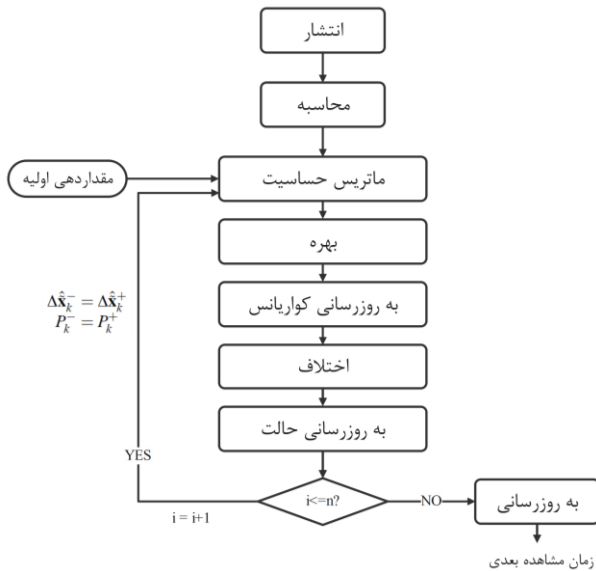
که در آن $\hat{\mathbf{q}}$ کواترنیون وضعیت تخمین زده شده و \tilde{n} قسمت برداری کواترنیون است. جهت پیاده‌سازی الگوریتم تخمین وضعیت، روابط فیلتر کالمن باید گسسته‌سازی شوند که این کار با استفاده از رویکرد سری توانی انجام خواهد شد. از آنجایی که تخمین پس از بروزرسانی در دسترس است، کواترنیون منتشر شده رابطه (۱۳) از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\hat{\mathbf{q}}_{k+1}^- = \bar{\Omega}(\hat{\omega}_k^+) \hat{\mathbf{q}}_k^+, \text{ where:}$$

$$\bar{\Omega}(\hat{\omega}_k^+) \equiv \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{1}{2}\|\hat{\omega}_k^+\|\Delta t\right) I_{3 \times 3} - [\hat{\psi}_k^+ \times] & \hat{\psi}_k^+ \\ -\hat{\psi}_k^{+T} & \cos\left(\frac{1}{2}\|\hat{\omega}_k^+\|\Delta t\right) \end{bmatrix} \quad (15)$$

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

که در آن Δt فاصله زمانی نمونه برداری در جاییروسکوپ می‌باشد.



شکل ۱ الگوریتم تعیین وضعیت

در حالت استاندارد EKF با توجه به برآورد تخمین پس از به روز رسانی $\hat{\beta}_k^+$ ، بایاس جاییروسکوپ منتشر شده و سرعت زاویه‌ای پس از به روز رسانی به صورت زیر به دست خواهد آمد:

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

$$\hat{\beta}_{k+1}^+ = \hat{\beta}_k^+$$

که در آن $\tilde{\omega}_k$ بردار سرعت زاویه‌ای اندازه‌گیری شده توسط سنسور جاییروسکوپ است. معادله انتشار کوارینانس در فرمت گسسته بصورت زیر خواهد بود:

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + \Upsilon_k Q_k \Upsilon_k^T \quad (17)$$

که [^]Murrell

فیلترهای تخمین وضعیت استفاده شده و با ضرب کواترنیونی بروزرسانی می‌شوند.

به صورت کلی در ساختار EKF سنسورها به صورت گسسته مدل‌سازی می‌شوند و اگرچه این روش برای پیاده‌سازی بر روی ریزپردازنده‌ها ایده‌آل است اما به دلیل وجود حسگرهای مختلف با نرخ‌های متفاوت و همچنین در دسترس نبودن تمام اندازه‌گیری‌ها برای بروزرسانی بردار حالت، دارای یک مشکل اساسی خواهد بود. استفاده از اصل برهم‌نهی توسط جیمز مورل[^] برای این مشکل ارائه شده است. اگرچه در این روش از مدل غیرخطی سیستم استفاده می‌شود اما معادلات انتشار و بروزرسانی، حول حالت تخمین زده شده و در جریان خطی‌سازی انجام می‌پذیرد [13].

در نسخه مورل فیلتر MEKF، به جای معکوس گرفتن از ماتریس $3n \times 3n$ (تعداد سنسورهای مورد استفاده در الگوریتم تعیین وضعیت) از یک ماتریس 3×3 ، n بار معکوس گرفته می‌شود. این امر به طور قابل توجهی بار محاسباتی را کاهش می‌دهد.

اساس نسخه مورل بدین صورت است که در هر لحظه تنها یک بردار مشاهده به ابعاد 3×1 پردازش می‌شود. قدم اول شامل انتشار کواترنیون، بایاس جاییروسکوپ و کوارینانس خطا به زمان مشاهده فعلی است. سپس ماتریس وضعیت محاسبه شده و در ادامه بردار حالت منتشر شده به صفر مقداردهی می‌شود. در قدم بعدی، کوارینانس خطا و بردار حالت با استفاده از یک بردار مشاهده (بردار اندازه‌گیری توسط یک نوع سنسور) بروزرسانی می‌شود. این روند (جایگزینی کوارینانس خطا و بردار حالت منتشر شده با مقادیر بروز شده) تا زمانی ادامه می‌یابد که تمام مشاهدات برداری (بردار اندازه‌گیری شده توسط تمام نوع سنسورها) پردازش شوند. در نهایت، مقادیر بروز شده برای انتشار کوارینانس خطا و بردار حالت در زمان مشاهده بعدی استفاده می‌شود [13]. شکل ۱، الگوریتم تخمین وضعیت در نسخه مورل را نشان می‌دهد. در این ساختار، مدل سینماتیک کواترنیون بصورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \Xi(\mathbf{q}) \boldsymbol{\omega} = \frac{1}{2} \Omega(\boldsymbol{\omega}) \mathbf{q} \quad (13)$$

خطای ضربی کواترنیون نیز از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\delta \mathbf{q} = \mathbf{q} \otimes \hat{\mathbf{q}}^{-1}, \text{ where: } \mathbf{q} = [\tilde{n}^T \quad q_4]^T \quad (14)$$

هر ترتیب دوران، در نهایت جدول ۲، روابط نهایی فیلتر تخمین وضعیت پیاده‌سازی شده را نشان می‌دهد.

جدول ۲ روابط الگوریتم تعیین وضعیت

انتشار	$\hat{\mathbf{q}}_k^-, P_k^-, \hat{\beta}_k^-$	محاسبه	$A(\hat{\mathbf{q}}_k^-)$
مقداردهی اولیه	$\Delta \hat{\mathbf{x}}_k^- = 0$	بروز رسانی	$\hat{\mathbf{q}}_k^+, P_k^+, \hat{\beta}_k^+$
ماتریس حساسیت	$H_k = \begin{bmatrix} A(\hat{\mathbf{q}}_k^-) \mathbf{r}_i \times & 0 \end{bmatrix}_{l_k}$		
اختلاف ^۹	$\dot{\alpha}_k = (\hat{\mathbf{b}}_i - A(\hat{\mathbf{q}}_k^-) \mathbf{r}_i)_{l_k}$		
بهره	$K_k = P_k^- H_k^T [H_k P_k^- H_k^T + R_i]^{-1}$		
بروزرسانی کواریانس	$P_k^+ = [I - K_k H_k] P_k^-$		
بروزرسانی حالت	$\Delta \hat{\mathbf{x}}_k^+ = \Delta \hat{\mathbf{x}}_k^- + K_k [\dot{\alpha}_k - H_k \Delta \hat{\mathbf{x}}_k^-]$		

۴- الگوریتم کنترلی ماهواره

کنترل وضعیت ماهواره، به دو روش فعال و غیر فعال قابل انجام است و در هر روش عملگر مخصوص به خود استفاده خواهد شد. در این تحقیق از روش فعال و عملگر چرخ عکس‌العملی استفاده شده است. جدول ۳، مشخصات فنی چرخ انتخاب شده را نشان می‌دهد. سه چرخ عکس‌العملی در راستای سه وجه ماهواره به نحوی که محور دوران هر چرخ با محور قاب بدنی در آن وجه هم‌محور باشد، نصب می‌شود.

جدول ۳ مشخصات فنی چرخ عکس‌العملی

مقدار	پارامتر
0.34 Nms (@ 7800 rpm)	مومنتم زاویه‌ای
6000 rpm	دور نامی
7800 rpm	دور بیشینه
$4.2 \times 10^{-4} \text{ kgm}^2$	ممان اینرسی

ماموریت ماهواره، نشانه‌روی به سمت زمین (Nadir-pointing) است. با توجه به تعریف قاب‌های مرجع مداری و بدنی ماهواره در فصل دوم، محور Z قاب مرجع مداری همیشه به سمت مرکز زمین است. جهت کنترل وضعیت ماهواره در نشانه‌روی به سمت زمین، باید وضعیت و سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری سنجیده شده و بردارهای قاب بدنی ماهواره هم محور با بردارهای قاب مرجع مداری باشند (شکل ۲).

با استفاده از الگوریتم کنترلی بازخوردی کواترنیون^{۱۰}، گشتاور کنترلی ماهواره توسط چرخ‌های عکس‌العملی تولید و

$$\Upsilon_k = \begin{bmatrix} -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (18)$$

همچنین، ماتریس انتقال خطای حالت گسسته با استفاده از

رویگرد سری توانی به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$\Phi = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{bmatrix} \quad (19)$$

که در آن

$$\begin{aligned} \Phi_{11} &= I_{3 \times 3} - [\hat{\omega} \times] \frac{\sin(\|\hat{\omega}\| \Delta t)}{\|\hat{\omega}\|} + [\hat{\omega} \times]^2 \frac{1 - \cos(\|\hat{\omega}\| \Delta t)}{\|\hat{\omega}\|^2} \\ \Phi_{12} &= [\hat{\omega} \times] \frac{1 - \cos(\|\hat{\omega}\| \Delta t)}{\|\hat{\omega}\|^2} - I_{3 \times 3} \Delta t - [\hat{\omega} \times]^2 \frac{\|\hat{\omega}\| \Delta t - \sin(\|\hat{\omega}\| \Delta t)}{\|\hat{\omega}\|^3} \\ \Phi_{21} &= 0_{3 \times 3}, \Phi_{22} = I_{3 \times 3} \end{aligned} \quad (20)$$

کواریانس نویز فرآیند نیز به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$Q_k = \begin{bmatrix} \left(\sigma_v^2 \Delta t + \frac{1}{3} \sigma_u^2 \Delta t^3 \right) I_{3 \times 3} & - \left(\frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2 \right) I_{3 \times 3} \\ - \left(\frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2 \right) I_{3 \times 3} & \left(\sigma_u^2 \Delta t \right) I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (21)$$

فیزیکی سنسور جاپرو (ارائه شده در جدول ۱) به دست می‌آیند. گام بعدی تعریف ماتریس حساسیت $H_k(\hat{\mathbf{x}}_k^-)$ است. برای n عدد بردار اندازه‌گیری توسط n سنسور، مشاهدات وضعیت به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\tilde{\mathbf{y}}_k = \begin{bmatrix} A(\mathbf{q}) \mathbf{r}_1 \\ A(\mathbf{q}) \mathbf{r}_2 \\ \vdots \\ A(\mathbf{q}) \mathbf{r}_n \end{bmatrix}_{l_k} + \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ \vdots \\ v_n \end{bmatrix}_{l_k} \equiv \mathbf{h}_k(\hat{\mathbf{x}}_k^-) + \mathbf{v}_k \quad (22)$$

$$R = \text{diag} \left[\sigma_1^2 I_{3 \times 3}, \sigma_2^2 I_{3 \times 3}, \dots, \sigma_n^2 I_{3 \times 3} \right]$$

که در آن diag به معنای ماتریس قطری و $A(\mathbf{q})$ ماتریس وضعیت است. ماتریس حساسیت برای کل اندازه‌گیری‌ها در رابطه زیر محاسبه خواهند شد:

$$H_k(\hat{\mathbf{x}}_k^-) = \begin{bmatrix} \left[A(\hat{\mathbf{q}}_k^-) \mathbf{r}_1 \times & 0_{3 \times 3} \right] \\ \left[A(\hat{\mathbf{q}}_k^-) \mathbf{r}_2 \times & 0_{3 \times 3} \right] \\ \vdots \\ \left[A(\hat{\mathbf{q}}_k^-) \mathbf{r}_n \times & 0_{3 \times 3} \right] \end{bmatrix}_{l_k} \quad (23)$$

خطای بردار حالت که باید بروزرسانی شود شامل بروزرسانی کواترنیون وضعیت (وضعیت قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی) و بایاس جاپرو است:

$$\Delta \hat{\mathbf{x}}_k^+(t) \equiv \left[\delta \hat{\alpha}_k^{+T}(t) \quad \delta \hat{\beta}_k^{+T}(t) \right]^T \quad (24)$$

فرض $\delta \hat{\mathbf{n}} \approx \delta \mathbf{a} / 2$ در فیلتر تعیین وضعیت گرفته می‌شود که در آن عبارت است از خطای زوایای رول، پیچ و یاو برای

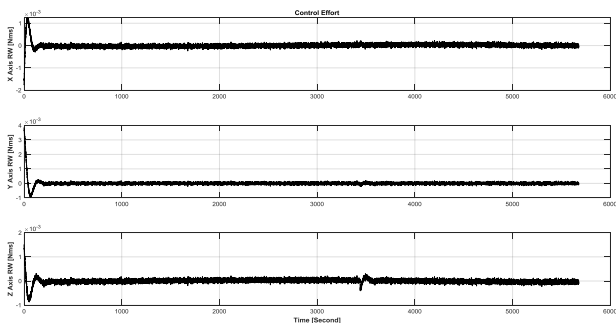
^۹ Residual

ماهواره نیز یک مکعب مربع به ضلع ۵۰ سانتی متر فرض می‌شود.

جدول ۴ پارامترهای مقاردهی شده در شبیه‌سازی

۱	$\mathbf{r}_0^{ECI} = [-5631.86 \quad -1435.45 \quad 3599.6]^T \text{ km}$ $\mathbf{v}_0^{ECI} = [-1.8 \quad -5.79 \quad -4.69]^T \text{ km/s}$ $\boldsymbol{\alpha} = [a \quad e \quad i \quad \Omega \quad \omega \quad \theta]$ $= [6878.137 \text{ km} \quad 0.03 \quad 55^\circ \quad 40^\circ \quad 60^\circ \quad 80^\circ]$
۲	$\{\psi_0 \quad \theta_0 \quad \phi_0\} = \{-8 \quad 5 \quad 3\} \text{ deg}$ $\boldsymbol{\omega}_{BO_0}^B = [p_0 \quad q_0 \quad r_0]^T = [0.2 \quad 0.2 \quad 0]^T \text{ deg/sec}$
۳	$I_{diagonal} = \begin{bmatrix} 10.2483 & 0 & 0 \\ 0 & 11.8415 & 0 \\ 0 & 0 & 12.8112 \end{bmatrix}$ $\equiv \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2$
۴	$k_p = 0.05, k_d = 0.5$

با شرایط اولیه ذکر شده در جدول بالا و اجرای شبیه‌سازی (انجام ماموریت نشانه‌روی توسط ماهواره به سمت زمین) بدون در نظر گرفتن اثر الکترومغناطیسی چرخ‌های عکس‌عملی، تلاش کنترلی یا عبارتی دیگر گشتاور تولیدی چرخ‌های عکس‌عملی در شکل ۳ نشان داده شده است. در شکل ۴، خطای وضعیت تخمین زده شده قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی آمده است و سرعت زاویه‌ای و وضعیت قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری برای یک تناوب مداری به ترتیب در شکل‌های ۵ و ۶ نشان داده شده است.

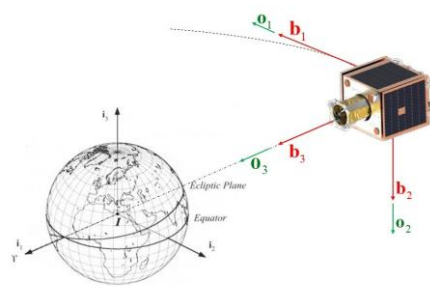


شکل ۳ تلاش کنترلی (تغییرات مومنتم زاویه‌ای چرخ‌ها)

با در نظر گرفتن اثر الکترومغناطیسی چرخ عکس‌عملی محور \mathbf{b}_1 بدنی (چرخ ۱) و تکرار شبیه‌سازی با همان شرایط ذکر شده در جدول ۴، خطای کواترنیون وضعیت تخمین زده شده قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی در شکل ۷ نشان داده شده است. همچنین در شکل ۸، خطای وضعیت تخمین زده شده قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری و در شکل ۹،

وضعیت ماهواره کنترل می‌شود. قانون کنترلی به صورت زیر است.

$$\mathbf{T}_c = \dot{\mathbf{h}}_w = k_p \times \delta \mathbf{q}_{1:3} + k_d \times \boldsymbol{\omega}_{BO}^B \quad (25)$$



شکل ۲ قاب مرجع مداری و بدنی ماهواره

در رابطه (۲۵)، خطای کواترنیون $\delta \mathbf{q}_{1:3}$ بین کواترنیون‌های هدف (مرجع) و وضعیت جاری تخمین زده شده (بخش برداری کواترنیون وضعیت) از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\delta \mathbf{q}_{1:3} = \|\hat{\mathbf{q}}\|^{-2} \boldsymbol{\Xi}^T(\hat{\mathbf{q}}) \mathbf{q} = -\|\hat{\mathbf{q}}\|^{-2} \boldsymbol{\Xi}^T(\mathbf{q}) \hat{\mathbf{q}} \quad (26)$$

$$\text{where: } \boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) \equiv \begin{bmatrix} q_4 I_{3 \times 3} + [\tilde{\mathbf{n}} \times] \\ -\tilde{\mathbf{n}}^T \end{bmatrix}$$

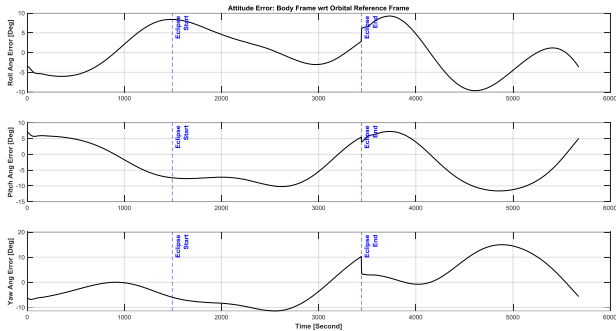
مقادیر ضرایب کنترلی که از روش سعی و خطا محاسبه و در جدول ۴ ارائه شده است. همچنین خطای زاویه نشانه‌روی نیز با استفاده از قانون ضرب داخلی بین محور سوم قاب مرجع مداری و بدنی محاسبه می‌شود.

۵- شبیه‌سازی عددی و نتایج

در این پژوهش برای شروع شبیه‌سازی فرض می‌شود که مد چرخش زدایی انجام شده و ماهواره آماده ورود به مد نشانه‌روی زمین است. مقدار زوایای اویلر (وضعیت) و سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی در جدول ۴ ارائه شده است. همچنین شبیه‌سازی در ساعت ۸:۰۰:۰۰ به وقت ساعت هماهنگ جهانی گرینویچ (UTC) در تاریخ ۱۵ ام ماه آگوست سال ۲۰۲۳ شروع می‌شود. همچنین، مقدار بردار مکان و سرعت اولیه ماهواره در قاب مرجع اینرسی، معادل آن‌ها یعنی المان‌های مداری و تنسور ممان اینرسی ماهواره در جدول ۴ ارائه شده است. لازم به ذکر است که فرآیند تخمین وضعیت، شبیه‌سازی و کنترل ماهواره با فرکانس ۵ هرتز انجام می‌شوند. در نهایت ابعاد

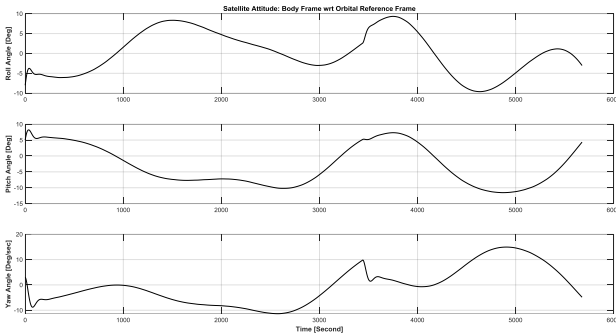
^{۱۰} Quaternion Feedback

تناوب مداری داخل باند 3σ قرار نگرفته است. لذا، نتایج بدست آمده از فرآیند تخمین وضعیت جهت برآورده کردن الزامات ماموریتی قابل استفاده نبوده و همانگونه که از شکل ۹ مشخص است نشان‌دهنده زمین به سمت افزایش خطا همراه خواهد شد.



شکل ۸ خطای وضعیت تخمین زده شده با در نظر گرفتن اثر مغناطیسی

چرخ ۱



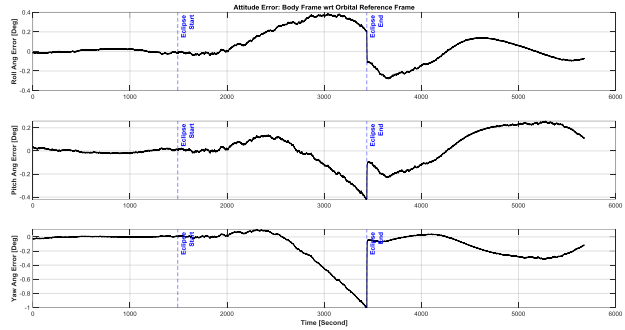
شکل ۹ وضعیت قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری با در نظر گرفتن اثر مغناطیسی چرخ ۱

۶- نتیجه‌گیری

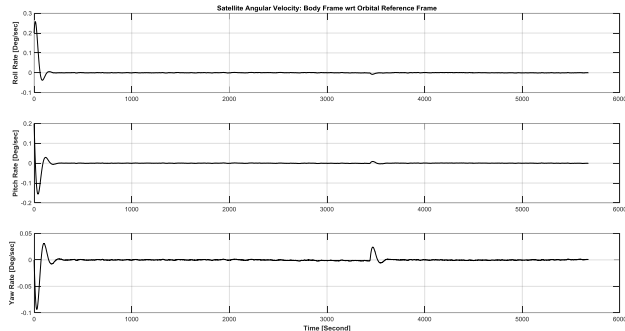
باتوجه به نتایج ارائه شده، نوآوری این پژوهش نسبت به سایر تحقیقات علمی، بررسی اثر تداخلی الکترومغناطیسی چرخ عکس‌العملی به صورت همزمان در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌های دارای سنسور مغناطیس‌سنج است. مطابق بررسی‌های انجام شده موضوع پژوهش حاضر دارای اهمیت است و تاکنون در سایر مراجع مشاهده نشده است. نتایج نشان می‌دهد که اختلال مغناطیسی چرخ خارج از محدوده نویز سنسور مغناطیس‌سنج است و باید اثر آن در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌های دارای حسگر مغناطیس‌سنج منظور شود.

برای این منظور پس از بیان نحوه مدل‌سازی وضعیت ماهواره، موضوع تعیین/تخمین وضعیت شرح داده شده است. در این راستا، از نسخه‌ای از فیلتر کالمن توسعه یافته بر پایه ضرب کواترنیونی بهره گرفته شده که با توجه به تعداد سنسورهای تعیین وضعیت بکار رفته از نظر محاسباتی کارایی خواهد داشت. همچنین، با استفاده از کنترل کننده مبتنی بر بازخورد

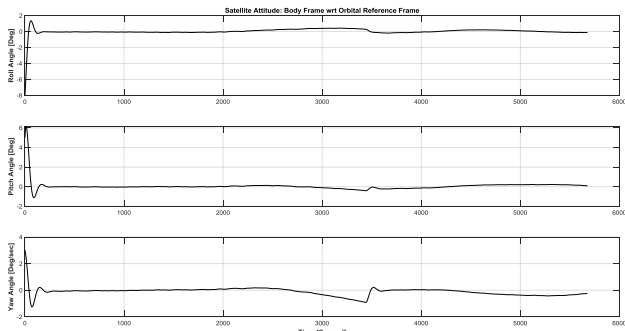
وضعیت قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری برای یک تناوب مداری آورده شده است.



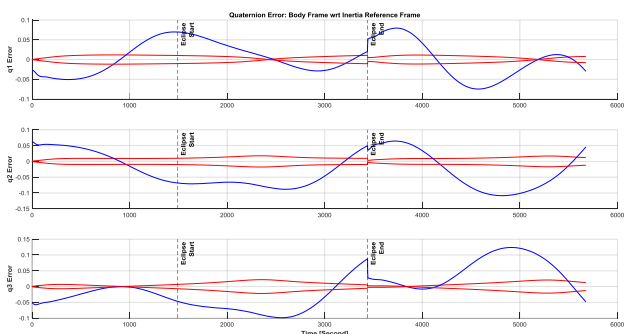
شکل ۴ خطای وضعیت تخمین زده شده



شکل ۵ سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری



شکل ۶ وضعیت قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری



شکل ۷ خطای کواترنیون تخمین زده شده با در نظر گرفتن اثر مغناطیسی چرخ ۱

همانگونه که در شکل ۷ قابل مشاهده است، در اثر تداخل میدان مغناطیسی چرخ ۱، خطای کواترنیون وضعیت در طی یک

249, no. 3, pp. 575–598, 2002, doi:
10.1006/jsvi.2001.3868.

- [8] M. Pous, M. A. Azpúrua and F. Silva, "Time-Domain Electromagnetic Characterization of Reaction Wheel for Space Applications," *IEEE TRANSACTIONS ON ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY*, vol. 65, no. 2, APRIL 2023.
- [9] A. Aghalari and M. Shahravi, "Nonlinear electromechanical modelling and dynamical behavior analysis of a satellite reaction wheel," *Acta Astronaut*, vol. 141, pp. 143-157, Dec 2017.
- [10] M. G. Finley, R. M. Broadfoot, S. Shekhar, and D. M. Miles, "Identification and Removal of Reaction Wheel Interference From In-Situ Magnetic Field Data Using Multichannel Singular Spectrum Analysis," *J Geophys Res Space Phys*, vol. 128, no. 2, Feb. 2023, doi: 10.1029/2022JA031020.
- [11] S. T. Spantideas and C. N. Capsalis, "Reaction Wheel Modeling for Static and Low-Frequency Magnetic Cleanliness Requirements," *IEEE Trans Electromagn Compat*, vol. 63, no. 5, pp. 1609–1612, 2021, doi: 10.1109/TEMC.2021.3065974.
- [12] P. H. Zipfel, Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, 2nd ed., Florida, Gainesville: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2007.
- [13] F. L. Markley and J. L. Crassidis, Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control, New York: Microcosm Press and Springer, 2014.
- [14] M. J. SIDI, Spacecraft Dynamics and Control, Cambridge University Press, 1997.
- [15] P. Alken and e. all, International Geomagnetic Reference Field: the thirteenth generation, Earth, Planets and Space, 2021.
- [16] "Space Thruster Research Institute." Accessed: Jun. 01, 2024. [Online]. Available: <https://www.isrc.ac.ir/WCSIM>.

کوآترینیون دقت نشان‌رویی به سمت کره زمین مورد بررسی قرار گرفته است. در انتها، با در نظر گرفتن اثر اختلالی یک چرخ عکس‌العملی، میزان افزایش خطا در تعیین و کنترل وضعیت نشان داده شده است. براساس نتایج بدست آمده، در صورتیکه برای اثر تداخلی میدان مغناطیسی که می‌تواند ناشی از کارکرد المان‌های سخت افزاری زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت مانند چرخ عکس‌العملی و یا سایر ماژول‌های موجود در ماهواره باشد راه حل مناسبی در نظر گرفته نشود، عملکرد ماهواره دچار اختلال خواهد شد.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

تشکر و قدردانی

از پژوهشکده رانشرهای فضایی تبریز [16] نیز به سبب فراهم کردن بخشی از امکانات اجرای این تحقیق تشکر می‌شود.

مراجع

- [1] H. Kinatas and C. Hajiyev, "TRIAD Aided Multiplicative EKF for Small Satellite Attitude Estimation and Magnetometer Calibration," *IEEE SENSORS JOURNAL*, vol. 23, no. 22, pp. 27161 - 27168, 2023.
- [2] H. ErsinSoken and Shin-ichiroSakai, "Attitude estimation and magnetometer calibration using reconfigurable TRIAD+filtering approach," *Aerospace Science and Technology*, vol. 99, 2020.
- [3] W. Ding and Y. Gao, "Attitude Estimation Using Low-Cost MARG Sensors with Disturbances Reduction," *IEEE Trans Instrum Meas*, vol. 70, 2021, doi: 10.1109/TIM.2021.3104395.
- [4] Z. Ismail and R. Varatharajoo, "A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control," *Advances in Space Research*, vol. 45, no. 6, pp. 750–759, Mar. 2010, doi: 10.1016/J.ASR.2009.11.004.
- [5] Y. Zhao, J. Sun, and H. Tian, "Development of methods identifying parameters in reaction wheel assembly disturbance model," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 78, no. 4, pp. 326–330, 2006, doi: 10.1108/17488840610675618.
- [6] M. P. Le, M. H. M. Ellenbroek, R. Seiler, P. Van Put, M. Bradford, and E. J. E. Cottaar, "A FULL DISTURBANCE MODEL FOR REACTION WHEELS," 2014. [Online]. Available: <http://asmedigitalcollection.asme.org/IDETC-CIE/proceedings-pdf/IDETC-CIE2014/46414/V008T11A061/4259687/v008t11a061-detc2014-34480.pdf>
- [7] R. A. Masterson, D. W. Miller, and R. L. Grogan, "Development and validation of reaction wheel disturbance models: Empirical model," *J Sound Vib*, vol.



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)