



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:31-41
2025

DOI:

[10.22034/jssta.2025.464563.1180](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.464563.1180)

Article Info

Received: 1403-04-04
Accepted: 1403-11-15

Keywords

Spacecraft attitude control,
Actuator fault, Extended
state observer, Nonlinear
optimal control

How to Cite this article

S. Jamshidi and M. Mirzaei,
“Spacecraft attitude control
in the presence of reaction
wheel faults using extended
state observer”, *Journal of
Space Science, Technology
and Applications*, vol. 5,
no. 1, pp. 31–41, 2025.

Original Article

Spacecraft attitude control in the presence of reaction wheel faults using extended state observer

Somayeh Jamshidi¹, Mehdi Mirzaei^{2*}

¹ Faculty of mechanical engineering, Sahand University of Technology, Tabriz, Iran,
So_jamshidi98@sut.ac.ir

² Faculty of mechanical engineering, Sahand University of Technology, Tabriz, Iran,
Mirzaei@sut.ac.ir

Abstract

In this paper, an optimal nonlinear control method based on extended state observer is presented for attitude tracking of spacecraft in the presence of actuator faults. To achieve this aim, system faults are first identified and estimated by the developed extended state observer, and then a nonlinear optimal controller is designed based on the fault information obtained from the observer. The control law is extracted in a closed form by minimizing the next attitude errors. In this method, the prediction time is considered as a free parameter that is adjusted to improve the system performance. A redundant reaction wheel is used to compensate for the faults. This redundancy enhances the system's fault tolerance, reliability, and safety. The proposed controller uses the faults information obtained from the observer and compensates for the faults by distributing the torque between the wheels. Simulation results show that the proposed method has a great performance in tracking the spacecraft attitude in the presence of actuator faults.

کنترل وضعیت ماهواره در حضور عیب چرخ‌های عکس‌عملی با استفاده از مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته

سمیه جمشیدی^۱، مهدی میرزایی^{۲*}

۱- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند، so_jamshidi98@sut.ac.ir

۲- *دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند، mirzaei@sut.ac.ir (نویسنده مسئول)



دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۳۱-۴۱
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:
10.22034/jssta.2025.464563.1180

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۴/۰۴
پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۱۵

واژه‌های کلیدی

کنترل وضعیت ماهواره، عیب
عملگر، مشاهده‌گر حالت توسعه-
یافته، کنترل بهینه غیرخطی

نحوه استناد به مقاله

سمیه جمشیدی و مهدی میرزایی، "کنترل وضعیت ماهواره در حضور عیب چرخ‌های عکس‌عملی با استفاده از مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۳۱-۴۱، ۱۴۰۴.

چکیده

در پژوهش حاضر، یک روش کنترل غیرخطی بهینه مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته برای ردیابی وضعیت ماهواره در حضور عیب چرخ‌های عکس‌عملی ارائه شده است. به منظور دستیابی به این هدف، در ابتدا عیوب سیستم توسط مشاهده‌گر حالت توسعه یافته شناسایی و تخمین زده می‌شوند و سپس به طراحی یک کنترل‌کننده غیرخطی بهینه بر مبنای اطلاعات عیب به‌دست‌آمده از مشاهده‌گر پرداخته می‌شود. کنترل‌کننده پیشنهادی عیوب تخمین‌زده‌شده توسط مشاهده‌گر را به عنوان پارامترهای معلوم استفاده می‌کند و به جبران عیوب سیستم می‌پردازد. قانون کنترلی با کمینه‌کردن خطای لحظه بعد، به صورت بسته استخراج می‌شود. در این روش، زمان پیش‌بینی به عنوان یک پارامتر آزاد مد نظر قرار می‌گیرد که تنظیم این پارامتر، عملکرد سیستم را بهبود می‌بخشد. برای جبران عیوب از چرخ عکس‌عملی افزونه استفاده شده است. این افزونگی تحمل عیب سیستم و قابلیت اطمینان و ایمنی آن را افزایش می‌دهد. کنترل‌کننده پیشنهادی با استفاده از اطلاعات به‌دست‌آمده از بخش تخمین عیب و توزیع گشتاور بین چرخ‌های عکس‌عملی به جبران عیب در سیستم می‌پردازد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که روش پیشنهادی در ردیابی وضعیت ماهواره در صورت وجود عیب عملگر عملکرد بالایی، در سیستم دارد.

۱- مقدمه

ماهواره‌ها در مأموریت‌های فضایی برای اجرای وظایف خود به دقت بالا در جهت‌گیری، تثبیت وضعیت و مانور سریع نیاز دارند. این چالش‌ها توجه فراوانی را جلب کرده و در طراحی سیستم کنترل، پیچیدگی و تنوع زیادی ایجاد کرده‌اند. هر یک از روش‌های کنترلی استفاده شده در طراحی سیستم‌های کنترل وضعیت ماهواره به بررسی یکی از چالش‌های ماهواره در فضا پرداخته است. جمشیدی و همکاران [۱] به کنترل وضعیت ماهواره با در نظر گرفتن محدودیت گشتاورهای کنترلی و ممنوعیت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌عملی پرداخته‌اند. عدم قطعیت و نامعینی‌های سیستم موضوع دیگری است که در طراحی سیستم‌های کنترل وضعیت ماهواره در نظر گرفته می‌شود [۲]. علاوه بر این وجود اغتشاشات خارجی چالش مهمی در طراحی کنترل وضعیت ماهواره است. جمشیدی و میرزایی [۳] به بررسی مسئله حذف اثر اغتشاش در کنترل وضعیت ماهواره پرداخته‌اند که در آن عملکرد دو نوع کنترل‌کننده گام به عقب تطبیقی و مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه یافته مقایسه می‌شود.

هرچند که کنترل وضعیت ماهواره به طور گسترده مورد بررسی قرار گرفته و نتایج فراوانی به دست آمده، اما بسیاری از طرح‌ها ممکن است در مواجهه با نقص‌های غیرمنتظره، عملکرد نامطلوب و حتی ناپایداری نشان دهند. اگر کنترل‌کننده طراحی شده بدون قابلیت تحمل عیب باشد، بسیاری از مأموریت‌های فضایی به دلیل وقوع ناگهانی عیب شکست خواهند خورد [۴]. بنابراین، قابلیت تحمل عیب موضوع مهمی است که باید در طراحی کنترل وضعیت ماهواره در نظر گرفته شود. انواع سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب به دو دسته اصلی طبقه‌بندی می‌شوند: سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال^۱ و سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال^۲ [۵]. این دو رویکرد از روش‌های طراحی متفاوت برای یک هدف کنترلی استفاده می‌کنند.

در رویکرد غیرفعال، فهرستی از عیب‌ها به‌عنوان عیب‌های از پیش تعیین شده در طراحی کنترل‌کننده در نظر گرفته می‌شود. اصطلاح غیرفعال نشان می‌دهد که لازم نیست هیچ اقدام اضافی توسط سیستم کنترل موجود، در پاسخ به عیب‌های تعیین شده انجام شود. کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال فقط برای یک دسته

^۱Passive Fault Tolerant Control
^۲Active Fault Tolerance Control

^۳Radial Basis Function

از عیوب مورد انتظار در فرآیند طراحی، قابل اعتماد است. از آنجایی که کنترل‌کننده ساختار ثابت مشخص شده است باید با رویکردهای عیب مختلفی سروکار داشته باشد، که عملکرد آن هرگز نمی‌تواند برای همه حالت‌های عیب بهینه باشد، و حتی ممکن است پایداری سیستم حلقه بسته کاملاً تضمین نشود. بن‌عثمان و لام [۶]، یک روش کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال برای جبران عیب‌های ضرب‌شونده و جمع‌شونده در سیستم‌های افاین پیشنهاد کرده‌اند. روش‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال عمدتاً مبتنی بر رویکرد کنترل مقاوم هستند به-عنوان مثال: رویکرد مبتنی بر نابرابری ماتریس خطی [۷]، H_{∞} [۸] و تئوری تنظیم غیرخطی [۹].

سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال با پیکربندی مجدد کنترل‌کننده بر اساس اطلاعات آنلاین از عیب واکنش نشان می‌دهد. اصطلاح فعال، نشان‌دهنده اقدامات اصلاحی است که به طور فعال توسط مکانیزم پیکربندی مجدد برای تطبیق سیستم کنترل در پاسخ به عیوب سیستم شناسایی شده انجام می‌شود. کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال توانایی مقابله با بسیاری از عیب‌ها را دارد و عملکرد بهینه را به همراه دارد [۱۰-۱۲].

در کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال، روش‌های مختلفی برای تشخیص عیوب عملگر در سیستم‌های کنترل وجود دارد. تکنیک‌های محاسباتی نرم را می‌توان برای شناسایی عیب‌های عملگر استفاده کرد [۱۳-۱۷]. منطق فازی یک تکنیک محاسباتی نرم است که می‌تواند برای شناسایی عیب‌های عملگر استفاده شود [۱۸، ۱۹]. برخی از روش‌ها از شبکه‌های عصبی مبتنی بر تابع پایه شعاعی (RBF)^۳ برای تخمین عیب بهره می‌برند با این حال، شبکه‌های عصبی RBF چالش‌هایی مانند افزایش میزان محاسبات، انتخاب پارامتر، و فرایندهای آموزشی پیچیده را به همراه دارند [۲۰، ۲۱].

روش‌های مبتنی بر مشاهده‌گر دسته‌ی دیگری از تکنیک‌های فعال هستند که برای جبران عیوب سیستم‌های کنترل استفاده می‌شوند. مشاهده‌گر حالت توسعه یافته اغلب با ترکیب تکنیک‌های کنترلی دیگر، برای کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال مورد استفاده قرار می‌گیرد [۲۲، ۲۳]. لی و همکاران [۲۴] از یک مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته زمان محدود و یک کنترل‌کننده ترمینال غیر منفرد مود لغزشی، برای تخمین و جبران عدم قطعیت‌های ناشی از عیب‌های عملگر در ماهواره

شناسایی و تخمین عیب پرداخته شده است. روش کنترلی پیشنهادی در بخش ۴ ارائه شده است. بخش ۵ به تحلیل نتایج به دست آمده از شبیه سازی روش پیشنهادی می پردازد. در نهایت در بخش ۶ نتیجه گیری ارائه شده است.

۲- معادلات دینامیکی و سینماتیکی ماهواره

برای بیان موقعیت زاویه ای ماهواره از چندین روش استفاده می شود. یکی از روش ها استفاده از زوایای اوپلر است. زوایای اوپلر با ترتیب مختصات بدنی $X_b \rightarrow Y_b \rightarrow Z_b$ با استفاده از روابط زیر از سرعت زاویه ای بدنه به دست می آید:

$$\dot{\eta} = R^{-1}\omega \quad (1)$$

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

که در آن $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ زوایای اوپلر و ω سرعت های زاویه ای بدنه هستند.

ملاحظه ۱: در این مطالعه، فرض بر این است که مانورهای ماهواره در محدوده زوایای کوچک انجام می شوند. به طور خاص، زوایای اوپلر θ (زاویه پیچ) و ϕ (زاویه رول) از محدوده ای که ممکن است منجر به تکینگی شود، یعنی نزدیک به $\pm 90^\circ$ ، فاصله دارند. این فرض به دلیل ماهیت ماموریت و نیاز به مانورهای کوچک در کنترل وضعیت ماهواره قابل توجیه است و تضمین می کند که شرایط تکینگی در طی مانورها تجربه نخواهد شد. بنابراین، روش زوایای اوپلر برای توصیف وضعیت ماهواره در این محدوده از دقت و کارایی کافی برخوردار است.

معادله دینامیک ماهواره با چهار چرخ عکس العملی برابر است با [۲۷]

$$J\dot{\omega} = -\omega \times (J\omega) + Du(t) \quad (3)$$

است

$$u = (I - E)u_c + u_{f0} \quad (4)$$

$E = \text{diag}(e_1, e_2, e_3)$ ماتریس افت کارایی عملگرها است.

$0 \leq e_i \leq 1$ نشان دهنده افت کارایی عملگر i -ام است. u_{f0}

بیانگر عیب جمع شونده و u_c گشتاور کنترلی فرمان است. با جایگذاری مدل عیب در معادلات سیستم خواهیم داشت:

$$\dot{\omega} = J^{-1}(-\omega \times (J\omega)) + J^{-1}D(I - E)u_c + J^{-1}Du_{f0} \quad (5)$$

با در نظر گرفتن متغیرهای حالت به صورت $x = [\eta \ \omega]^T$ و زوایای اوپلر به عنوان خروجی سیستم، معادلات فضای حالت ماهواره از روابط (۱) و (۵) به صورت زیر بدست می آید:

صلب استفاده کرده اند. دچائو ران^۴ و همکاران [۲۵] از مشاهده گر حالت توسعه یافته تطبیقی برای شناسایی عیب عملگر استفاده کردند و با ترکیب آن با کنترل مود لغزشی مرتبه دوم به جبران عیوب پرداخته اند.

در مطالعه حاضر، برای حل مسئله عیب عملگر در ماهواره، از یک روش کنترل مبتنی بر مشاهده گر استفاده شده است. از ویژگی های این روش جبران عیب های عملگر در سیستم به صورت آنلاین و بدون اطلاع از نوع عیوب است. نویسندگان اخیراً یک الگوریتم جبران خرابی عملگر تطبیقی برای ماهواره را به صورت آزمایشگاهی پیاده سازی کرده اند که در آن از یک کنترل کننده گام به عقب تطبیقی، استفاده شده است. در این روش برای جبران خرابی عملگر فرکانس خرابی معلوم در نظر گرفته شده است [۲۶]، اما هدف مطالعه حاضر طراحی کنترل کننده وضعیت ماهواره در حضور عیب عملگر بدون نیاز به اطلاعات دقیق در مورد نوع عیوب است. برای این منظور ابتدا با استفاده از مشاهده گر حالت توسعه یافته به شناسایی و تخمین عیوب پرداخته می شود. سپس با بهره گیری از اطلاعات به دست آمده از مشاهده گر، یک رویکرد کنترلی مبتنی بر روش کنترل غیرخطی بهینه توسعه داده می شود. این کنترل کننده توسط جمشیدی و همکاران [۲۷] بر روی ماهواره به صورت آزمایشگاهی پیاده سازی شده است که در آن با فرض معلوم بودن خرابی های عملگر به ارائه یک روش تخصیص کنترل پرداخته شده است. روش پیشنهادی این مقاله بر این ایده کلی استوار است که در آن کنترل کننده طراحی شده از عیوب تخمین زده شده توسط مشاهده گر به عنوان پارامترهای معلوم استفاده می کند و به جبران عیوب سیستم می پردازد. در این روش زمان پیش بینی بجای گام زمانی، به صورت یک پارامتر آزاد کنترل کننده تلقی می شود که در راستای بهبود عملکرد سیستم قابل تنظیم است. این ویژگی بر خلاف روش های متداول کنترل پیش بین است، که عمدتاً بر مبنای مدل زمان گسسته طراحی می شوند و در هر لحظه نمونه برداری نیاز به فرایند بهینه سازی دارند که باعث زمانبر شدن الگوریتم می شود.

ساختار مطالعه حاضر به شرح زیر است: بخش ۱ به مرور ادبیات موجود در زمینه کنترل وضعیت ماهواره و روش های کنترل تحمل پذیر عیب اختصاص دارد. در بخش ۲ فرمول بندی مسئله شامل معادلات دینامیکی و سینماتیکی ماهواره ارائه شده است. در بخش ۳، به طراحی مشاهده گر حالت توسعه یافته برای

$$\beta_{02} = \text{diag}[\beta_{021}, \beta_{022}, \beta_{023}] \text{ و } \beta_{01} = \text{diag}[\beta_{011}, \beta_{012}, \beta_{013}]$$

ماتریس‌های بهره مشاهده‌گر هستند و تابع $\text{fal}(\cdot)$ به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۸]:

$$\text{fal}(E_0, \rho_0, \delta_0) = \begin{bmatrix} \text{fal}_1(E_0, \rho_0, \delta_0) \\ \text{fal}_2(E_0, \rho_0, \delta_0) \\ \text{fal}_3(E_0, \rho_0, \delta_0) \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\text{fal}_i(E_0, \rho_0, \delta_0) = \begin{cases} |E_{i0}|^{\rho_0} \text{sgn}(E_{i0}), & |E_{i0}| > \delta_0 \\ E_{i0} / \delta_0^{1-\rho_0}, & |E_{i0}| \leq \delta_0 \end{cases}$$

در این رابطه، E_{i0} مولفه i -ام بردار E_0 ، $0 < \rho_0 \leq 1$ و $\delta_0 > 0$ است. با انتخاب مقادیر مناسب β_{01} ، β_{02} ، δ_0 و ρ_0 ، خروجی مشاهده‌گر Z_1 به ω و Z_2 به f_d نزدیک می‌شود. می‌توان با روش‌های مشابهی که یی و جینگ کینک [۲۸] پیشنهاد کرده اند، اثبات کرد که خطای تخمین E_0 به همسایگی کوچک اطراف صفر همگرا می‌شود.

با در نظر گرفتن یک خطای تخمین محدود برای عیوب سیستم $(\Lambda = Z_2 - f_d)$ ، به اثبات پایداری سیستم کنترلی در بخش‌های بعدی پرداخته خواهد شد.

۴- طراحی کنترل کننده غیر خطی بهینه

هدف اصلی از طراحی کنترل کننده، کنترل وضعیت ماهواره با وجود عیب در عملگر است. در ادامه روش کنترل غیر خطی مبتنی بر بهینه‌سازی برای محاسبه سیگنال کنترل u_c در سیستم ارائه می‌شود. در این روش، ابتدا پاسخ‌های غیر خطی وضعیت‌های سیستم، برای بازه زمانی بعدی با استفاده از بسط تیلور پیش‌بینی می‌شود و سپس ورودی کنترلی فعلی بر اساس کمینه‌کردن شاخص عملکرد تعیین می‌شود [۲۹، ۳۰]. زمان پیش‌بینی h یک عدد حقیقی مثبت است. وضعیت‌های سیستم در لحظه بعدی با استفاده از بسط تیلور به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\eta(t+h) = \eta(t) + h\dot{\eta}(t) + \frac{h^2}{2!}\ddot{\eta}(t) \quad (11)$$

$$+ \dots + \frac{h^k}{k!}\eta^{(k)}(t)$$

گام بعدی تعیین مرتبه‌ی بسط است که برابر با درجه نسبی سیستم به علاوه مرتبه کنترلی محاسبه می‌شود. درجه نسبی هر خروجی عبارت است از کمترین مرتبه مشتق آن خروجی به گونه‌ای که به‌ازای آن ورودی u_c برای اولین بار بصورت صریح ظاهر شود. اما مرتبه کنترلی درجه تغییرات ورودی کنترلی u_c ، در بازه زمانی پیش‌بینی است. برای سیستم‌های با درجه نسبی پائین مثلاً درجات نسبی کمتر از چهار که سیستم‌های خوش تعریف نامیده می‌شوند، مرتبه کنترلی صفر نتایج خوبی به‌دست

$$\dot{\eta} = f_1(x)\omega \quad (6)$$

$$\dot{\omega} = f_2(x) + G Du_c + f_d$$

$$y = \eta$$

که $f_1(x)$ ، $f_2(x)$ و G به ترتیب عبارتند از:

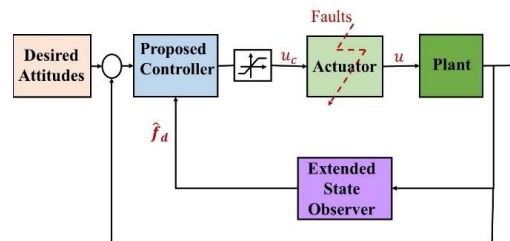
$$f_1(x) = R^{-1}$$

$$f_2(x) = J^{-1}(-\omega \times (J\omega))$$

$$G = J^{-1} \quad (7)$$

$$f_d = -GDEu_c + G Du_{f0}$$

در ادامه به طراحی مشاهده‌گر حالت توسعه یافته و کنترل کننده پرداخته می‌شود. شکل ۱ ساختار کلی الگوریتم پیشنهادی را نشان می‌دهد. با توجه به شکل اطلاعات عیب به‌دست آمده از مشاهده‌گر به کنترل کننده فرستاده می‌شود تا در جبران‌سازی عیب از آن استفاده کند.



شکل ۱- ساختار کلی الگوریتم پیشنهادی

۳- مشاهده‌گر حالت توسعه یافته

برای طراحی مشاهده‌گر، در معادله دینامیکی سیستم (۶)، عیب سیستم را به عنوان متغیر حالت به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\dot{\omega} = -J^{-1}\omega \times (J\omega) + J^{-1}Du_c(t) + f_d \quad (8)$$

$$\dot{f}_d(t) = g(t)$$

مشاهده‌گر حالت توسعه یافته به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$E_0 = Z_1 - \omega$$

$$\dot{Z}_1 = -J^{-1}\omega \times (J\omega) + J^{-1}Du_c + Z_2 - \beta_{01}E_0 \quad (9)$$

$$\dot{Z}_2 = -\beta_{02}\text{fal}(E_0, \rho_0, \delta_0)$$

E_0 خطای تخمین مشاهده‌گر، Z_1 و Z_2 متغیرهای حالت مشاهده‌گر هستند که به ترتیب سرعت‌های زاویه‌ای و عیوب سیستم را تخمین می‌زنند از آنجایی که $Z_2 = \hat{f}_d$ تخمینی از عیوب سیستم است بنابراین از آن در قانون کنترل برای جبران عیوب اعمال شده به سیستم استفاده می‌شود.

این پارامتر و برای روشن شدن ویژگی‌های مختلف قانون کنترل (۱۹)، عملکرد سیستم حلقه بسته تحت این کنترل کننده بررسی می‌شود.

قضیه ۱: با در نظر گرفتن خطای محدود برای تخمین عیب عملگر، دینامیک ماهواره تعریف شده در رابطه (۶) تحت قانون کنترل (۱۹) به یک محدوده همگرا می‌شود.

اثبات: استفاده از قانون کنترل (۱۹) در دینامیک سیستم (۱۳) منجر به دینامیک حلقه بسته زیر برای وضعیت می‌شود:

$$\ddot{\eta}(t) + \frac{2}{h}\dot{\eta}(t) + \frac{2}{h^2}\eta(t) = R\Lambda \quad (20)$$

در رابطه فوق، $\eta_d = [0 \ 0 \ 0]^T$ در نظر گرفته شده است. در مساله ردیابی وضعیت مطلوب غیرصفر، بجای بردار وضعیت در معادله (۲۰)، بردار خطای ردیابی جایگزین خواهد شد. بردار سمت راست معادله (۲۰) ناشی از خطای حاصل از تخمین عیب است که در آن $\Lambda = Z_2 - f_d$ و $Z_2 = \hat{f}_d$ تخمینی از عیوب سیستم است. با در نظر گرفتن کران‌های مشخص برای هر عنصر i -ام از بردار $R\Lambda$ ، می‌توان سه معادله جدید برای وضعیت های ماهواره نوشت:

$$\ddot{\eta}_i + \frac{2}{h}\dot{\eta}_i + \frac{2}{h^2}\eta_i < \delta_i, \quad i = 1, 2, 3. \quad (21)$$

با حل معادله دیفرانسیل مرتبه دو و به کارگیری لم مقایسه می‌توان نوشت:

$$\eta_i(t) \leq Be^{-\frac{t}{h}} \left(\sin \frac{t}{h} + \zeta \right) + \frac{\delta_i h^2}{2}. \quad (22)$$

با توجه به مثبت بودن مقدار h نتیجه زیر حاصل می‌شود:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \eta_i = \frac{\delta_i h^2}{2}. \quad (23)$$

طبق معادله (۲۳)، می‌توان زمان پیش‌بینی را به نحوی انتخاب کرد که $h^2 < \frac{2}{\delta_i} \dot{\eta}_i$ باشد، این امر سبب می‌شود که η_i به سمت مجموعه زیر همگرا شود.

$$\square \eta_i \square < \dot{\eta}_i \quad (24)$$

برای بررسی پایداری و کران‌داری $\dot{\eta}(t)$ یک تابع لیاپانوف به صورت زیر انتخاب می‌شود:

$$V_1 = \frac{1}{h^2} \eta^T \eta + \frac{1}{2} \dot{\eta}^T \dot{\eta} > 0. \quad (25)$$

با جایگزینی معادله (۲۰) در (۲۵)، می‌توان نوشت:

$$\dot{V}_1 = \frac{2}{h^2} \eta^T \dot{\eta} + \dot{\eta}^T \left[-\frac{2}{h} \dot{\eta} - \frac{2}{h^2} \eta \right] + \dot{\eta}^T [R\Lambda], \quad (26)$$

که پس از ساده‌سازی به صورت زیر بدست می‌آید:

می‌دهد زیرا باعث می‌شود مشتق ورودی کنترلی در پیش‌بینی هر خروجی صفر شود و عملکرد نسبتاً مناسبی برای سیستم‌های غیرخطی با درجات نسبی پایین حاصل شود [۳۱، ۳۲].

$$\frac{\partial u(t+h)}{\partial h} = 0 \quad h \in [0, h] \quad (12)$$

برای یافتن درجه نسبی سیستم، از معادله (۶) مشتق گرفته می‌شود

$$\ddot{\eta} = R\dot{\omega} + \dot{R}\omega \quad (13)$$

با در نظر گرفتن معادله (۵)، رابطه (۱۳) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\ddot{\eta} = R(f_2 + G Du_c + \hat{f}_d) + \dot{R}\omega \quad (14)$$

در رابطه بالا \hat{f}_d تخمین عیب است که از مشاهده‌گر به‌دست می‌آید. از آنجایی که گشتاور کنترلی فرمان u_c به صراحت در مشتق دوم برای اولین بار ظاهر می‌شود، سیستم ماهواره دارای درجه نسبی $\rho = 2$ است. بنابراین، با انتخاب $k = \rho = 2$ بسط تیلور وضعیت زاویه‌ای به‌صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\eta(t+h) = \eta(t) + h\dot{\eta}(t) + \frac{h^2}{2!}\ddot{\eta}(t) \quad (15)$$

با جای‌گذاری رابطه (۱۴) در (۱۵) داریم:

$$\eta(t+h) = \eta(t) + hf_1 + \frac{h^2}{2!}[R(f_2 + G Du_c + \hat{f}_d) + \dot{R}\omega] \quad (16)$$

شاخص عملکرد زیر که خطاهای ردیابی را در زمان بعدی جریمه می‌کند به‌صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$I = \frac{1}{2} [\eta(t+h) - \eta_d(t+h)]^T [\eta(t+h) - \eta_d(t+h)] \quad (17)$$

برای محاسبه‌ی قانون کنترلی، شرط لازم بصورت زیر اعمال می‌شود:

$$\frac{\partial I}{\partial u_c} = (\eta(t) - \eta_d(t) + hf_1 + \frac{h^2}{2!}[R(f_2 + G Du_c + \hat{f}_d) + \dot{R}\omega]) \frac{h^2}{2!} RGD = 0 \quad (18)$$

با حل معادله فوق، سیگنال کنترلی به صورت زیر بدست می‌آید:

$$u_c = \frac{-2}{h^2} D^+ G^{-1} R^{-1} [\eta - \eta_d + hf_1 + \frac{h^2}{2!}(Rf_2 + \dot{R}\omega + R\hat{f}_d)] \quad (19)$$

قانون کنترل (۱۹) به صورت بسته ارائه شده است که به راحتی قابل حل و اجرا است. زمان پیش‌بینی h به عنوان یک پارامتر آزاد در این قانون در نظر گرفته می‌شود. برای نشان دادن تأثیر

$$J = \begin{bmatrix} 20 & 1.2 & 0.9 \\ 1.2 & 1.7 & 1.4 \\ 0.9 & 1.4 & 15 \end{bmatrix}$$

که با توجه به اینکه در عمل برای پیاده‌سازی کنترل‌کننده محدودیت در مقدار گشتاور کنترلی وجود دارد، در شبیه‌سازی محدودیت گشتاور کنترلی $u_{i\max} = 0.2N.m$ و $u_{i\min} = -0.2N.m$ در نظر گرفته شده است [۳۳]. مقادیر پارامترهای استفاده شده در مشاهده‌گر و کنترل‌کننده در جدول ۱ آورده شده است. هدف از طراحی این کنترل‌کننده پایدارسازی وضعیت با وجود عیب عملگر در سیستم است. برای بررسی عملکرد کنترل‌کننده در حضور عیوب عملگر دو رویکرد عیب به صورت زیر تعریف می‌شود:

- رویکرد عیب ۱: اولین و دومین چرخ عکس‌عملی افت کارایی عملگر را در $t = 20$ ثانیه با $e_1 = 0.1$ و $e_2 = 0.4$ تجربه می‌کنند، در حالی که عیب بایاس افزایشی برای چرخ‌های عکس‌عملی دوم و سوم در $t = 100$ ثانیه با $u_{f02} = -0.05N.m$ و $u_{f03} = -0.04N.m$ رخ می‌دهد. شبیه‌سازی‌ها با شرایط اولیه $\eta = [-70 \ 1 \ -20]$ درجه انجام می‌گیرد.
- رویکرد عیب ۲: چرخ عکس‌عملی دوم در لحظه $t = 30$ ثانیه افت عملکرد تدریجی را تجربه می‌کند بطوریکه عیب از مقدار صفر شروع شده ($e_2 = 0$) و به صورت خطی افزایش می‌یابد تا در $t = 80$ ثانیه به 40 درصد گشتاور کنترلی برسد ($e_2 = 0.4$). در چرخ عکس‌عملی سوم نیز در لحظه $t = 50$ ثانیه افت عملکرد با $e_3 = 0.5$ رخ می‌دهد. عیب بایاس عملگر در $u_{f02} = -0.05N.m$ در چرخ دوم از اول مانور رخ می‌دهد و $u_{f03} = -0.03N.m$ برای چرخ سوم در لحظه $t = 50$ ثانیه اتفاق می‌افتد. شبیه‌سازی‌ها با شرایط اولیه $\eta = [30 \ 15 \ 40]$ درجه انجام می‌گیرد. نتایج شبیه‌سازی برای رویکرد اول در شکل‌های ۲ تا ۶ ارائه شده است.

جدول ۱- مقادیر پارامترهای استفاده شده در شبیه‌سازی پارامتر شبیه‌سازی مقدار

h	3
β_{01}	$I_{3 \times 3}$
β_{02}	$5I_{3 \times 3}$
δ_0	0.2
ρ_0	0.25

$$\dot{V}_1 = -\frac{2}{T} \dot{\eta}^T \dot{\eta} + \dot{\eta}^T [R\Lambda]. \quad (27)$$

از معادله (۲۷) می‌توان دریافت

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{2}{h} \dot{\eta}^T \dot{\eta} + \dot{\eta}^T \square \square R\Lambda \square \square. \quad (28)$$

با در نظر گرفتن نامساوی $ab \leq ca^2 + \frac{b^2}{4c}$ برای اعداد حقیقی مثبت a ، b و c و اعمال آن به آخرین عبارت نامساوی (۲۸) و فرض $c = \frac{1}{h} > 0$ نتیجه زیر حاصل می‌شود:

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{2}{h} \dot{\eta}^T \dot{\eta} + \frac{1}{h} \dot{\eta}^T \square^2 + \frac{h}{4} \square \square R\Lambda \square \square^2, \quad (29)$$

که به صورت زیر ساده می‌شود:

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{1}{h} \dot{\eta}^T \square^2 + \frac{h}{4} \square \square R\Lambda \square \square^2, \quad (30)$$

با در نظر گرفتن کران بالا برای آخرین عبارت نامساوی (۳۰) به صورت $\square \square R\Lambda \square \square < \Gamma$ خواهیم داشت:

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{1}{h} \dot{\eta}^T \square^2 + \frac{h\Gamma^2}{4}. \quad (31)$$

با استفاده از معادلات (۲۴) و (۲۵) می‌توان نوشت:

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{2}{h} V_1 + \frac{2}{h^3} \square \square \varepsilon \square^2 + \frac{h\Gamma^2}{4}. \quad (32)$$

با تعریف $M = \frac{2}{h^3} \square \square \varepsilon \square^2 + \frac{h\Gamma^2}{4}$ می‌توان نامساوی (۳۲) را به شکل زیر بازنویسی کرد:

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{2}{h} V_1 + M. \quad (33)$$

با استفاده از لم مقایسه‌ای برای حل معادله (۳۳)، نتیجه زیر به دست می‌آید:

$$V_1 \leq \left(V_1(0) - \frac{hM}{2} \right) e^{-\frac{2t}{h}} + \frac{hM}{2} \quad (34)$$

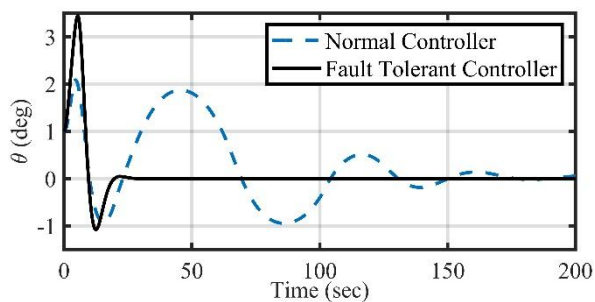
طبق رابطه (۳۴) و با توجه به مقادیر مثبت h ، تابع لیاپانوف محدود خواهد بود:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} V_1 = \frac{hM}{2} \quad (35)$$

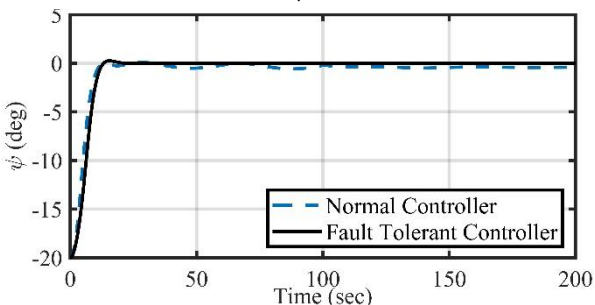
با توجه به اینکه تابع لیاپانوف طبق معادله تعریف شده در (۲۵) کراندار است، و همچنین وضعیت‌ها در محدوده مشخص شده طبق معادله (۲۴) قرار دارد، می‌توان نتیجه گرفت که $\dot{\eta}$ نیز در این محدوده کراندار خواهد بود.

۵- نتایج و شبیه‌سازی

در این بخش، روش کنترلی پیشنهادی که در قسمت‌های قبل ارائه شد، بر روی فضایی با ماتریس ممان اینرسی

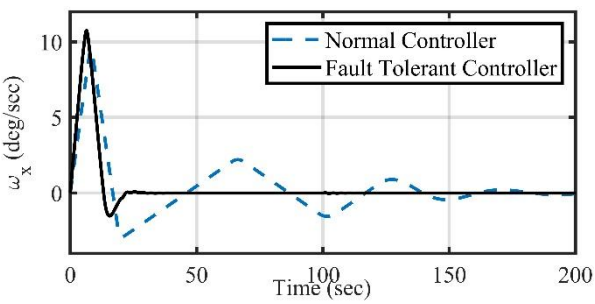


(ب)

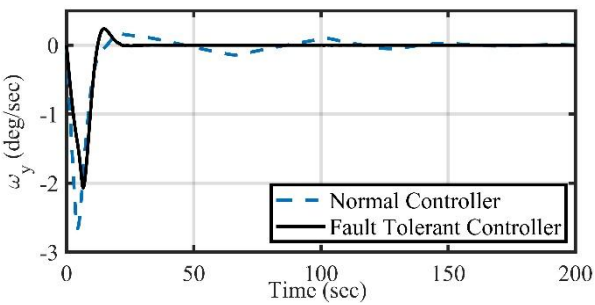


(ج)

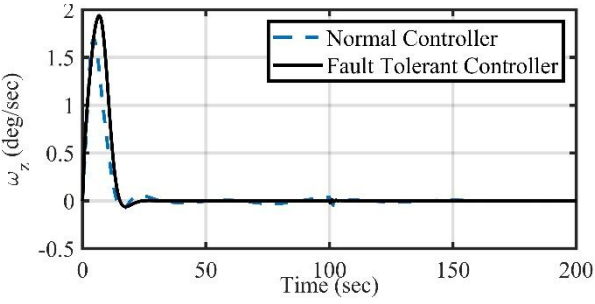
شکل ۲- مقایسه تنظیم وضعیت کنترل کننده نرمال و کنترل کننده مبتنی بر مشاهده گر



(د)



(ه)



(ف)

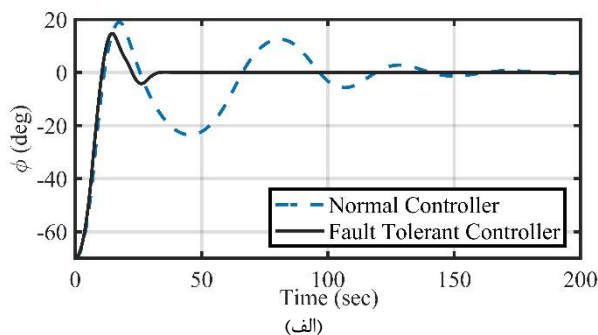
شکل ۳- مقایسه سرعت‌های زاویه‌ای کنترل کننده نرمال و مبتنی بر مشاهده گر

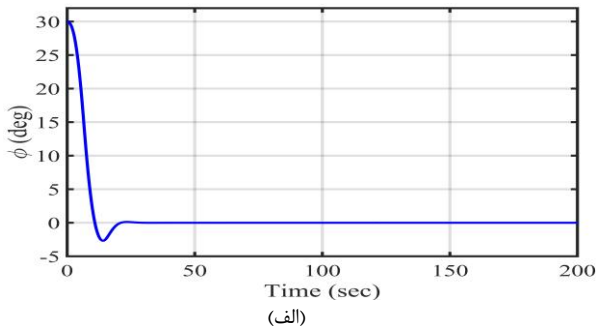
نتایج به دست آمده از روش پیشنهادی برای رویکرد عیب اول، با کنترل کننده نرمال که در ساختار آن از تخمین عیب استفاده نشده مقایسه شد. شکل‌های ۲ و ۳ مقایسه موقعیت زاویه‌ای و سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره را برای رویکرد عیب بیان شده با استفاده از کنترل کننده مبتنی بر مشاهده گر پیشنهادی و کنترل کننده نرمال نشان می‌دهند. همان‌طور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، در شرایطی که عیب در عملگر رخ می‌دهد، عملکرد کنترل کننده نرمال کاهش می‌یابد در صورتی که کنترل کننده مبتنی بر مشاهده گر می‌تواند سیستم را به خوبی کنترل کند.

شکل ۴ گشتاورهای کنترلی فرمان کنترل کننده نرمال را نشان می‌دهد با توجه به اینکه چرخ عکس‌العملی اول از $t = 20$ ثانیه به بعد با ۱۰ درصد توان خود کار می‌کند لذا برای جبران این عیب، گشتاور کنترلی فرمان چرخ اول زیاد می‌شود و با توجه به محدودیت گشتاور در نظر گرفته شده به طور مکرر به اشباع می‌رسد.

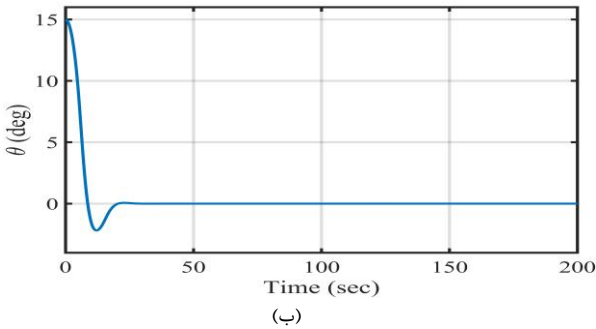
گشتاورهای کنترلی فرمان کنترل کننده پیشنهادی در شکل ۵ آورده شده است. مطابق شکل با توجه به تخمین عیب و توزیع گشتاور بین چهار چرخ، مقدار گشتاورهای کنترلی روش پیشنهادی کم و در محدوده مجاز است.

شکل ۶ خطای تخمین عیب به دست آمده از مشاهده گر حالت توسعه یافته را نشان می‌دهد. با توجه به شکل در ابتدا خطای تخمین صفر است از لحظه $t = 20$ ثانیه که عیب در عملگرها رخ می‌دهد افزایش اندکی در خطای تخمین وجود دارد سپس عیوب به خوبی تخمین زده می‌شود و خطا تقریباً به صفر می‌رسد. پس از گذشت ۱۰۰ ثانیه از شروع شبیه‌سازی، مجدداً خطای تخمین افزایش اندکی دارد که ناشی از وقوع عیب‌های افزایشی است. برای جبران عیوب جمع‌شونده همان‌طور که در شکل ۵ نشان داده شده است، کنترل کننده پیشنهادی پس از ۱۰۰ ثانیه یک گشتاور کنترلی غیر صفر را فرمان می‌دهد.

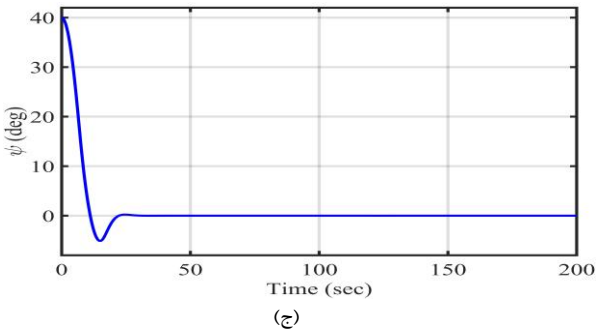




(الف)

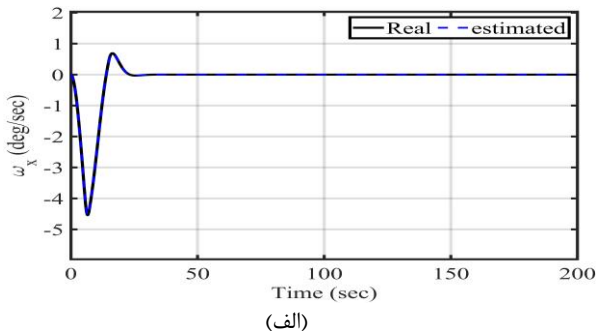


(ب)

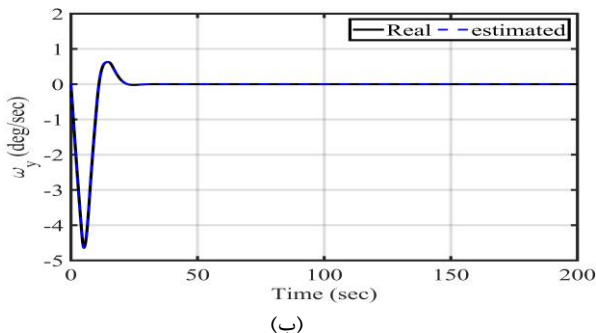


(ج)

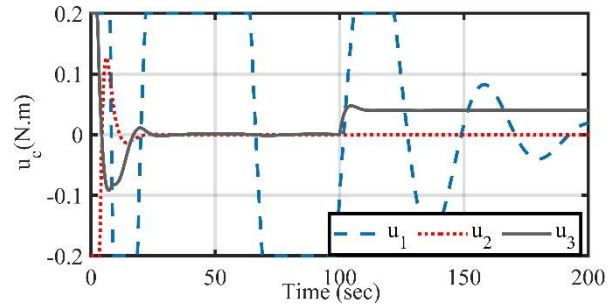
شکل ۷- نتایج تنظیم وضعیت در روش پیشنهادی برای رویکرد عیب تدریجی



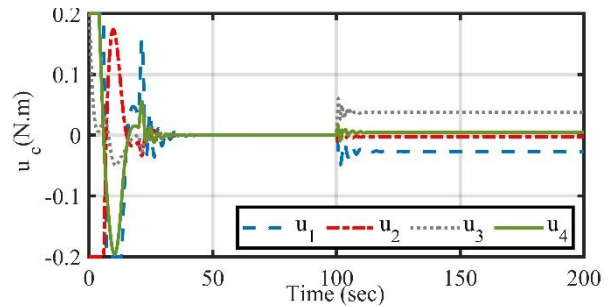
(الف)



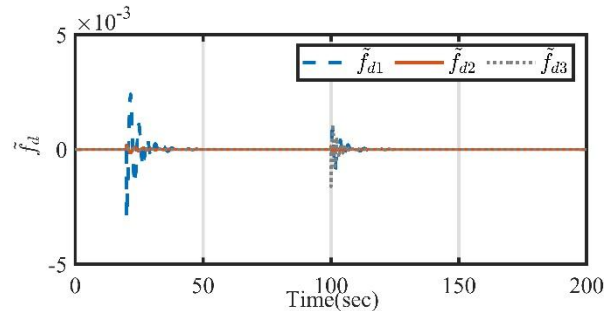
(ب)



شکل ۴- گشتاورهای کنترلی فرمان کنترل کننده نرمال

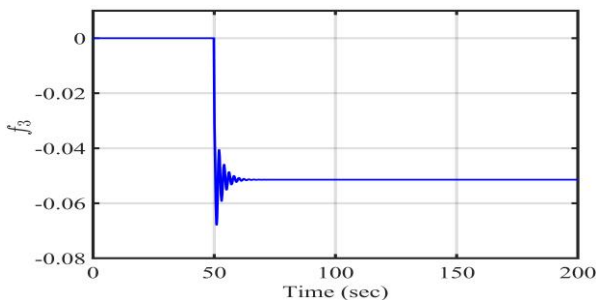


شکل ۵- گشتاورهای کنترلی فرمان کنترل کننده مبتنی بر مشاهده‌گر



شکل ۶- خطای تخمین عیب بدست آمده از مشاهده‌گر حالت توسعه یافته

در ادامه عملکرد روش پیشنهادی در مواجهه با رویکرد عیب دوم مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی در شکل‌های ۷ تا ۱۱ ارائه شده‌اند. بررسی این نتایج نشان می‌دهد که سیستم کنترلی پیشنهادی حتی در حضور عیوب تدریجی عملکرد نیز توانسته است عملکردی رضایت‌بخش و پایدار از خود نشان دهد. به طور مشخص، شکل ۱۱ به نمایش الگوی عیب در سناریوی دوم اختصاص یافته است. این الگو افت عملکرد تدریجی و عیب بایاس در چرخ عکس‌العملی دوم (شکل ۱۱-الف) و همچنین افت عملکرد و عیب بایاس در چرخ عکس‌العملی سوم (شکل ۱۱-ب) را به تصویر می‌کشد. بررسی نتایج نشان می‌دهد که روش پیشنهادی در مواجهه با عیوب متفاوت و شرایط اولیه متغیر، عملکردی بسیار مطلوب و قابل توجه از خود ارائه می‌دهد.



(ب)

شکل ۱۱- الگوی عیب در رویکرد عیب دوم

۶- نتیجه‌گیری

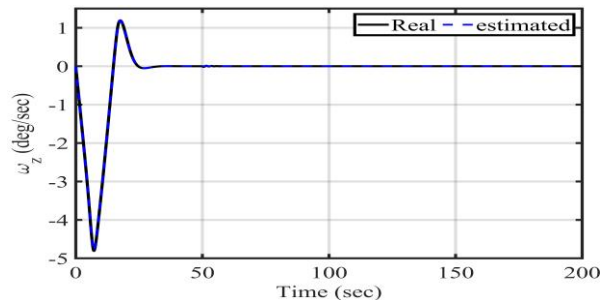
در مقاله حاضر برای جبران عیب عملگر در ماهواره، یک روش کنترلی غیر خطی بهینه بر مبنای مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته پیشنهاد می‌شود. عیوب سیستم توسط مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته شناسایی و تخمین زده شد و سپس مقادیر عیب تخمینی در کنترل‌کننده برای جبران عیب محاسبه شد. در طراحی کنترل‌کننده پیشنهادی از چرخ عکس‌العملی افزونه استفاده شد و گشتاورهای کنترلی فرمان برای جبران عیب بین چرخ‌ها توزیع گردید. اثبات پایداری کنترل‌کننده نیز با در نظر گرفتن خطای تخمین انجام شد. نتایج شبیه‌سازی برای دو رویکرد عیب در شرایط اولیه متفاوت ارائه شد. با توجه به نمودارهای ارائه شده مشاهده شد که کنترل‌کننده مبتنی بر مشاهده‌گر پیشنهادی نتایج خوبی را برای رویکردهای عیب بیان شده نشان داد. شایان ذکر است که در این مقاله به خطاها و نویزهای اندازه‌گیری پرداخته نشده‌است که می‌تواند در عملکرد سیستم کنترلی مبتنی بر رویکرد تاثیر داشته باشد و نیاز به بررسی در کارهای آتی دارد.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

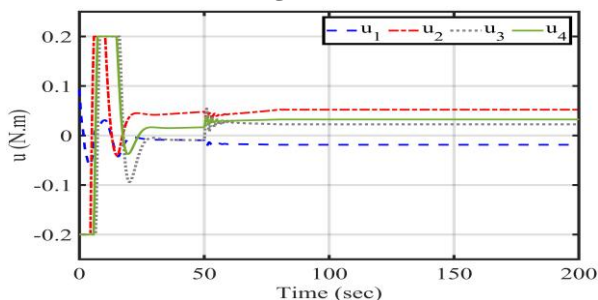
- [1] S. Jamshidi, M. Mirzaei, and M. Malekzadeh, "Applied nonlinear control of spacecraft simulator with constraints on torque and momentum of reaction wheels," *ISA transactions*, 2023.
- [2] K. Oguri and J. W. McMahon, "Robust spacecraft guidance around small bodies under uncertainty: Stochastic optimal control approach," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 44, no. 7, pp. 1295-1313, 2021.
- [3] S. Jamshidi and M. Mirzaei, "Performance comparison of adaptive and ESO-based backstepping controllers for disturbance rejection in spacecraft", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 3, no. 2, pp.:32 -45, 2024. (In Persian)
- [4] Y. Han, J. D. Biggs, and N. Cui, "Adaptive fault-tolerant



(ج)

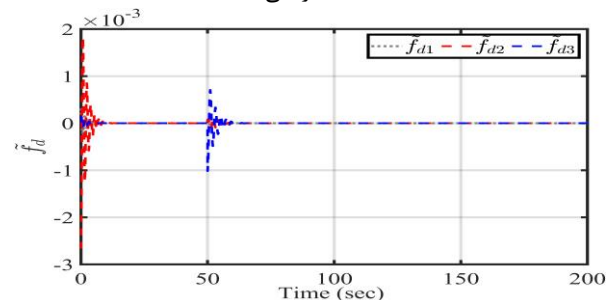
شکل ۸- نتایج سرعت‌های زاویه‌ای در روش پیشنهادی برای رویکرد عیب

تدریجی



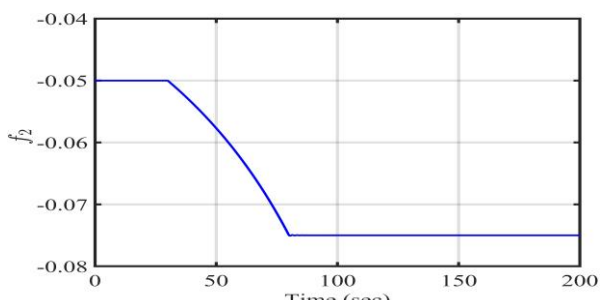
شکل ۹- گشتاورهای کنترلی کنترل‌کننده پیشنهادی برای رویکرد عیب

تدریجی



شکل ۱۰- خطای تخمین عیب بدست آمده از مشاهده‌گر در رویکرد عیب

تدریجی



(ف)

204-213, 2019.

[23] L. Yin, Y. Xia, Z. Deng, and B. Huo, "Extended state observer-based attitude fault-tolerant control of rigid spacecraft," *International Journal of Systems Science*, vol. 49, no. 12, pp. 2525-2535, 2018.

[24] B. Li, Q. Hu, Y. Yu, and G. Ma, "Observer-based fault-tolerant attitude control for rigid spacecraft," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 53, no. 5, pp. 2572-2582, 2017.

[25] D. Ran, X. Chen, A. de Ruiter, and B. Xiao, "Adaptive extended-state observer-based fault tolerant attitude control for spacecraft with reaction wheels," *Acta Astronautica*, vol. 145, pp. 501-514, 2018.

[26] S. Jamshidi, M. Mirzaei, M. Malekzadeh, and S. Rafatnia, "Design and Experimental Implementation of Adaptive Actuator Failure Compensator for Spacecraft Attitude Control Simulator," *Aerospace Mechanics*, vol. 20, no. 75, pp. 27-43, 2024. (In Persian)

[27] S. Jamshidi, M. Mirzaei, and M. Malekzadeh, "Applied Optimal Control of Spacecraft Simulator Subject to Failures of Reaction Wheels," *Arabian Journal for Science and Engineering*, pp. 1-16, 2023.

[28] Huang Yi, Han Jingqing, "Analysis and design for the second order nonlinear continuous extended states observer", *Chinese Science Bulletin*, Vol. 45 No. 21, November 2000.

[29] Gharamaleki, R. M., Mirzaei, M., Rafatnia, S., & Alizadeh, B. "An analytical approach to optimal control of nonlinear systems with input constraints", *International Journal of Automation and Control*, vol. 14, no. 2, pp. 213-238, 2020.

[30] Samiei, S.K., Mirzaei, M. & Rafatnia, S. "Constrained control of flexible-joint lever arm based on uncertainty estimation with data fusion for correcting measurement errors," *Nonlinear Dynamics*, vol. 112, pp. 11147-11166, 2024.

[31] Yarinia, N., Mirzaei, M., and Rafatnia, S. "Construction of an enhanced 2-DOF finite element model for precise control of flexible beam vibration", *International Journal of Dynamics and Control*, vol. 12, pp. 3577-3592, 2024.

[32] Shahir, M.M., Mirzaei, M., Farbodi, M., and Rafatnia, S. "Estimation of shape memory alloy actuator dynamics to design reduced-order position controller with input saturation." *IET Control Theory & Applications*, vol. 18, no. 10, pp. 1301-1313, 2024.

[33] Q. Shen, C. Yue, C. H. Goh, and D. Wang, "Active fault-tolerant control system design for spacecraft attitude maneuvers with actuator saturation and faults," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 66, no. 5, pp. 3763-3772, 2018.

control of spacecraft attitude dynamics with actuator failures," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 38, no. 10, pp. 2033-2042, 2015.

[5] J. Jiang and X. Yu, "Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches," *Annual Reviews in control*, vol. 36, no. 1, pp. 60-72, 2012.

[6] M. Benosman and K.-Y. Lum, "Passive actuators' fault-tolerant control for affine nonlinear systems," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 18, no. 1, pp. 152-163, 2009.

[7] F. Liao, J. L. Wang, and G.-H. Yang, "Reliable robust flight tracking control: an LMI approach," *IEEE transactions on control systems technology*, vol. 10, no. 1, pp. 76-89, 2002.

[8] H. Niemann and J. Stoustrup, "Passive fault tolerant control of a double inverted pendulum—a case study," *Control engineering practice*, vol. 13, no. 8, pp. 1047-1059, 2005.

[9] C. Bonivento, A. Isidori, L. Marconi, and A. Paoli, "Implicit fault-tolerant control: application to induction motors," *Automatica*, vol. 40, no. 3, pp. 355-371, 2004.

[10] I. Hwang, S. Kim, Y. Kim, and C. E. Seah, "A survey of fault detection, isolation, and reconfiguration methods," *IEEE transactions on control systems technology*, vol. 18, no. 3, pp. 636-653, 2009.

[11] Y. Zhang and J. Jiang, "Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems," *Annual reviews in control*, vol. 32, no. 2, pp. 229-252, 2008.

[12] M. Benosman, "Passive fault tolerant control," *Robust Control Theory Appl*, vol. 9, 2011.

[13] M. Witczak, *Fault diagnosis and fault-tolerant control strategies for non-linear systems*. Springer, 2014.

[14] J. H. Lilly, *Fuzzy control and identification*. John Wiley & Sons, 2011.

[15] S. Heo and J. H. Lee, "Fault detection and classification using artificial neural networks," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 51, no. 18, pp. 470-475, 2018.

[16] M. S. Iqbal and A. A. Amin, "Genetic algorithm based active fault-tolerant control system for air fuel ratio control of internal combustion engines," *Measurement and Control*, vol. 55, no. 7-8, pp. 703-716, 2022.

[17] H. Fang and C. Xia, "A fuzzy neural network based fault detection scheme for synchronous generator with internal fault," in *2009 Sixth International Conference on Fuzzy Systems and Knowledge Discovery*, 2009, vol. 4, pp. 433-437: IEEE.

[18] H. Zhang, J. Han, C. Luo, and Y. Wang, "Fault-tolerant control of a nonlinear system based on generalized fuzzy hyperbolic model and adaptive disturbance observer," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, vol. 47, no. 8, pp. 2289-2300, 2017.

[19] F. Sabbaghian-Bidgoli and M. Farrokhi, "Sensor and actuator fault-tolerant control based on fuzzy unknown input observer: A polynomial fuzzy approach," *Applied Soft Computing*, vol. 110, p. 107747, 2021.

[20] R. Shu, Q. Jia, Y. Gui, and H. Li, "Adaptive Radial Basis Function Neural Network-Based Active Fault-Tolerant Control for Spacecraft Formation Flying System," in *International Conference on Guidance, Navigation and Control*, 2022, pp. 134-143: Springer.

[21] S. Gao and J. Liu, "Adaptive fault-tolerant robust control based on radial basis function neural network for a class of mechanical systems with input constraints," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 32, no. 7, pp. 4099-4112, 2022.

[22] B. Li, Q. Hu, and Y. Yang, "Continuous finite-time extended state observer based fault tolerant control for attitude stabilization," *Aerospace Science and Technology*, vol. 84, pp.



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/>)