



طراحی رؤیت گر و کنترل گر غیر خطی تحت شبکه برای سیستم کنترل وضعیت ماهواره مدار پایین زمین

علی بادپا¹، محمدتقی حمیدی بهشتی^{2*}، مهدی سجودی³

1- دانشجوی دکتری، مهندسی برق - کنترل، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
 2- دانشیار، مهندسی برق - کنترل، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
 3- استادیار، مهندسی برق - کنترل، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
 * تهران، صندوق پستی 194-14115، mbehesht@modares.ac.ir

چکیده

در این مقاله، فیلتر کالمن توسعه یافته و کنترل گر غیرخطی وابسته به مدل تحت شبکه با استفاده از اصل جداسازی برای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره مدار پایین زمین طراحی شده است. در این راستا، با توجه به روند توسعه ماهواره‌ها، معماری زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت برای کلاس وسیعی از ماهواره‌های مدار پایین زمین جهت پایداری و حصول اهداف مأموریتی همچون تعیین وضعیت و نشانه‌روی دقیق پیشنهاد شده است. این معماری، به صورت سیستم کنترلی تحت شبکه جهت برقراری اتصال و ارتباط بین اجزای کنترلی شامل حس‌گرها، عمل‌گرها و واحد پردازنده و همچنین به اشتراک گذاشتن داده با سایر زیرسیستم‌ها در نظر گرفته شده است. سپس، با مدل‌سازی تمامی اجزای سیستم و لحاظ نمودن اثرات شبکه به صورت اغتشاش کران‌دار، سیستم کنترل برای جبران آن‌ها طراحی شده است. بدین منظور، الگوریتم‌های تخمین و کنترل وضعیت شامل فیلتر کالمن توسعه یافته و کنترل گر غیرخطی وابسته به مدل به گونه‌ای طراحی شده‌اند تا ضمن دستیابی به عملکرد مطلوب سیستم، پایداری هر یک از آن‌ها تضمین گردد. در ادامه، مدل غیرخطی دینامیک ماهواره بر حسب پارامترهای کوآرنیون و سرعت‌های زاویه‌ای ارائه شده و با بیان قضیه اصل جداسازی برای رؤیت‌گر و کنترل‌گر، شرایط هم‌گرایی و پایداری نمایی آن‌ها براساس مدل خطی شده ماهواره استخراج شده است. اثبات قضیه نشان می‌دهد که سیستم حلقه بسته به طور پیوسته وضعیت ماهواره را در محدوده دقت تعیین شده حفظ می‌نماید. در نهایت، نتایج شبیه‌سازی حاصل از اعمال رؤیت‌گر و کنترل‌گر طراحی شده بر روی یک ماهواره فعال در مدار، کارایی طراحی صورت گرفته را به خوبی نشان می‌دهد.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
 دریافت: 05 آبان 1393
 پذیرش: 24 بهمن 1393
 ارائه در سایت: 15 فروردین 1394
 کلیدواژگان:
 زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره
 فیلتر کالمن توسعه یافته
 کنترل گر غیرخطی وابسته به مدل
 اصل جداسازی
 سیستم کنترلی تحت شبکه مبتنی بر کُن

Nonlinear Observer and Controller Design for Low Earth Orbit Satellite Attitude Control System over Network

Ali Badpa, Mohammad Taghi Hamidi Beheshti*, Mahdi Sojoodi

Department of Electrical and Computer Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.
 * P.O.B. 14115 - 194 Tehran, Iran, mbehesht@modares.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
 Received 27 October 2014
 Accepted 13 February 2015
 Available Online 04 April 2015

Keywords:

Satellite Attitude Determination and Control Subsystem
 Extended Kalman Filter
 Model Dependent Nonlinear Controller
 Separation Principle
 CAN-based networked control system

ABSTRACT

In this paper, an Extended Kalman Filter (EKF) and a model-dependent nonlinear controller over network using the separation principle for Low Earth Orbit (LEO) satellite Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS) have been designed. In this context, according to the satellites development trend, ADCS architecture for a broad class of LEO satellites is proposed to stabilize and achieve mission objectives such as precision attitude determination and pointing. This architecture is a Networked Control System (NCS) used to establish connection and communication among control components including sensors, actuators and onboard processors, as well as to share data with other subsystems. Then, by modeling all components of the system, and considering the network effects as a bounded disturbance, the control system is designed to compensate of these effects. For this purpose, estimation and control algorithms including EKF and a model-dependent nonlinear controller are designed such that, in addition to achieving desired system performance, the stability of each of them is guaranteed. Afterwards, the nonlinear dynamics model of the satellite in terms of quaternion parameters and angular velocities is presented, and by expression of the separation principle for observer and controller design, their convergence and exponential stability conditions based on linearized model of satellite are derived. Proof of theorem shows that the closed-loop system continuously maintained satellite attitude in the specified accuracy range. Finally, simulation results obtained from applying the designed observer and controller on the active satellite in orbit demonstrates the efficiency of the proposed design.

1- مقدمه

مورد نیاز جهت انجام مأموریت در مدار، مطابق شکل 1 شامل طراحی و انتخاب اجزای سخت‌افزاری (حس‌گرها، عمل‌گرها، واحد پردازنده و واسط) و نرم‌افزاری (تخمین‌گر و کنترل‌گر) است [1، 2]. ماهواره‌ها که نقش تجاری در

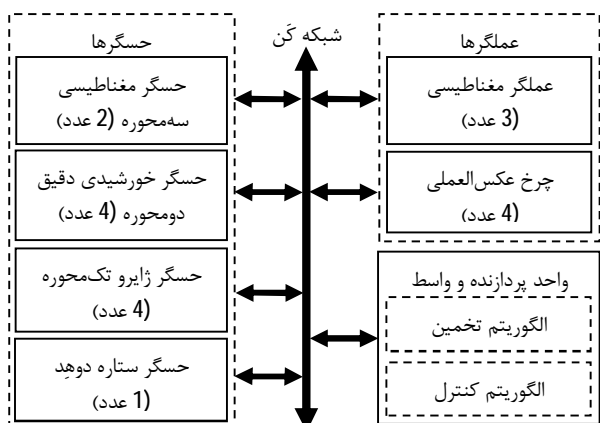
طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت¹ ماهواره برای حصول دقت‌های

1- Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS)

و تجزیه شده¹⁰ نیز است که اجزای آن‌ها پس از فرارگیری در مدار از طریق لینک مخابراتی و از جمله شبکه کن بی‌سیم¹¹ باهم در ارتباطند [16]. در این مقاله، معماری زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره برای کلاس وسیعی از ماهواره‌های مدار پایین زمین، برای حصول دقت نشانه‌روی دقیق (بهتر از 0/1 درجه)، به صورت شکل 2 پیشنهاد می‌گردد. این معماری دارای ویژگی‌های متعددی از جمله انعطاف‌پذیری بالا (به دلیل استفاده از شبکه کن به عنوان واسط ارتباطی)، قابلیت اطمینان بالا (به دلیل مقاوم بودن در برابر تک‌خطا)، پوشش‌دهی تمام مانورهای وضعیتی (از جمله نشانه‌روی به سمت زمین، جهت‌گیری به سمت خورشید و انجام مانور چرخش) در قالب دو حالت عملیاتی نشانه‌روی غیردقیق¹² و دقیق¹³ با قابلیت دریافت ورودی مرجع متغیر در هر حالت است.

در جدول 1، حس‌گرها و عمل‌گرهای مورد استفاده در هر یک از دو حالت عملیاتی به تفکیک مشخص شده‌اند. حالت چرخش‌زدایی¹⁴ به عنوان حالت گذرای ماهواره پس از جدایش از پرتاب‌گر برای کاهش سرعت‌های زاویه‌ای اولیه در نظر گرفته شده است. کنترل وضعیت مطلوب و حصول دقت‌های مورد نظر در هر یک از حالت‌های عملیاتی و در هر لحظه از زمان در صورتی میسر می‌شود که تخمین وضعیت دقیق و عاری از نویز در تمام لحظات زمانی وجود داشته باشد [17]. بدین منظور لازم است که علاوه بر طراحی کنترل‌گر، فیلتر و تخمین‌گر مناسبی نیز طراحی شود. لذا سیستم حلقه بسته کنترلی که با ترکیب کنترل‌گر و تخمین‌گر به دست آمده است، ممکن است خصوصیات کلی متفاوت‌تری از حلقه باز داشته باشد؛ بنابراین نیاز به مطالعه پایداری سیستم کلی، اهمیت بالایی خواهد داشت [18].

در بسیاری از مراجع، تخمین‌گرها و کنترل‌گرهای مختلفی برای سیستم‌های غیرخطی و سیستم حلقه بسته ماهواره پیشنهاد شده و پایداری مجانبی فراگیر هر یک از آن‌ها به طور جداگانه اثبات شده است. در [19] عملکرد کنترل بازخور حالت به صورت کران‌دار فراگیر برای کلاس خاصی از سیستم‌های غیرخطی به وسیله رؤیت‌گر بهره بالای سریع



شکل 2 معماری پیشنهادی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره

جدول 1 حس‌گرها و عمل‌گرهای استفاده شده به تفکیک هر یک از دو حالت عملیاتی

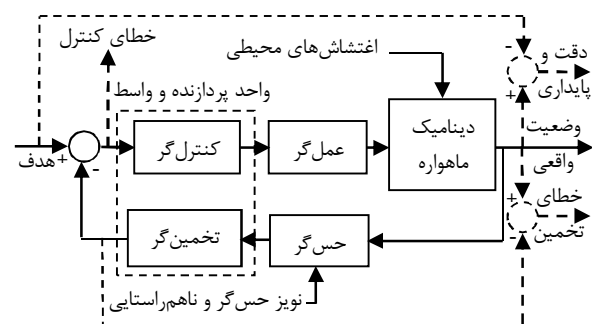
حالت	حس‌گرها	عمل‌گرها
غیردقیق	حس‌گر خورشیدی و حس‌گر مغناطیسی	گشتاوردهنده مغناطیسی
دقیق	حس‌گر ژایرو و حس‌گر ستاره	چرخ عکس‌عملی

- 10- Fractionated
11- Wireless CAN (WCAN)
12- Coarse Pointing
13- Fine Pointing
14- Detumbling

حوزه ارتباطات و سنجش از راه دور ایفا می‌کنند خود تحت محدودیت‌های هزینه‌ای ساخته می‌شوند. پتانسیل‌های کاهش هزینه قابل توجهی در حوزه اتوماسیون روی بورد¹ از طریق به‌کارگیری افزونگی تابعی برای کاهش تعداد کلی اجزای با استفاده از فناوری قطعات تجاری در دسترس²، ظاهر شده‌اند. این افزونگی نیاز به فناوری‌های مناسب جهت برقراری ارتباط زمان حقیقی بین اجزای مختلف با بیشترین آزادی عمل به منظور پیکربندی مجدد دارد. با توجه به منشأ فناوری شبکه کن³ در کاربردهای خودروبی، و نزدیک بودن نیازمندی‌های ماهواره‌ها از لحاظ عملکردی و مقاوم بودن مکانیکی و دمایی، این فناوری یکی از محتمل‌ترین گزینه‌های مطرح شده است. از طرفی با فناوری نیمه‌هادی اکسید فلزی مکمل⁴، تحمل تشعشعی آن در مدار پایین زمین⁵، تا اندازه زیادی حاصل می‌شود. در نتیجه امکان به‌کارگیری این فناوری در ماهواره در سال 1999 مورد بررسی قرار گرفته [3]. سپس در سال 2000 تست شده [4] و در سال 2003 در ماهواره‌های مختلفی از جمله بیل‌ست-1⁶ [5] و اسمارت-1⁷ [6] استفاده شده است. پس از آن طراحان و سازندگان ماهواره برای کاهش هزینه‌های ساخت و تست، ایجاد انعطاف‌پذیری بیشتر در طراحی پیش‌ساخته و بالا بردن قابلیت اطمینان، از این فناوری به عنوان معماری ارتباطی اجزای ماهواره استفاده نموده‌اند [7، 8].

روند توسعه ماهواره‌ها که به سمت کوچک‌سازی با طراحی پیکربندی‌های انعطاف‌پذیر دارای قابلیت انجام مأموریت‌های متعدد و فراهم آوردن وضعیت دقیق، در حال پیشرفت است در آن‌ها تبادل داده بین زیرسیستم‌های مختلف از طریق شبکه کن صورت می‌گیرد [9-11]. سیستم‌های کنترل دارای این پیکربندی، سیستم کنترل تحت شبکه⁸ نام گرفته‌اند. سیستم‌های کنترل تحت شبکه با وجود مزایای زیاد، دارای معایبی از جمله اتلاف داده و تأخیر زمانی به دلیل محدودیت‌های پهنای باند شبکه هستند که ممکن است عملکرد سیستم را تنزل داده و یا حتی آن را ناپایدار کنند [12، 13]. لذا باید طراحی سیستم کنترل با لحاظ نمودن این اثرات نامطلوب انجام شده و برای رسیدن به عملکرد مطلوب، آن‌ها را جبران نمود.

بدین منظور، در [14] اتلاف داده و در [15] تأخیر ناشی از شبکه به صورت اغتشاش کران‌دار مدل شده و ورودی کنترلی برای جبران آن‌ها طراحی شده است. این موضوع قابل تعمیم به ماهواره‌های پرواز آرایش‌یافته⁹



شکل 1 بلوک دیاگرام زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره

- 1- On-Board Automation
2- Commercial Off The Shelf (COTS)
3- Controller Area Network (CAN)
4- Complementary Metal Oxide Semiconductor (CMOS)
5- Low Earth Orbit (LEO)
6- BILSAT-1
7- SMART-1
8- Networked Control System (NCS)
9- Formation Flying

بررسی شده و شرایط پایدار مجانبی مبدأ سیستم حلقه بسته به دست آمده است. [20] به طراحی کنترل گر بازخور خروجی پایدارساز مجانبی فراگیر با رؤیت گر هم‌گرایی فراگیر و قانون کنترل تناسبی - مشتقی برای موقعیت‌یابی کشتی با دینامیک غیرخطی با اثبات برقراری اصل جداسازی، پرداخته است. نتایج جداسازی برای حالتی که کنترل گر بازخور حالت کران‌دار فراگیر به صورت یک مجموعه فشرده معین نامتغیر در می‌آید، با استفاده از رؤیت‌گر بهره بالای خطی شده برای پایداری نامی در [21] تعمیم داده شده است.

[22] پایداری فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای سیستم‌های غیرخطی زمان گسسته با فرض برآورده شدن شرط مشاهده‌پذیری یکنواخت و کران‌دار بودن پارامترها و کواریانس خطا را بررسی نموده است. در [23] رفتار فیلتر کالمن توسعه‌یافته به‌عنوان یک رؤیت‌گر نامی برای سیستم‌های غیرخطی زمان گسسته قطعی بررسی شده است. هم‌گرایی فیلتر کالمن توسعه‌یافته به‌طور محلی برای کلاسی از سیستم‌های غیرخطی در [24] بررسی شده و اثبات گشته است که در صورت بزرگ نبودن خطای تخمین اولیه فیلتر، خطای فیلتر به‌طور نامی به صفر میل می‌کند. در [25] هم‌گرایی فیلتر کالمن توسعه‌یافته به‌عنوان رؤیت‌گر قطعی برای سیستم‌های زمان گسسته غیرخطی، بررسی شده است. کنترل بهینه وضعیت ماهواره با عمل گر چرخ عکس‌العملی برای انجام مانور چرخش سریع، با محاسبه ماتریس بهره از روش تنظیم‌کننده خطی درجه دو و انتخاب مناسب ماتریس‌های وزنی، در [26] مدل‌سازی شده است. الگوریتم تخمین وضعیت یک ماهواره مدار پایین زمین با استفاده از روش تطبیقی مدل‌های چندگانه متشکل از چندین فیلتر کالمن توسعه‌یافته با ساختار متغیر در [27] طراحی شده است. با وجود بهبود نسبی دقت تخمین وضعیت با این روش، محاسبات بسیار زیادی نیاز است. کنترل گر پیش‌بین مقاوم در برابر نامعینی ممان اینرسی و اغتشاش خارجی بر ممانی سیستم تطبیقی مدل مرجع برای سیستم کنترل وضعیت ماهواره در [28] طراحی شده است. عمل‌گرهای کنترل وضعیت شامل چرخ‌های عکس‌العملی با گشتاور 1 نیوتن - متر در نظر گرفته شده است که به دلیل محدودیت زیاد جرمی در ماهواره‌های کوچک قابل استفاده نخواهد بود. در [29]، از فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای شناسایی ممان اینرسی و تنظیم پارامترهای ژيروسکوپ در زیرسیستم کنترل وضعیت یک ماهواره زمین‌آهنگ در فاز انتقال مداری استفاده شده است. در [30، 31] نیز کنترل گر خطی درجه دوم گوسی با بازیابی انتقال حلقه¹ مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای کنترل وضعیت ماهواره زمین‌آهنگ با مدل کاهش‌یافته کوآرتنیون‌ها و چرخ‌های عکس‌العملی طراحی شده است.

با توجه به تحقیقات فوق، که هدف آن‌ها طراحی تخمین گر و یا کنترل گر بدون در نظر گرفتن ملاحظات عملی است، هدف و نوآوری این مقاله، علاوه بر انتخاب و چیدمان مناسب حسگرها، عملگرها و واسط شبکه، طراحی تخمین گر و کنترل گر با در نظر گرفتن تمامی ملاحظات عملی برای حصول دقت‌های مورد نیاز جهت انجام مأموریت ماهواره عملیاتی سنجش از دور است. حال، با توجه به وجود چندین حس گر برای اندازه‌گیری وضعیت که اطلاعات آن‌ها آغشته به نویز است، برای تخمین کامل و دقیق وضعیت در هر یک از حالت‌های عملیاتی، نیاز به تخمین‌گری است که علاوه بر ترکیب اطلاعات حس‌گرهای مختلف، نویز اندازه‌گیری را هم حذف نماید [32-36]. برای تخمین وضعیت، سه نوع فیلتر کالمن توسعه‌یافته² (که نیاز به خطی-

سازی در معادلات دینامیکی دارد)، کالمن بدون بو³ یا نقطه سیگما⁴ و جزئی⁵ (که نیاز به خطی‌سازی در معادلات دینامیکی ندارند) به‌عنوان فیلترهای غیرخطی بهینه مورد استفاده قرار می‌گیرند [37-39] و به دلیل اینکه فیلترهای بدون بو و جزئی دارای بار محاسباتی بسیار بالا و مشکلات پیاده‌سازی هستند [38]، لذا از بین تخمین‌گرهای مختلف، در این پژوهش از فیلتر کالمن توسعه‌یافته به‌عنوان فیلتر بهینه بهره گرفته شده است که سابقه استفاده از این فیلتر در سیستم‌های هوافضا به بیش از 50 سال بازمی‌گردد [40]. به‌عنوان نمونه برای پردازش با سرعت پردازنده 60 مگاهرتز، تعداد دستورات فیلتر کالمن بدون بو برای هر دوره تخمین برابر 1,440,471 بوده و تأخیر زمانی در حدود 24 میلی‌ثانیه ایجاد می‌کند؛ این در حالی است که تعداد دستورات فیلتر کالمن توسعه‌یافته برابر 141,778 و تأخیر زمانی در حدود 2/4 میلی‌ثانیه است که نسبت به فیلتر کالمن بدون بو، 0/1 برابر است. از آنجا که فیلتر کالمن توسعه‌یافته تک‌گامی به دلیل خطی‌سازی با استفاده از تقریب مرتبه اول، به شرایط اولیه حساس بوده و ممکن است در خطاهای وضعیت اولیه، عملکرد مناسبی نداشته و یا حتی واگرا شود، برای داشتن عملکرد مطلوب، هم‌گرایی سریع، کاهش خطای تخمین، واکنش سریع به تغییرات و تنظیم فیلتر برای بیشینه‌سازی حذف نویز، در اینجا استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته دوگامی و اصلاح شده پیشنهاد شده است.

در بین کنترل‌گرها نیز کنترل گر تناسبی - مشتقی به دلیل ساده بودن و پیاده‌سازی آسان، در ماهواره‌ها کاربرد زیادی دارد [17، 18]. با این وجود، کنترل گر تناسبی - مشتقی همیشه پاسخی مطلوب فراهم نمی‌کند. از طرفی هم در حالت ردیابی، انحرافات در حالت ماندگار به‌جا می‌گذارد و نوسانات بزرگی نیز در ابتدا از خود نشان می‌دهد. علاوه بر این، کنترل گر بهره‌های بسیار بزرگ، سیستم را دچار ناپایداری می‌کند. به منظور کوچک نمودن خطای ردیابی، دنبال نمودن تغییرات بزرگ در ورودی مرجع، و جبران اغتشاش ناشی از اثرات شبکه، می‌توان با وارد کردن مدل سیستم در قانون کنترل، بر مشکلات اشاره شده فائق آمد.

در این مقاله، فیلتر کالمن توسعه‌یافته و کنترل گر غیرخطی وابسته به مدل تحت شبکه با استفاده از اصل جداسازی برای سیستم کنترل وضعیت ماهواره مدار پایین زمین طراحی شده است. بدین‌منظور، در بخش اول، معماری زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت پیشنهاد شده است. در بخش دوم، به فرموله‌سازی مسأله پرداخته شده است. در بخش‌های سوم و چهارم، کنترل گر و رؤیت‌گر برای ماهواره مدار پایین زمین طراحی شده و پایداری و هم‌گرایی آن‌ها اثبات گشته است. در بخش پنجم، اصل جداسازی براساس مدل خطی‌شده ماهواره برای رؤیت‌گر و کنترل گر بیان شده است. در بخش ششم، نتایج شبیه‌سازی حاصل از اعمال رؤیت‌گر و کنترل گر طراحی شده بر روی یک ماهواره فعال در مدار ارائه شده و ضمن مقایسه نتایج با یک مرجع دیگر، مقاوم بودن الگوریتم طراحی شده به تغییرات پارامترها به صورت آماری نشان داده شده است. در بخش هفتم، نتیجه‌گیری بیان شده است.

2- فرموله‌سازی مسأله

2-1- معادلات حرکت وضعی ماهواره مدار پایین زمین

2-1-1- سیستم‌های مختصات

سیستم‌های مختصات مرجع اینرسی $X_i Y_i Z_i$ ، زمین ثابت $X_e Y_e Z_e$ و مداری

3- Unscented Kalman Filter-UKF

4- Sigma Point

5- Particle Filter-PF

1- Linear Quadratic Gaussian with Loop Transfer Recovery

2- Extended Kalman Filter-EKF

2-1-3- مدل زمان-پیوسته غیرخطی دینامیک وضعیت ماهواره

معادلات (1) و (2) را به طور کلی می‌توان به شکل (7) و (8) نمایش داد [35]:

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t), w(t)) \quad (7)$$

$$y(t) = h(x(t), v(t)) \quad (8)$$

با فرض ناهمبسته بودن دو فرآیند نویز و مستقل بودن از مقدار اولیه x_0 ،

می‌توان سیستم (7) و (8) را به صورت (9) و (10) نمایش داد [35]:

$$P_{k+1}^- = \hat{\Phi}_k P_k \hat{\Phi}_k^T + E_k Q_k E_k^T \quad (9)$$

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t)) + g(t)w(t) \quad (10)$$

$$y(t) = h(x(t)) + d(t)v(t) \quad (10)$$

2-1-4- گسسته‌سازی مدل غیرخطی دینامیک وضعیت ماهواره

معادلات (9) و (10) به شکل گسسته (11) و (12) بیان می‌گردد [35]:

$$x_{k+1} = f(x_k, u_k) + G_k w_k \quad (11)$$

$$y_k = h(x_k) + D_k v_k \quad (12)$$

w_k و v_k به ترتیب نویز فرآیند و اندازه‌گیری بوده، و G_k و D_k نیز به صورت

با $h(\cdot)$ و $f(\cdot)$ توابع پیوسته می‌آیند. توابع پیوسته $D_k = \partial v / \partial x$ و $G_k = \partial g / \partial x$

بسط تیلور در بازه نمونه برداری ΔT به صورت (13) و (14) تقریب زده

می‌شوند:

$$f(x_k, u_k) = \Phi_k x_k + \Gamma_k u_k \quad (13)$$

$$h(x_k) = H_k x_k \quad (14)$$

ماتریس‌های Φ_k ، Γ_k و H_k به صورت (15) تا (17) به دست می‌آیند [35]:

$$\Phi_k = e^{F_k \Delta T} \approx I + F_k \Delta T + \frac{1}{2} F_k^2 \Delta T^2 + \frac{1}{3!} F_k^3 \Delta T^3 + \dots \quad (15)$$

$$\Gamma_k = (e^{F_k \Delta T} - I) F_k^{-1} B_k \approx \left(I \Delta T + \frac{1}{2} F_k^2 \Delta T^2 \right) B_k \quad (16)$$

$$H_k = \partial h(x) / \partial x \quad (17)$$

ماتریس‌های B_k و F_k نیز به صورت (18) و (19) به دست می‌آیند [35]:

$$B_k = \partial f(x, u) / \partial u \quad (18)$$

$$F_k = \partial f(x, u) / \partial x = \begin{bmatrix} \frac{\partial f}{\partial q} & \frac{\partial f}{\partial \omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} \\ F_{21} & F_{22} \end{bmatrix} \quad (19)$$

که در آن، مؤلفه‌های F_{ij} به صورت (20) تا (26) حاصل می‌شوند:

$$F_{11} = \partial \dot{q} / \partial q = \frac{1}{2} \Omega(\omega) \quad (20)$$

$$F_{12} = \partial \dot{q} / \partial \omega = \frac{1}{2} R(q) \quad (21)$$

$$F_{21} = \partial \dot{\omega} / \partial q = 0_{3 \times 4} \quad (22)$$

$$F_{22} = \partial \dot{\omega} / \partial \omega = -I_{\text{sat}}^{-1} [\eta_1 \quad \eta_2 \quad \eta_3] \quad (23)$$

$$\eta_1 = \begin{bmatrix} I_{xz} \omega_y - I_{xy} \omega_z \\ -2I_{xz} \omega_x - I_{yz} \omega_y + (I_{zz} - I_{xx}) \omega_z \\ 2I_{xy} \omega_x + (I_{xx} - I_{yy}) \omega_y + I_{yz} \omega_z \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$\eta_2 = \begin{bmatrix} I_{xz} \omega_x + 2I_{yz} \omega_y + (I_{yy} - I_{zz}) \omega_z \\ -I_{yz} \omega_x + I_{xy} \omega_z \\ (I_{xx} - I_{yy}) \omega_x - 2I_{xy} \omega_y - I_{xz} \omega_z \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$\eta_3 = \begin{bmatrix} -I_{xy} \omega_x + (I_{yy} - I_{xx}) \omega_y - 2I_{yz} \omega_z \\ (I_{zz} - I_{xx}) \omega_x + I_{xy} \omega_y + 2I_{xz} \omega_z \\ I_{yz} \omega_x - I_{xz} \omega_y \end{bmatrix} \quad (26)$$

2-2- فیلتر کالمن توسعه یافته برای تخمین وضعیت ماهواره مدار پایین زمین

تخمین گر حالت به صورت (27) در نظر گرفته می‌شود [35]:

$$\hat{x}_{k+1} = f(\hat{x}_k, u_k) + K_k (y_k - h(\hat{x}_k)) \quad (27)$$

$f(\hat{x}_k, u_k)$ را با توجه به رابطه (13) می‌توان به صورت (28) نوشت:

$$f(\hat{x}_k, u_k) = \Phi_k \hat{x}_k + \Gamma_k u_k \quad (28)$$

X_0, Y_0, Z_0 و همچنین سیستم مختصات بدنه ماهواره X_b, Y_b, Z_b به صورت شکل 3 انتخاب می‌گردند.

وضعیت ماهواره که معرف میزان دوران سیستم مختصات بدنه نسبت به مختصات مرجع مداری است با در نظر گرفتن توالی 1→2→3 به صورت ماتریس تبدیل A_q به دست می‌آید [2]:

$$A_q = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) & 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) \\ 2(q_1 q_2 - q_3 q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2 q_3 + q_1 q_4) \\ 2(q_1 q_3 + q_2 q_4) & 2(q_2 q_3 - q_1 q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix}$$

2-1-2- معادلات دینامیک وضعیت ماهواره

معادلات غیرخطی دینامیک ماهواره به صورت (1) و (2) بیان می‌شود [17]:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}(t) \\ \dot{\omega}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \Omega(\omega(t)) q(t) \\ I_{\text{sat}}^{-1} [-S(\omega(t)) I_{\text{sat}} \omega(t) + T_{\text{dist}} + T_{\text{ctrl}}] \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} q(t) \\ \omega(t) \end{bmatrix} = \underline{h}_{\text{sat}} \begin{bmatrix} q(t) \\ \omega(t) \end{bmatrix} \quad (2)$$

که در آن، بردار پارامترهای کوآرنیون، $q = (q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4)^T$ ، بردار سرعت‌های زاویه‌ای، $\omega = (\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z)^T$

ماهواره، ماتریس اندازه‌گیری، T_{dist} بردار گشتاورهای اغتشاشی محیطی

و T_{ctrl} بردار گشتاور کنترلی اعمالی بر حسب قانون کنترل است.

$\Omega(\omega)$ و $S(\omega)$ نیز ماتریس‌های حاصل ضربی به صورت (3) و (4) هستند:

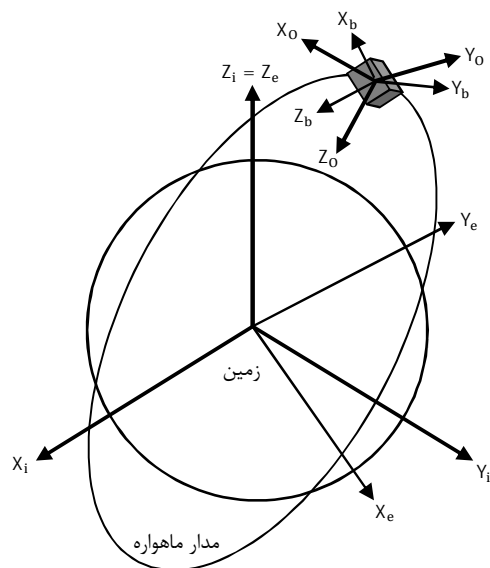
$$\Omega(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

در معادله دینامیک، $\dot{q}(t)$ را می‌توان به صورت (5) و (6) نیز نوشت:

$$\dot{q}(t) = \frac{1}{2} R(q) \omega(t) \quad (5)$$

$$R(q) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix} \quad (6)$$



شکل 3 نمایش سیستم‌های مختصات برای ماهواره

$$y_{MM} = B_{meas}(k) = A_q B_o \quad (46)$$

و B_o نیز میدان مغناطیسی زمین در سیستم مختصات مداری است، در نتیجه H_{MM} با مشتق گیری از ماتریس تبدیل A_q به صورت (47) تا (51) خواهد شد:

$$H_{MM} = [H_{MM_1} \ H_{MM_2} \ H_{MM_3} \ H_{MM_4} \ 0_{3 \times 3}] \quad (47)$$

$$H_{MM_1} = 2 \begin{bmatrix} q_1 & q_2 & q_3 \\ q_2 & -q_1 & q_4 \\ q_3 & -q_4 & -q_1 \end{bmatrix} B_o \quad (48)$$

$$H_{MM_2} = 2 \begin{bmatrix} -q_2 & q_1 & -q_4 \\ q_1 & q_2 & q_3 \\ q_4 & q_3 & -q_2 \end{bmatrix} B_o \quad (49)$$

$$H_{MM_3} = 2 \begin{bmatrix} -q_3 & q_4 & q_1 \\ -q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_1 & q_2 & q_3 \end{bmatrix} B_o \quad (50)$$

$$H_{MM_4} = 2 \begin{bmatrix} q_4 & q_3 & -q_2 \\ -q_3 & q_4 & q_1 \\ q_2 & -q_1 & q_4 \end{bmatrix} B_o \quad (51)$$

و $m_{MM}(k)$ نیز ماتریس نویز حس گر مغناطیسی با میانگین صفر و کواریانس R_{MM} به صورت $m_{MM}(k) = N(0, R_{MM})$ است.

2-3-2- حس گر خورشیدی

این حس گر، زوایای خورشید را در سیستم مختصات بدنه ماهواره اندازه گرفته و خروجی آن بردار خورشید با مدل اندازه گیری (52) است:

$$y_{SS} = S_{meas}(k) = h_{SS}(x_k, v_k, k) = H_{SS}(k)x_k + m_{SS}(k) \quad (52)$$

H_{SS} ماتریس اندازه گیری حس گر خورشید به صورت (53) به دست می آید:

$$H_{SS} = \partial h_{SS} / \partial x \quad (53)$$

در اینجا مشابه (46)، برای بیان رابطه ای بین خروجی حس گر خورشید با وضعیت ماهواره، از مدل مرجع بردار خورشید در سیستم مختصات مداری و بیان آن در سیستم مختصات بدنه ماهواره به صورت (54)، استفاده می شود:

$$y_{SS} = S_{meas}(k) = A_q S_o \quad (54)$$

که S_o بردار خورشید در سیستم مختصات مداری است. در نتیجه H_{SS} مشابه (47) با مشتق گیری از ماتریس تبدیل A_q به صورت (55) خواهد شد:

$$H_{SS} = [H_{SS_1} \ H_{SS_2} \ H_{SS_3} \ H_{SS_4} \ 0_{3 \times 3}] S_o \quad (55)$$

که H_{SS_i} برای $i = 1, 2, 3, 4$ دقیقاً با H_{MM_i} متناظر خود برابر بوده و $m_{SS}(k)$ نیز ماتریس نویز حس گر خورشیدی با میانگین صفر و کواریانس R_{SS} به صورت $m_{SS}(k) = N(0, R_{SS})$ است.

در حالت نشانه روی غیردقیق، که دو حس گر مغناطیسی و خورشیدی با هم ترکیب می شوند، R_{Coarse_Mode} و H_{Coarse_Mode} به صورت (56) و (57) می شود:

$$R_{Coarse_Mode} = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} R_{MM} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} R_{ST} \end{bmatrix} \quad (56)$$

$$H_{Coarse_Mode} = \begin{bmatrix} H_{MM} \\ H_{SS} \end{bmatrix} \quad (57)$$

2-3-3- حس گر ژایرو

این حس گر به طور مستقیم، نرخ تغییرات وضعیت ماهواره را اندازه گرفته و خروجی آن سرعت های زاویه ای با مدل اندازه گیری (58) است:

$$y_{GR} = \omega_{meas}(k) = h_{GR}(x_k, v_k, k) = H_{GR}(k)x_k + m_{GR}(k) \quad (58)$$

که H_{GR} ، ماتریس اندازه گیری حس گر ژایرو، به صورت (59) به دست می آید:

$$H_{GR} = \partial h_{GR} / \partial x = [0_{3 \times 4} \quad I_{3 \times 3}] \quad (59)$$

و $m_{GR}(k)$ نیز ماتریس نویز حس گر ژایرو با میانگین صفر و کواریانس R_{GR} به صورت $m_{GR}(k) = N(0, R_{GR})$ است.

\hat{x}_k به عنوان تخمین حالت x_k با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته دو گامی به صورت (29) تا (33) به دست می آید:

$$K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1} \quad (29)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (y_k - H_k \hat{x}_k^-) \quad (30)$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_k^- (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T \quad (31)$$

$$\hat{x}_k^- = \hat{\Phi}_k \hat{x}_k + \Gamma_k u_k \quad (32)$$

$$P_{k+1}^- = \hat{\Phi}_k P_k \hat{\Phi}_k^T + E_k Q_k E_k^T \quad (33)$$

که $\hat{\Phi}_k$ ماتریس کوتاه شده Φ_k تا مرتبه دوم به صورت (34) است:

$$\hat{\Phi}_k = I + F_k \Delta T + \frac{1}{2} F_k^2 \Delta T^2 \quad (34)$$

E_k ، R_k و Q_k به ترتیب ماتریس های نویز کواریانس پردازش، مدل سازی و اندازه گیری هستند که به صورت $R_k = E[v_k v_k^T]$ و $Q_k = E[w_k w_k^T]$ تعریف می شوند. با تعریف خطای تخمین به صورت $\xi_k = x_k - \hat{x}_k$ داریم:

$$\begin{aligned} \xi_{k+1} &= x_{k+1} - \hat{x}_{k+1} = (f(x_k, u_k) + G_k w_k) - \\ & \quad (f(\hat{x}_k, u_k) + K_k (y_k - h(\hat{x}_k))) = \\ & \quad (F_k - K_k H_k) \xi_k + r_k + s_k \end{aligned} \quad (35)$$

که در آن، توابع r_k و s_k عبارتند از:

$$r_k = \varphi(x_k, \hat{x}_k, u_k) - K_k \chi(x_k, \hat{x}_k) \quad (36)$$

$$s_k = G_k w_k - K_k D_k v_k \quad (37)$$

$$\varphi(x_k, \hat{x}_k, u_k) = \left(I + \frac{1}{2} F_k^2 \Delta T^2 + \frac{1}{3!} F_k^3 \Delta T^3 + \dots \right) \xi_k \quad (38)$$

به دلیل خطی بودن $h(x_k)$ عبارت $\chi(x_k, \hat{x}_k) = 0$ خواهد بود. برای ایجاد هم گرایی سریع در فیلتر کالمن، واکنش سریع به تغییرات و تنظیم فیلتر برای پیشینه سازی حذف نویز، با اضافه کردن پارامتر α به معادله به روزرسانی زمان کواریانس، رابطه (33) به صورت (39) اصلاح می شود:

$$P_{k+1}^- = \alpha(k) \hat{\Phi}_k P_k \hat{\Phi}_k^T + E_k Q_k E_k^T \quad (39)$$

که تابع $\alpha(k)$ برای $k > 0$ دارای چند ویژگی به صورت (40) تا (42) است:

$$\alpha(k) > 0 \quad (40)$$

$$\alpha(k) \geq \alpha(k+1) \quad (41)$$

$$\lim_{k \rightarrow \infty} \alpha(k) \rightarrow 0 \quad (42)$$

یک تابع کاندید $\alpha(k)$ به صورت رابطه ساده (43) پیشنهاد می گردد:

$$\alpha(k) = \alpha_0 / (k - k_0) \quad (43)$$

α_0 مقدار اولیه α و k_0 لحظه تغییر حالت است. توابع حقیقی دیگری هم که سه ویژگی (40) تا (42) را داشته باشند می توانند جایگزین شوند.

2-3-3- مدل حس گر

2-3-3-1- حس گر مغناطیسی

این حس گر، میدان مغناطیسی زمین را در سیستم مختصات بدنه ماهواره اندازه گرفته و خروجی آن بردار میدان مغناطیسی با مدل (44) است:

$$y_{MM} = B_{meas}(k) = h_{MM}(x_k, v_k, k) = H_{MM}(k)x_k + m_{MM}(k) \quad (44)$$

که H_{MM} ماتریس اندازه گیری حس گر مغناطیسی به صورت (45) به دست می آید:

$$H_{MM} = \partial h_{MM} / \partial x = [\partial h_{MM} / \partial q \quad \partial h_{MM} / \partial \omega] \quad (45)$$

از آنجا که حس گر مغناطیسی به طور مستقیم وضعیت ماهواره را اندازه نمی گیرد لذا باید به دنبال رابطه ای بین خروجی آن با وضعیت ماهواره بود. بدین منظور، با داشتن مدل مرجع میدان مغناطیسی زمین، در سیستم مختصات مداری و بیان آن در سیستم مختصات بدنه ماهواره، ماتریس تبدیل A_q ظاهر می شود که مطابق رابطه (46) وضعیت را در بر دارد:

4-3-2- حس گر ستاره

این حس گر به طور مستقیم، وضعیت ماهواره را اندازه گرفته و خروجی آن پارامترهای کواترنیون با مدل اندازه گیری (60) است:

$$y_{ST} = q_{meas}(k) = h_{ST}(x_k, v_k, k) = H_{ST}(k)x_k + m_{ST}(k) \quad (60)$$

$$H_{ST} = \partial h_{ST} / \partial x = [I_{4 \times 4} \quad 0_{4 \times 3}] \quad (61)$$

و $m_{ST}(k)$ نیز ماتریس نویز حس گر ستاره با میانگین صفر و کواریانس R_{ST} به صورت $m_{ST}(k) = N(0, R_{ST})$ است.

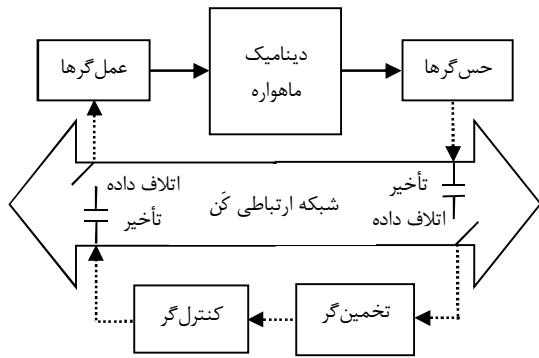
در حالت نشانده روی دقیق، که دو حس گر ستاره و ژایرو باهم ترکیب می شوند، R_{Fine_Mode} و H_{Fine_Mode} به صورت (62) و (63) خواهند شد:

$$R_{Fine_Mode} = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} R_{GR} & 0_{3 \times 4} \\ 0_{4 \times 3} & I_{4 \times 4} R_{ST} \end{bmatrix} \quad (62)$$

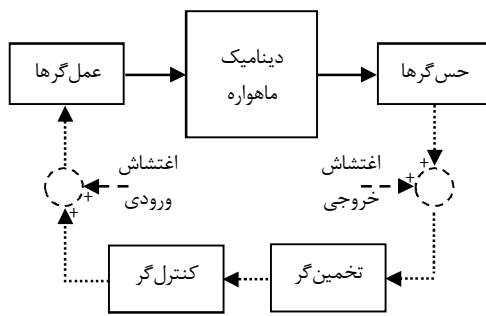
$$H_{Fine_Mode} = \begin{bmatrix} H_{GR} \\ H_{ST} \end{bmatrix} \quad (63)$$

4-2- مدل شبکه

مدل شبکه درون حلقه کنترل وضعیت ماهواره در شکل 4 نمایش داده شده است. وجود شبکه ممکن است در هر دو کانال حسگر به کنترل گر و کنترل گر به عملگر باعث ایجاد اتلاف داده و تأخیر شود. نحوه تبادل داده نیز به صورت خطوط پیوسته و نقطه چین به ترتیب برای سیگنال پیوسته و گسسته مشخص شده است.



شکل 4 نحوه تبادل داده و مدل سازی شبکه به صورت تأخیر و اتلاف داده



شکل 5 مدل شبکه به صورت اغتشاش در هر دو کانال ورودی و خروجی

4-2-1- اتلاف داده

اتلاف داده ناشی از شبکه با استفاده از تعریف متغیر تصادفی برنولی γ_{k_Loss} به صورت (64) مدل می شود [17]:

$$y_k = \gamma_{k_Loss} h(x_k) \quad (64)$$

که $\gamma_{k_Loss} = 0$ بیانگر وقوع اتلاف داده و $\gamma_{k_Loss} = 1$ بیانگر رسیدن صحیح بسته داده است. اتلاف داده ممکن است در هر دو کانال از حسگر به کنترل گر به صورت γ_{sc} یا کنترل گر به عملگر به صورت γ_{ca} رخ دهد.

4-2-2- تأخیر

تأخیر نیز با به کارگیری متغیر تصادفی γ_{k_delay} به صورت (65) مدل می شود:

$$y_k = \gamma_{k_delay} h(x_k) + (1 - \gamma_{k_delay}) h(x_{k-1}) \quad (65)$$

که $\gamma_{k_delay} = 0$ بیانگر وجود تأخیر و $\gamma_{k_delay} = 1$ بیانگر رسیدن بموقع بسته داده بوده و $h(x_{k-1})$ اندازه گیری لحظه قبل است. تأخیر ممکن است در هر دو کانال از حسگر به کنترل گر (τ_{sc}) یا کنترل گر به عملگر (τ_{ca}) رخ دهد [17].

4-2-3- مدل شبکه به صورت اغتشاش

دو عامل تأخیر و اتلاف داده در شبکه سبب می شوند حالت (خروجی) و گشتاور کنترلی (ورودی) از مقدار واقعی که متناسب با وضعیت جاری سیستم است، انحراف داشته باشند؛ بنابراین مطابق شکل 5، اثرات شبکه به صورت اغتشاش کران دار در هر دو کانال ورودی و خروجی مدل می شود.

5-2- مدل عمل گر ها

5-2-1- گشتاور دهنده مغناطیسی

این عمل گر از هسته، سیم پیچ و راه انداز جریان تشکیل شده و با عبور جریان

از درون سیم پیچ آن تولید ممان مغناطیسی می کند. ممان مغناطیسی به صورت تابع خطی مرتبه اول (66) دارای سطح اشباع مدل می گردد:

$$M_{min} \leq M_{MT} = K_{MT} i_{MT} e^{-t/\tau_{MT}} \leq M_{max} \quad (66)$$

که M_{MT} ممان مغناطیسی تولیدی توسط گشتاور دهنده مغناطیسی، i_{MT} جریان عبوری از سیم پیچ، K_{MT} ضریب مقیاس، M_{min} و M_{max} به ترتیب مقادیر کمینه و بیشینه ممان مغناطیسی است. τ_{MT} ثابت زمانی سیم پیچ گشتاور دهنده است. گشتاور کنترلی T_{ctrl}^{RW} حاصل از سه گشتاور دهنده متعامد در تداخل با میدان مغناطیسی زمین به صورت رابطه (67) به دست می آید:

$$T_{ctrl}^{MT}(t) = M_{MT} \times B \quad (67)$$

برای محاسبه ممان مورد نیاز از رابطه تقریبی (68) استفاده می شود:

$$M_{MT} = B \times T_{ctrl}^{MT}(t) / \|B\|^2 \quad (68)$$

5-2-2- چرخ عکس العملی

این عمل گر که از موتور و چرخ طیار تشکیل شده نیز به صورت تابع خطی مرتبه اول (69) دارای سطح اشباع مدل می گردد:

$$T_{min} \leq T_{ctrl}^{RW} = K_{RW} i_{RW} e^{-t/\tau_{RW}} \leq T_{max} \quad (69)$$

T_{ctrl}^{RW} گشتاور تولیدی توسط چرخ عکس العملی، i_{RW} جریان راه اندازی موتور، K_{RW} ضریب مقیاس، T_{min} و T_{max} به ترتیب مقادیر کمینه و بیشینه گشتاور چرخ عکس العملی است. τ_{RW} نیز ثابت زمانی موتور چرخ عکس العملی است. گشتاور کنترلی چرخ عکس العملی به صورت رابطه (70) در معادلات دینامیکی وارد می شود:

$$T_{ctrl} = S(\omega) A_{RW} I_{RW} (\omega_{RW}(t) + A_a^T \omega(t)) \quad (70)$$

$$\dot{\omega}_{RW}(t) = I_{RW}^{-1} T_{ctrl}^{RW} - A_a^T \dot{\omega}(t)$$

که ω_{RW} سرعت زاویه ای یا نرخ چرخش، A_{RW} ماتریس تخصیص یا چیدمان و I_{RW} ماتریس ممان اینرسی چرخ های عکس العملی بوده و $I_{RW} \omega_{RW}(t)$ در اصل همان h_{RW} ممنوم زاویه ای چرخ عکس العملی است.

$$P_c = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 2(k_p + ck_d) & c\|L_{sat}\| \\ c\|L_{sat}\| & \mu_l \end{bmatrix} \quad (77)$$

μ_l به صورت $v.L_{sat}v$ در $\|v\|=1$ تعریف می‌شود که مثبت بوده و P_c نیز مثبت است اگر c به اندازه کافی کوچک باشد. با مشتق گیری از (75) داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -ck_p\|q\|^2 - k_d\|\Delta\omega\|^2 + (\Delta\omega - cq)[\underline{S}(\omega)L_{sat}\omega \\ & - L_{sat}\dot{\omega}] - \frac{1}{2}c\Delta\omega L_{sat}[\Delta\omega \times q - q_4\Delta\omega + \omega \times q] \\ & - cq\{\underline{S}(\Delta\omega)L_{sat}\Delta\omega + [\omega_{ref} \times L_{sat} - L_{sat}\omega_{ref}]\Delta\omega\} \leq -x^T Q_c x + \omega^T x \leq -\lambda\|x\|^2 + \rho\|x\| \end{aligned} \quad (78)$$

$$Q_c = \begin{pmatrix} ck_p & \frac{3}{2}\|L_{sat}\|\gamma_d \\ \frac{3}{2}\|L_{sat}\|\gamma_d & k_d - 2c\|L_{sat}\| \end{pmatrix} \quad (79)$$

$$\omega = \frac{\|L_{sat}\|(\|\dot{\omega}_{ref}\| + \|\omega_{ref}\|^2)}{c} \quad (80)$$

$$\rho = \sqrt{1 + c^2}\|L_{sat}\|(\|\dot{\omega}_{ref}\| + \|\omega_{ref}\|^2) \quad (81)$$

که $\gamma_d = \sup_{t \geq 0} \|\omega_{ref}\|$ بوده و $\lambda = \lambda_{\min}(Q_c)$ کمترین مقادیر ویژه Q_c است. P_c و Q_c در این اثبات وابسته به ثابت c هستند که برای مثبت معین بودن باید به اندازه کافی کوچک باشد. از آنجا که c در قانون کنترل به کار گرفته نمی‌شود؛ بنابراین می‌تواند به‌طور دلخواه به قدر کافی کوچک انتخاب شود. به علاوه، با گرفتن انتگرال از دو طرف و جابه‌جایی برخی مؤلفه‌ها داریم:

$$\lambda \int_0^t \|x(s)\|^2 ds - \int_0^t \rho(s)\|x(s)\| ds \leq V_0 \quad (82)$$

و سپس با به‌کارگیری نامعادله شوارتز و با استفاده از فرض اینکه $\rho_1 \in L_2$ است، داریم:

$$\lambda\|x\|_{L_2}^2 \leq V_0 + \int_0^t \rho(s)\|x(s)\| ds \quad (83)$$

که کرانی روی $\|x\|_{L_2}$ می‌دهد:

$$\|x\|_{L_2} \leq \left[\frac{1}{\lambda} \left(V_0 + \frac{\|\rho\|_{L_2}^2}{4\lambda} \right) \right]^{1/2} + \frac{\|\rho\|_{L_2}}{2\lambda} \quad (84)$$

نامساوی فوق نشان می‌دهد که $x \in L_2[0, \infty)$ بوده و با جای‌گذاری آن در انتگرال (82)، بیان می‌کند که V در طول زمان به‌طور یکنواخت کران‌دار است. از معادله حرکت ماهواره، \dot{x} هم به‌طور یکنواخت کران‌دار خواهد بود و بنابراین x به‌طور یکنواخت پیوسته است. با استفاده از لم باربالات، می‌توان بیان کرد که $x \rightarrow 0$ همگرا می‌شود، هم‌چنان‌که $t \rightarrow \infty$ می‌رود؛ از این رو کنترل گر به‌طور فراگیر پایدار مجانبی است.

5-1-1-2- پایداری مجانبی فراگیر کنترل گر تناسبی - مشتقی وابسته به مدل

قضیه 2- قانون کنترل ارائه شده در رابطه (72) را ملاحظه نمایید.

اگر $k_d > \gamma_1 \gamma_d$ باشد، که γ_1 است، آنگاه $\Delta\omega$ و Δq با $t \rightarrow \infty$ به سمت صفر همگرا می‌شوند. اگر $q_4 \rightarrow +1$ با $t \rightarrow \infty$ برود، آنگاه هم‌گرایی از نرخ نمایی بوده و سیستم به‌طور فراگیر پایدار است. یک شرط کافی برای پایداری چنین است:

$$\frac{1}{2}\Delta\omega(0)L_{sat}\Delta\omega(0) < 2k_p(1 + q_4(0)) \quad (85)$$

اثبات این قضیه مشابه اثبات قضیه قبلی است. با ملاحظه تابع کاندید لیاپانوف مشابه و گرفتن مشتق و جای‌گذاری قانون کنترل، داریم:

$$\dot{V} \leq -x^T Q_c x \quad (86)$$

$$Q_c = \begin{pmatrix} ck_p & \frac{1}{2}\gamma_1\gamma_d c \\ \frac{1}{2}\gamma_1\gamma_d c & k_d - \gamma_1\gamma_d - \gamma_1 c \end{pmatrix} \quad (87)$$

اگر k_d نامساوی $k_d > \gamma_1 \gamma_d$ را برآورده نماید، آنگاه محدوده‌ای از c به اندازه

3- طراحی کنترل گر برای ماهواره مدار پایین زمین

3-1- کنترل گر تناسبی - مشتقی مستقل از مدل

این نوع کنترل گر، به صورت (71) طرح می‌شود:

$$T_{ctrl} = k_p A_a^+ \Delta q + k_d A_a^+ \Delta \omega \quad (71)$$

که $\Delta\omega = \omega_{ref} - \omega$ و $\Delta q = q_{ref} - q$ به ترتیب بیانگر خطای وضعیت و خطای سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره نسبت به وضعیت مرجع q_{ref} و سرعت‌های زاویه‌ای مرجع ω_{ref} هستند. $q = (q_1 \quad q_2 \quad q_3)^T$ قسمت برداری پارامترهای کواترنیون است. A_a ماتریس تخصیص عمل‌گرها بوده که با توجه به چیدمان آن‌ها تعیین می‌گردد. A_a^+ شبه معکوس ماتریس A_a بوده که به صورت $A_a^+ = A_a^T(A_a A_a^T)^{-1}$ تعریف می‌شود. k_p و k_d به‌عنوان بهره‌های تناسبی و مشتقی به‌صورت ثابت‌های مثبت بوده و بایستی تعیین شوند.

3-2- کنترل گر تناسبی - مشتقی وابسته به مدل

با قانون کنترل تناسبی - مشتقی مستقل از مدل، فراهم کردن عملکردهای ردیابی مطلوب به‌ویژه با حضور اثرات اغتشاش ناشی از شبکه، امکان‌پذیر نیست. در نتیجه قانون کنترل تناسبی - مشتقی وابسته به مدل با اضافه کردن مدل دینامیک ماهواره به قانون کنترل (71)، به صورت (72) پیشنهاد می‌گردد:

$$T_{ctrl} = k_p A_a^+ \Delta \hat{q} + k_d A_a^+ \Delta \hat{\omega} + L_{sat} \dot{\omega} + \underline{S}(\omega)(L_{sat} \omega) \quad (72)$$

در این حالت با توجه به وجود ساختاری از مدل سیستم در قانون کنترل، امکان اصلاح خطای ایجاد شده در گشتاور کنترلی ناشی از تغییرات سیستم و اثر اغتشاشی شبکه، ایجاد شده و گشتاور مطلوب محاسبه می‌شود.

4- پایداری فیلتر کالمن توسعه یافته

تعریف 1 [24]- گفته می‌شود فرآیند اتفاقی ξ_k کران‌دار نمایی در مجموع مربعات است اگر اعداد حقیقی $0 < \theta < 1$ و $\eta, \nu > 0$ وجود داشته باشند به‌طوری که رابطه (73) برای هر $n > 0$ برقرار باشد:

$$E\{\|\xi_k\|^2\} \leq \eta\|\xi_0\|^2 \theta^n + \nu \quad (73)$$

تعریف 2 [24]- فرآیند اتفاقی ξ_k با احتمال 1 کران‌دار گفته می‌شود اگر:

$$\sup_{n \geq 0} \|\xi_k\| < \infty \quad (74)$$

5- اصل جداسازی غیرخطی برای فیلتر و کنترل گر ماهواره

5-1-1- پایداری کنترل گرهای باز خور

5-1-1-1- پایداری مجانبی فراگیر کنترل گر تناسبی - مشتقی مستقل از مدل

در این بخش امکان استفاده از پایدارساز مجانبی کلی کنترل گر تناسبی - مشتقی با استفاده از کواترنیون واحد برای کلاسی از مسیرهای مطلوب نشان داده می‌شود.

قضیه 1- قانون کنترل ارائه شده در رابطه (71) را ملاحظه نمایید. با تعریف $\rho_1 = \|\dot{\omega}_{ref}\| + \|\omega_{ref}\|^2$ ، اگر $\rho_1 \in L_2[0, \infty) \cap L_\infty[0, \infty)$ باشد، آنگاه Δq و $\Delta\omega$ با $t \rightarrow \infty$ به سمت صفر همگرا می‌شوند.

اثبات- تابع کاندید لیاپانوف به‌صورت (75) تا (77) در نظر گرفته می‌شود:

$$V = (k_p + ck_d)((q_4 - 1)^2 + q^T q) + \frac{1}{2}\Delta\omega.L_{sat}\Delta\omega - cq.L_{sat}\Delta\omega \quad (75)$$

$$V \geq \begin{bmatrix} \|q\| \\ \|\Delta\omega\| \end{bmatrix}^T P_c \begin{bmatrix} \|q\| \\ \|\Delta\omega\| \end{bmatrix} = x^T P_c x \quad (76)$$

آنجا که سیستم E_k مثلثی بوده و هر دو زیرسیستم پایدار مجانبی هستند، با استفاده از نتایج پایدار مجانبی (محلی)، استنباط می‌شود که دینامیک غیرخطی پایدار مجانبی است. همچنین با توجه به اینکه خطای تخمین همگرای نمایی است، استنتاج می‌شود که E_k پایدار مجانبی (محلی) است. از این رو، اثبات شد که سیستم حلقه بسته کلی، پایدار مجانبی فراگیر است.

6- شبیه سازی

در این بخش، نتایج شبیه‌سازی فیلتر و کنترل گر طراحی و اعمال شده بر روی یک ماهواره نمونه فعال در مدار با مشخصات جدول 2 با توجه به مرجع [5] و مراجع [44-41]، ارائه می‌شود. ممان اینرسی ماهواره و چرخ عکس‌العملی به صورت (94) و (95) هستند:

$$I_{\text{sat}} = \begin{bmatrix} 9.82 & -0.07 & -0.29 \\ -0.07 & 9.70 & -0.10 \\ -0.29 & -0.10 & 9.73 \end{bmatrix} \quad (94)$$

$$I_{\text{RW}} = \begin{bmatrix} 0.0008 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0008 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0008 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.0008 \end{bmatrix} \quad (95)$$

حالت بهینه چیدمان 4 حسگر خورشیدی (با میدان دید ± 70 درجه برای پوشش کامل کروی)، 4 حسگر ژایرو و 4 چرخ عکس‌العملی، به صورت هرم چهار ضلعی منتظم با زاویه رأس α مطابق رابطه (96) به دست می‌آید:

$$\alpha = \cos^{-1}(-1/3) = 109.47 \quad (96)$$

ماتریس تخصیص چرخ‌های عکس‌العملی به صورت (97) خواهد بود:

$$A_{\text{wheels}} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{3}}{3} & -\frac{\sqrt{3}}{3} & -\frac{\sqrt{3}}{3} & \frac{\sqrt{3}}{3} \\ \frac{\sqrt{3}}{3} & -\frac{\sqrt{3}}{3} & \frac{\sqrt{3}}{3} & -\frac{\sqrt{3}}{3} \\ \frac{\sqrt{3}}{3} & \frac{\sqrt{3}}{3} & -\frac{\sqrt{3}}{3} & -\frac{\sqrt{3}}{3} \\ \frac{\sqrt{3}}{3} & \frac{\sqrt{3}}{3} & -\frac{\sqrt{3}}{3} & -\frac{\sqrt{3}}{3} \end{bmatrix} \quad (97)$$

مشخصات حس‌گرها و عمل‌گرهای انتخابی در جدول 3 ارائه شده است.

بر این اساس، مقدار پارامترهای ماتریس کواریانس نویز اندازه‌گیری با توجه به مراجع [44-41]، به صورت (98) تا (101) بیان می‌شوند:

$$R_{\text{MM}} = (200 \times 10^{-9})^2 \quad (98)$$

$$R_{\text{SS}} = (0.1 \times \pi/180)^2 \quad (99)$$

$$R_{\text{GR}} = (0.001 \times \pi/180)^2 \quad (100)$$

$$R_{\text{ST}} = (0.01 \times \pi/180)^2 \quad (101)$$

مقادیر پارامترهای ماتریس کواریانس نویز مدل‌سازی و پردازش با توجه به مراجع [44-41]، به صورت (102) تا (105) بیان می‌شوند:

$$Q = 1 \times 10^{-4} \text{diag}(q_{\text{noise}}, \omega_{\text{noise}}) \quad (102)$$

$$q_{\text{noise}} = \frac{\Delta T^3}{12} \text{diag} \left(\frac{1}{I_{xx}^2}, \frac{1}{I_{yy}^2}, \frac{1}{I_{zz}^2}, \left(\frac{q_1^2}{I_{xx}^2} + \frac{q_2^2}{I_{yy}^2} + \frac{q_3^2}{I_{zz}^2} \right) \right) \quad (103)$$

$$\omega_{\text{noise}} = \Delta T \text{diag} \left(\frac{1}{I_{xx}^2}, \frac{1}{I_{yy}^2}, \frac{1}{I_{zz}^2} \right) \quad (104)$$

$$E_k = \text{diag}(\Delta T)_{7 \times 7} \quad (105)$$

که ΔT به عنوان دوره زمانی نمونه‌برداری برابر 0/1 ثانیه انتخاب شده است. اغتشاش ناشی از اثرات شبکه با عنوان $T_{\text{dist_Net}}$ که با شبیه‌سازی و تست برای بیشینه کران تأخیر مجاز به صورت رابطه (106) مدل می‌گردد:

$$T_{\text{dist_Net}} = 0.02e^{-0.02t} \sin(0.4t) \quad (106)$$

گشتاورهای اغتشاشی محیطی T_{dist} شامل فشار تشعشعات خورشیدی، فشار آیرودینامیکی، گرادیان جاذبه‌ای و مغناطیسی براساس روابط ارائه شده در

کافی کوچک وجود دارد به طوری که Q_c معین مثبت باشد. با استفاده از لم بارالات، می‌توان بیان کرد که $x \rightarrow 0$ همگرا می‌شود همچنان که $t \rightarrow \infty$ می‌رود.

موضوع بعدی اثبات نرخ هم‌گرایی نمایی است. در اینجا مسأله دارای نقاط تعادل متعدد مورد بررسی است، به طوری که پایداری فراگیر به جای محلی بیان می‌شود. زمانی که $\|q\| \rightarrow 0$ می‌رود مقدار q_4 می‌تواند +1 یا -1 باشد. مسأله تعیین نقطه تعادلی است که سیستم متمایل به آن بوده یا ناگزیر به یکی از آن‌ها تحمیل می‌شود. فرض می‌شود که $q_4 \rightarrow +1$ متمایل است، آنگاه زمان نهایت T وجود دارد به طوری که $q_4(t) \geq 0$ برای تمام $T \geq 0$ شود. از آنجا که همواره $q_4(t) \leq 1$ است، برای $t \geq T$ داریم:

$$\|q\|^2 = 1 - q_4^2 \geq 1 - q_4 \geq (1 - q_4)^2 \quad (88)$$

آنگاه می‌توان نشان داد که:

$$\|q\|^2 = \frac{1}{2}\|q\|^2 + \frac{1}{2}\|q\|^2 \geq \frac{1}{2}\|q\|^2 + (1 - q_4)^2 \quad (89)$$

و سپس $\lambda > 0$ برای تمام $t \geq T$ وجود دارد، به طوری که:

$$\dot{V} \leq -\lambda V \quad (90)$$

و از این رو، $\|q\|$ و $\Delta\omega$ به طور نمایی به سمت صفر همگرا می‌شوند.

اگر از سوی دیگر، $q_4 \rightarrow -1$ متمایل باشد، چنین نتیجه‌ای نمی‌تواند بیان شود. در این حالت، همچنان $V \rightarrow 4(k_p + ck_d)$ متمایل بوده و اگر $V(0) < 4(k_p + ck_d)$ باشد، وضعیت با $q_4 \rightarrow -1$ نمی‌تواند اتفاق بیفتد، چرا که V غیرافزایشی است. در نتیجه، این شرط (87) را برای هم‌گرایی نمایی $V(t)$ به صفر می‌دهد:

$$\frac{1}{2}\Delta\omega(0)I_{\text{sat}}\Delta\omega(0) < k_p[4 - (1 - q_4(0))^2 - \|q(0)\|^2] = 2k_p[1 + q_4(0)] \quad (91)$$

5-3-1- پایداری حلقه باز خور کلی

در بخش‌های قبل، پایداری مجانبی کلی قوانین کنترل انتخابی برای ماهواره بررسی و اثبات شد. هدف این بخش ارائه اصل جداسازی غیرخطی برای سیستم حلقه بسته ترکیبی معادله دینامیک ماهواره، با فیلتر و کنترل گر ذکر شده است.

قضیه 3- اصل جداسازی براساس مدل خطی شده ماهواره

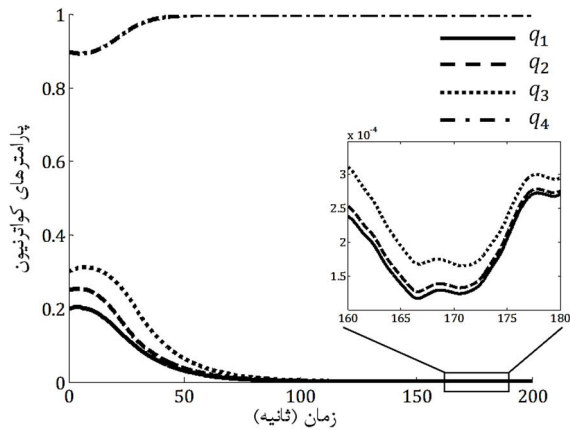
برای سیستم E_k داده شده به صورت (92) و (93):

$$x_{k+1} = \Phi_k x_k + \Gamma_k u_k \quad (92)$$

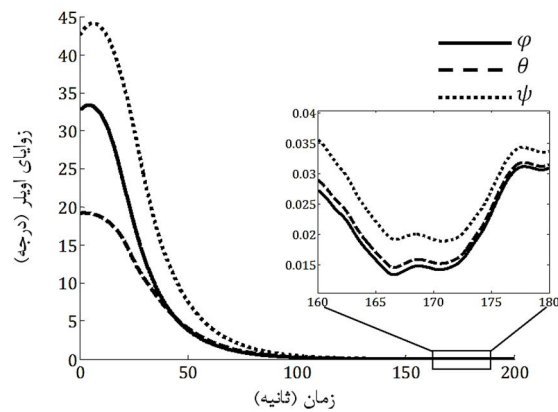
$$\hat{x}_{k+1} = \Phi_k \hat{x}_k + \Gamma_k u_k + K_k (y_k - h(\hat{x}_k)) \quad (93)$$

اگر کنترل گر u_k پایدار مجانبی فراگیر باشد، به طوری که $x_k \in \mathcal{E}$ در مجموعه فشرده Ω برای تمام $k > 0$ باقی بماند، که مجموعه فشرده Ω نقطه تعادل کنترل گر u_k را در برمی‌گیرد، و اگر خطای تخمین $\xi_k = x_k - \hat{x}_k$ به طور نمایی برای تمام $k > 0$ به صفر همگرا شود (یعنی یک رؤیت‌گر نمایی) آنگاه برای تمام مقادیر حالت اولیه $x_0 \in \Omega$ ، سیستم \mathcal{E} برای تمام $x_0 \in \Omega$ و به ازای $\forall P_0 > 0$ و $\forall x_0 \in \mathbb{R}^n$ کنترل گر می‌تواند به طور جداگانه طراحی شوند تا وقتی که آن‌ها نیازمندی بیان شده در این قضیه را برآورده می‌نمایند.

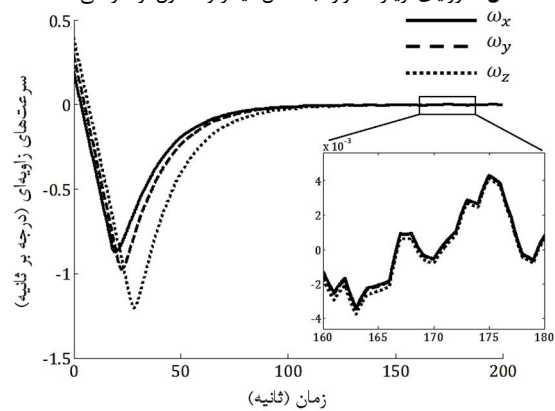
اثبات: براساس مرجع [21]، وقتی که تخمین گر نمایی شبیه فیلتر کالمن توسعه یافته پیشنهادی استفاده می‌شود، خطای تخمین به سمت صفر میل کرده و بنابراین کران دار می‌شود. همچنین کواریانس خطای P_k که بهره کالمن K_k به آن بستگی دارد از بالا و پایین کران دار است و از این رو حالت \mathcal{E} از در یک مجموعه فشرده در طول هر مسیری باقی می‌ماند. از



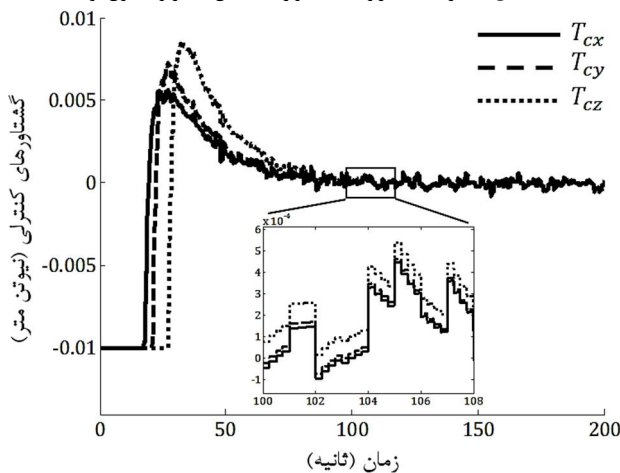
شکل 6 پارامترهای کوآرتزیون ماهواره با اعمال فیلتر و کنترل گر طراحی شده



شکل 7 زوایای اویلر ماهواره با اعمال فیلتر و کنترل گر طراحی شده



شکل 8 سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره با اعمال فیلتر و کنترل گر



شکل 9 گشتاور کنترلی اعمالی به ماهواره

[۲۰۱] در مدل‌سازی وارد شده‌اند که بیشترین مقدار مجموع آن‌ها برای این ماهواره، برابر $5 \times 10^{-5} \text{ Nm}$ است.

ضرایب کنترل گر نیز از روابط (107) و (108) به دست می‌آیند:

$$k_{pj} = I_{jj} \omega_{BW_CL}^2 \quad (107)$$

$$k_{dj} = 2I_{jj} \omega_{BW_CL} \quad (108)$$

که I_{jj} ممان اینرسی اصلی ماهواره در راستای محور j ($j = x, y, z$) و ω_{BW_CL} پهنای باند مطلوب سیستم حلقه بسته است که در اینجا برای حصول پاسخ و سرعت مطلوب، برابر $0/2$ رادیان بر ثانیه در نظر گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی، در شکل‌های 6 تا 9 نمایش داده شده است. همچنانکه در شکل‌های 6 و 7 مشاهده می‌شود، وضعیت ماهواره پایدار شده و دقت بهتر از $0/05$ درجه حاصل شده است. در شکل 8 سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره نمایش داده شده که در هر سه محور دقت پایداری بهتر از $0/005$ درجه بر ثانیه به دست آمده است. در شکل 9 نیز گشتاور کنترلی اعمالی به ماهواره برای کنترل و پایداری، آمده است که نشان می‌دهد بیشینه مقدار گشتاور اعمالی در محدوده اشباع عملگرها قرار دارد. همچنین گشتاور کنترلی پس از پایداری ماهواره نیز برای جبران و حذف اثر اغتشاش‌ها با هدف حصول و نگهداشت دقت مورد نیاز حول هر سه محور، اعمال می‌گردد.

برای نشان دادن دقت به دست آمده در این مقاله، میانگین مجذور مربعات خطای تخمین بدون نامعینی و همچنین با وجود نامعینی به ازای 10% تغییرات پارامترهای مختلف اعم از ممان‌های اینرسی، گشتاورهای اغتشاشی، کواریانس نویز فرآیند و کواریانس نویز اندازه‌گیری در جدول 4 ارائه شده و با مرجع [43] مقایسه گشته است. همچنان که مشاهده می‌شود، علاوه بر اینکه بهبودی نسبی حاصل شده، با وجود نامعینی در پارامترهای فوق، مقادیر میانگین مجذور مربعات خطای تخمین نسبت به حالت بدون وجود نامعینی، تغییرات کمی داشته و مقاوم بوده است. شرایط فوق، به دلیل استفاده از ژایرو، فیلتر کالمن توسعه یافته دو گامی و اصلاح آن با تابع $\alpha(k)$ ایجاد شده است.

جدول 2 مشخصات و الزامات ماهواره فعال در مدار

پارامتر	مقدار	واحد
جرم ماهواره	120	کیلوگرم
ارتفاع مداری ماهواره	500	کیلومتر
دقت نشانه‌روی	0/1	درجه
دقت تعیین وضعیت	0/05	درجه
دقت پایداری	0/005	درجه بر ثانیه

جدول 3 مشخصات حس‌گرها و عمل‌گرهای انتخابی

نوع حسگر/عملگر	محدوده	دقت	واحد
حس‌گر مغناطیسی	± 60000	10	نانوتسلا
حس‌گر خورشیدی	± 70	0/1	درجه
حس‌گر ژایرو فیبر نوری	± 8	0/001	درجه بر ثانیه
حس‌گر ستاره	12x12	0/01	درجه
گشتاوردهنده مغناطیسی	15	0/02	آمپر - متر مربع
چرخ عکس‌العملی	10	0/001	میلی نیوتن - متر

- [14] H. Li, Y. Shi, Output feedback predictive control for constrained linear systems with intermittent measurements, *Systems & Control Letters*, Vol. 62, pp. 345-354, 2013.
- [15] C. F. Caruntu, C. Lazar, Network delay predictive compensation based on time delay modelling as disturbance, *International Journal of Control*, Vol. 87, No. 10, pp. 2012-2026, 2014.
- [16] N. Herscovici, C. Christodoulou, V. Lappas, G. Prassinis, A. Baker, R. Magnuss, *Wireless Sensor Motes for Small Satellite Applications*, *IEEE Antennas and Propagation Magazine*, Vol. 48, No.5, pp.175-179, 2006.
- [17] C. M. Pong, *High-Precision Pointing and Attitude Estimation and Control Algorithms for Hardware-Constrained Spacecraft*, PhD thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology (MIT), May 22, 2014.
- [18] J. T. Y. Wen, K. K. Delgado, The attitude control problem, *IEEE Transaction on Automatic Control*, Vol. 36, pp. 1148 - 1162, 1991.
- [19] A. N. Atassi, H. K. Khalil, A separation principle for the stabilization of a class of nonlinear systems, *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 44, No. 9, pp. 1672-1687, September 1999.
- [20] A. Loria, T. I. Fossen, E. A. Panteley, A separation principle for dynamic positioning of ships: Theoretical and experimental results, *IEEE Control System Technology*, Vol. 8, pp. 332 - 343, 2000.
- [21] A. N. Atassi, H. K. Khalil, A Separation Principle for the Control of a Class of Nonlinear Systems, *IEEE TRANSACTIONS ON AUTOMATIC CONTROL*, VOL. 46, NO. 5, pp. 742-746, MAY 2001.
- [22] H. Suzuki, N. Sakamoto, An Observer Design and Separation Principle for the Motion of the n-dimensional Rigid Body, *Trans. of the Society of Instrument and Control Engineers*, Vol. E-4, No.1, pp. 44-51, 2005.
- [23] C. W. Park, S. Lee, Local separation principle for a special class of nonlinear systems, *International Mathematical Forum*, Vol. 1, No. 40, pp. 1983 - 1995, 2007.
- [24] S. Gunther, K. Reif, E. Yaz, R. Unbehauen, The extended kalman filter as an exponential observer for nonlinear systems, *IEEE Transaction on Signal Processing*, Vol. 47, No. 8, pp. 2324-2328, 1999.
- [25] A. J. Krener, The convergence of the extended Kalman Filter, *Directions in Mathematical Systems Theory and Optimization*, LNCIS 286, pp. 173-182, 2003.
- [26] S. H. M. Roknabadi, S. M. Mirshams, A. A. Nikkha, Optimal Satellite Attitude Control with Reaction Wheel Actuators, *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 2, No. 5, pp. 35-42, 2009. (In Persian).
- [27] H. Bolandi, F. F. Saberi, Design of a LEO Satellite Attitude Estimation using multiple models Adaptive method and comparison with extended kalman filter, *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 2, No. 4, pp. 17-26, 2009. (In Persian).
- [28] F. Pirooamand, N. Ghahremani, M. R. Aarvan, Robust Predictive Controller Design using Linear Matrix Inequalities for Satellite Attitude Control system, *Tabriz Journal of Electrical Engineering*, Vol. 44, No. 4, pp. 9-21, 2014. (In Persian).
- [29] M. Fakoor, A. R. Kosari, Saleh Gh. H., Identification of Moment of inertia and parameters of gyroscope tuning for the geostationary satellite using an extended Kalman filter, *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 6, No. 2, pp. 67-74, 2013. (In Persian).
- [30] A. R. Kosari, M. Peyrovani, M. Fakoor, H. Nejat, Design of LQG/LTR controller for attitude control of geostationary satellite using Reaction Wheels, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 14, pp. 1-10, 2014 (In Persian).
- [31] A. R. Kosari, M. Peyrovani, M. Fakoor, H. Nejat, Design of LQG/LTR controller for attitude control of geostationary satellite using reduced quaternion model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 6, pp. 1-10, 2014 (In Persian).
- [32] R. A. J. Chagas, J. Waldmann, Nonlinear filtering in a simulated three-axis satellite attitude estimation and control tested, *Journal of Aerospace Engineering, Sciences and Applications*, May -Aug. 2010, Vol. II, No 2, pp. 37-49, 2010.
- [33] J. C. Springmann, *Satellite Attitude Determination with Low-Cost Sensors*, PhD thesis Aerospace Engineering, University of Michigan, 2013.
- [34] X. Yejun, Application of Extended Kalman Filtering Algorithm in Multi-sensor Information Fusion, *The 9th International Conference on Computer Science & Education (ICCSSE 2014)*, Vancouver, Canada, August 22-24, 2014.
- [35] Thomas Bak. Spacecraft Attitude Determination - a Magnetometer Approach, PhD thesis, Aalborg University, 1999.
- [36] S. Elizabeth, R. Jothilakshmi, Convergence Analysis of Extended Kalman Filter in a Noisy Environment through Difference Equations, *International Journal of Pure and Applied Mathematics*, V. 91, No. 1, pp. 33-41, 2014.
- [37] M. Masoumnezhad, A. Jamali, N. Nariman-zadeh, Optimal Design of Symmetrical/Asymmetrical Sigma-Point Kalman Filter Using Genetic Algorithms, *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, pp. 1-8, 2014.
- [38] J. L. Crassidis, F. L. Markley, Y. Cheng, Survey of Nonlinear Attitude Estimation Methods, *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 30, No. 1, pp. 12-28, 2007.
- [39] M. F. Hassan, M. Zribi, M. Tawfic, State Estimation of Constrained Nonlinear Discrete-Time Dynamical Systems, *International Journal of*

جدول 4 مقادیر میانگین مجذور مربعات خطای تخمین به ازای تغییرات پارامترها

پارامتر	بدون نامعینی	با نامعینی	مرجع [43]	واحد
زاویه رول	0/019	0/026	0/031	درجه
زاویه پیچ	0/021	0/025	0/047	درجه
زاویه یاو	0/017	0/027	0/15	درجه
سرعت زاویه‌ای رول	0/0012	0/0014	0/0015	درجه بر ثانیه
سرعت زاویه‌ای پیچ	0/0013	0/0015	0/0016	درجه بر ثانیه
سرعت زاویه‌ای یاو	0/0011	0/0014	0/0019	درجه بر ثانیه

7- نتیجه گیری

در این مقاله، ابتدا معماری زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت برای کلاس وسیعی از ماهواره‌های مدار پایین زمین جهت فراهم کردن نشانه‌روی و پایداری دقیق پیشنهاد گشت که در آن تبادل داده بین اجزای کنترلی از طریق شبکه کن صورت می‌گیرد. در ادامه، ضمن بیان مدل دینامیک ماهواره به صورت غیرخطی و مدل‌سازی تمامی اجزای سیستم، با لحاظ نمودن اثرات ناشی از شبکه به صورت اغتشاش کراندار، الگوریتم‌های تخمین و کنترل وضعیت برای جبران آن‌ها طراحی شد. سپس، قضیه اصل جداسازی براساس مدل خطی شده ماهواره ارائه شده و با اثبات آن، شرایط هم‌گرایی و پایداری نمایی رؤیت‌گر و کنترل‌گر استخراج شد. در نهایت، با شبیه‌سازی نتایج بر روی یک ماهواره نمونه فعال در مدار اثبات شد که پایداری و دقت مورد نظر فراهم گشته است.

8- مراجع

- [1] J. R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, Holland, 1988.
- [2] J. Marcel, Sidi, *Spacecraft Dynamics and Control*, Cambridge University Press, 1997.
- [3] F. C. Dumont, J. J. Suter, P. D. Schwartz, A Controller Area Network-Based Telemetry and Command System for Small Space Experiments, *JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST (Applied Physics Laboratory)*, Vol. 20, No. 2, pp. 214-220, 1999.
- [4] K. Janschek, A. Braune, Application of Industrial CAN Bus Technology for LEO-Satellites, *Acta Astronautica*, Vol. 46, Issues 2-6, pp. 313-317, January-March 2000.
- [5] L. M. Gomes, G. Yuksel, V. Lappas, A. D. S. Curriel, A. Bradford, C. Ozkaptan, S. M. Sweeting, BILSAT: Advancing Smallsat Capabilities; SSC03-VI-4, *17th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2003.
- [6] K. Johansson, M. Tärngren, et al, Vehicle applications of controller area network, *Handbook of Networked and Embedded Control Syst.*, 2005.
- [7] *SPACEQUEST DEVELOPS CAN Bus HARDWARE FOR RAPID SMALL SATELLITE*, 2006; [http://collaborate.org/sites/collaborate.org/files/4-14-2006.\(11/11/2014\)](http://collaborate.org/sites/collaborate.org/files/4-14-2006.(11/11/2014))
- [8] D. Stanton, *Changing the economics of space: CAN in Space Applications Small Satellite Platforms*, SSTL ADCSS, 2013; [http://space-env.esa.int/indico/getFile.py/access?contribId=27&sessionId=13&resId=0&materialId=slides&confId=22.\(11/11/2014\)](http://space-env.esa.int/indico/getFile.py/access?contribId=27&sessionId=13&resId=0&materialId=slides&confId=22.(11/11/2014))
- [9] M. Khurram, S. M. Y. Zaidi, CAN as a Spacecraft Communication Bus In LEO Satellite Mission, *Proceedings of 2nd International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 2005.
- [10] S. Wielandt, G. Ottoy, J. P. Goemaere, N. Stevens and L. D. Strycker, Integration of a CAN bus in an Onboard Computer for Space Applications, *11th International Conference on DEVELOPMENT AND APPLICATION SYSTEMS*, Suceava, Romania, pp. 56-59, May 17-19, 2012.
- [11] S. A. Asghari, H. Taheri, H. Pedram, Designing a Reliable and Application Specific Controller Area Network Protocol for Intra-Communication of an Embedded System, *Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology*, Vol. 5, No. 2, pp.445-451, 2013.
- [12] H. Yan, S. Yan, H. Zhang, X. Zhao, Recent Advances on Filtering and Control for Nonlinear Stochastic Complex Systems with Incomplete Information: A Survey, *Hindawi Publishing Corporation, Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2012, Article ID 530759, 16 pages, 2012.
- [13] Y. WANG, L. HE, M. SU, The Research of Delay Characteristics in CAN Bus Networked Control System, *Journal of Computational Information Systems*, Vol. 9, No. 18, pp. 7517-7523, 2013.

- [42] S. Chouraqui, M. Benyettou, Design and Implementation for a Non Linear State Filter for LEO Micro Satellite, *Journal of Applied Sciences* 9 (24), pp. 4195-4205, 2009.
- [43] M. J. Hale, P. Vergez, M. J. Meerman, Kalman Filtering and the Attitude Determination and Control Task, *AIAA-2004-6018*, USAFA, Department of Astronautics, USAF Academy CO 80840, 2004.
- [44] H. E. Soken, C. Hajiyev, S. -I. Sakai, Robust Kalman filtering for small satellite attitude estimation in the presence of measurement faults, *European Journal of Control* 20 (2), pp. 64-72, 2014.
- Innovative Computing, Information and Control*, V. 6, No. 10, pp. 4449-4470, October 2010.
- [40] M. S. Grewal, A. P. Andrews, Applications of Kalman filtering in aerospace 1960 to the present, *IEEE Magazine on Control Systems*, Vol. 30, No. 3, pp. 69-78, 2010.
- [41] T. M. A. Habib, Combined Spacecraft Orbit and Attitude Control through Extended Kalman Filtering of Magnetometer, Gyro, and GPS Measurements, *The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences*, 17, pp. 87-94, 2014.