



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 2, pp.: 32-45
2024

DOI:
10.22034/jssta.2023.403307.1127

Article Info

Received: 2023-6-20
Accepted: 2023-10-02

Keywords

Spacecraft, Disturbance
rejection, Backstepping
controller, Extended state
observer, Adaptive control

How to Cite this article

Somayeh Jamshidi, Mehdi
Mirzaei, "Performance
comparison of adaptive and
ESO-based backstepping
controllers for disturbance
rejection in spacecraft",
*Journal of Space Science,
Technology and
Applications*, vol 3 (2), p.:32-45, 2024.

Original Article

Performance comparison of adaptive and ESO-based backstepping controllers for disturbance rejection in spacecraft

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

This paper compares spacecraft attitude control in the presence of disturbance torque using an adaptive backstepping controller and an extended state observer-based backstepping controller. At first, the adaptive backstepping controller is designed, in which the unknown parameters in a specific disturbance model are estimated using an adaptive law so that the closed-loop system is stable. Afterward, the backstepping control based on the extended state observer is designed. In this method, first the standard backstepping controller is designed, and then disturbances with a completely unknown model are estimated by the extended state observer, and the disturbance is rejected by applying the feed-forward law. The simulation results for two different disturbance models show that the backstepping controller based on the extended state observer demonstrates very good results compared to the adaptive backstepping controller when no disturbance information is available.



مقایسه عملکرد کنترل‌کننده‌های گام به عقب تطبیقی و مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه یافته برای رد اغتشاش در فضاپیما

سمیه جمشیدی^۱، مهدی میرزایی^{۲*}

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

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

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

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۲، صفحه ۳۲-۴۵
پاییز و زمستان ۱۴۰۲

DOI:
[10.22034/jssta.2023.403307.1127](https://doi.org/10.22034/jssta.2023.403307.1127)

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۲/۰۳/۳۰
پذیرش: ۱۴۰۲/۱۱/۰۴

واژه‌های کلیدی

فضاپیما، رد اغتشاش، کنترل گام به عقب، مشاهده‌گر حالت توسعه یافته، کنترل تطبیقی

نحوه استناد به این مقاله

چکیده

این مقاله به مقایسه کنترل وضعیت فضاپیما در حضور گشتاور اغتشاشی با استفاده از دو کنترل‌کننده گام به عقب تطبیقی و گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه یافته می‌پردازد. در ابتدا، کنترل‌کننده گام به عقب تطبیقی طراحی می‌شود که در آن پارامترهای نامعلوم در یک مدل اغتشاش مشخص با استفاده از یک قانون تطبیقی چنان تخمین زده می‌شود که سیستم حلقه بسته پایدار باشد. پس از آن، کنترل گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه یافته طراحی می‌شود. در این روش، ابتدا کنترل‌کننده گام به عقب استاندارد طراحی شده، سپس، اغتشاشات با مدل کاملاً نامعلوم توسط مشاهده‌گر حالت توسعه یافته تخمین زده می‌شود و با استفاده از قانون فیدبک پیش‌خور، رد اغتشاش صورت می‌گیرد. نتایج شبیه‌سازی برای دو مدل اغتشاش متفاوت نشان می‌دهد که کنترل‌کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه یافته در شرایطی که هیچ اطلاعاتی از اغتشاش در دسترس نیست، نتایج بسیار خوبی نسبت به کنترل‌کننده گام به عقب تطبیقی نشان می‌دهد.

سمیه جمشیدی، مهدی میرزایی،
"مقایسه عملکرد کنترل‌کننده‌های
گام به عقب تطبیقی و مبتنی بر
مشاهده‌گر حالت توسعه یافته برای رد
اغتشاش در فضاپیما"، دوفصلنامه علوم،
فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم،
شماره دوم، صفحات ۳۲-۴۵، ۱۴۰۲.

۱- مقدمه

سیستم کنترل وضعیت فضاپیما معمولاً تحت تأثیر اغتشاشات و عدم قطعیت هایی مانند خطاهای دینامیکی غیرخطی، تغییرات پارامتریک سیستم، خطاهای دینامیکی مدل نشده و گشتاور اغتشاشی ناشی از محیط خارجی قرار می گیرد [۱]. بنابراین، طراحی کنترل کننده با کارایی بالا برای چنین سیستمی یک کار چالش برانگیز است. زمانی که اغتشاش در سیستم وجود دارد، طراحی یک کنترل کننده مقاوم می تواند عملکرد سیستم را حفظ کند. رویکردهای طراحی کنترل زیادی مانند کنترل مود لغزشی [۲]، کنترل مقاوم [۳-۴]، کنترل تناسبی - انتگرالی - مشتق گیر (PID) [۵] و غیره برای مقابله با اغتشاشات در سیستم کنترل وضعیت فضاپیما وجود دارد. معایب چنین کنترل کننده هایی در حل مسئله اغتشاش، طراحی محافظه کارانه آنها است. بسیاری از روش های کنترل مقاوم موجود، نیاز به دانش اولیه از برخی ویژگی های اغتشاشات و عدم قطعیت ها دارند. به طور کلی، در طراحی کنترل کننده های مقاوم، اگر اطلاعات کافی در مورد اغتشاشات در دسترس نباشد، طراحی ممکن است منجر به عملکرد نامطلوب شود. علاوه بر این، با توجه به اینکه کنترل کننده پس خور به طور غیرفعال تأثیر اغتشاشات و عدم قطعیت ها را بر خروجی کاهش می دهد، بنابراین، رد اغتشاش ممکن است به موقع و به طور کامل انجام نشود.

روش کنترل تطبیقی [۶-۷] و کنترل مدل داخلی [۸]، از ایده تخمین و لغو در رد اغتشاش استفاده می کنند که باعث صرفه جویی در انرژی کنترل می شود. در روش تطبیقی، اغتشاشات و عدم قطعیت ها به طور جداگانه توسط پارامترهای تطبیقی تخمین زده می شوند و کنترل کننده به گونه ای طراحی می شود که اثرات آنها را خنثی کند. کنترل تطبیقی در برخورد با اغتشاشات کاملاً مؤثر است و در عمل، کاربردهای گسترده ای دارد. موفقیت آمیز بودن کنترل تطبیقی در مواجهه با اغتشاشات، معمولاً بستگی زیادی به طراحی قوانین شناسایی یا تخمین پارامترهای مدل متغیر با زمان دارد. یائو^۱ و همکاران [۹]، کنترل گام به عقب تطبیقی را برای تخمین رد اغتشاش و خرابی عملکرد

در سیستم فضاپیما استفاده کردند. پارامترهای اغتشاش و خرابی عملکرد به طور تطبیقی برآورد و جبران می شوند.

یکی از روش های رد اغتشاش، استراتژی کنترل مبتنی بر مشاهده گر اغتشاش است [۱۰-۱۲]. این روش، با طراحی دو مرحله ای، توانایی کنترل در تضعیف اغتشاش را افزایش می دهد. روند حل مسئله رد اغتشاش در این روش، به نحوی است که ابتدا با اندازه گیری ورودی و خروجی سیستم، اغتشاشات توسط مشاهده گر تخمین زده می شود و سپس اثر آن در فرایند کنترل خنثی می شود. لی^۲ [۱۱]، یک رویکرد کنترل ترکیبی شامل مشاهده گر اغتشاش غیرخطی و کنترل ردیابی مجانبی برای سیستم فضاپیمای صلب در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت ها پیشنهاد داد در این روش، اغتشاشات توسط مشاهده گر اغتشاش غیرخطی تخمین زده می شود و از طریق پیش خور جبران می شود. لی^۳ و همکاران [۱۲]، برای قرار ملاقات یک فضاپیمای تعقیب کننده و لنگر انداختن با یک فضاپیمای هدف در فضا، از کنترل بازخورد غیرخطی استفاده کردند که برآورد اغتشاشات خارجی توسط یک مشاهده گر اغتشاش غیرخطی صورت می گیرد. یک استراتژی شناخته شده که در عمل و ادبیات رایج است، کنترل رد اغتشاش فعال (ADRC^۴) است [۱۳-۱۶]. این رویکرد به دلیل عملکرد رضایت بخش در عمل و امکان سنجی موفق است. در این ایده، اغتشاشات خارجی، عدم قطعیت ها، خطاهای مدل سازی، غیرخطی ها و ... به عنوان یک اغتشاش توده ای در نظر گرفته می شوند. کنترل رد اغتشاش فعال از یک مشاهده گر حالت توسعه یافته (ESO^۵) استفاده می کند که مسئله طراحی مشاهده گر اغتشاش را به عنوان یک مسئله طراحی مشاهده گر حالت در نظر می گیرد. مشاهده گر حالت توسعه یافته همراه با حالت های سیستم، اثر اغتشاشات توده ای را به صورت یکپارچه تخمین می زند که علاوه بر رد اغتشاش، حالت های سیستم را نیز تخمین می زند. ژانگ^۶ و همکاران [۱۴]، برای یک فضاپیما بدون درگ، کنترل جداسازی اغتشاش مبتنی بر کنترل رد اغتشاش فعال در قالب یک تابع انتقال را توسعه دادند. ساختار کنترل رد اغتشاش فعال بر اساس

^۴ Active Disturbance Rejection Control

^۵ Extended State Observer

^۶ Zhang

^۱ Yao

^۲ Lee

^۳ Li

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

که در آن $\eta = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$ زوایای اوایلر و ω سرعت‌های زوایه‌ای بدنه هستند. ممنتوم زوایه‌ای کل فضاپیما برابر مجموع ممنتوم زوایه‌ای بدنه فضاپیما و ممنتوم زوایه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی است که مطابق رابطه زیر است:

$$h = J\omega + h_w \quad (3)$$

در این رابطه، J ممان اینرسی بدنه فضاپیما و h_w اندازه حرکت زوایه‌ای عملگر است. اگر بدنه به همراه عملگرها یک سیستم در نظر گرفته شود، تنها گشتاوری که بر کل سیستم وارد می‌شود، گشتاور اغتشاشی است، بنابراین می‌توان نوشت:

$$\tau_d(t) = \dot{h} + \omega \times h \quad (4)$$

که τ_d گشتاور اغتشاشی کل اعمالی به سیستم است. در این مقاله فرض بر این است که گشتاور اغتشاشی کل فقط شامل اغتشاشات خارجی باشد بنابراین $\tau_d = d(t)$ خواهد بود که $d(t)$ اغتشاش خارجی وارد بر سیستم است. با ترکیب روابط (۳) و (۴) و در نظر گرفتن اغتشاش خارجی به‌عنوان گشتاور اغتشاشی کل، رابطه زیر به دست می‌آید:

$$d(t) = J\dot{\omega} + \omega \times (J\omega + h_w) \quad (6)$$

در این رابطه، جملات مربوط به عملگر همان گشتاورهای کنترلی هستند. به عبارت دیگر:

$$\tau(t) = -\dot{h}_w - \omega \times h_w \quad (7)$$

بنابراین، معادله دینامیک نهایی فضاپیما برابر است با:

$$J\dot{\omega} = -\omega \times (J\omega) + \tau(t) + d(t) \quad (8)$$

با در نظر گرفتن متغیرهای حالت به‌صورت $x_1 = \eta$ و $x_2 = \omega$ و زوایای اوایلر به‌عنوان خروجی سیستم، معادلات فضای حالت فضاپیما از روابط (۱) و (۸) به‌صورت زیر به دست می‌آید:

مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته کاهشی ($RESO^1$) طراحی شده است. ژیا^۲ و همکاران [۱۵]، برای مسئله رد اغتشاش فضاپیما یک استراتژی کنترل گام به عقب طراحی کردند که یک مشاهده‌گر اغتشاش برنامه‌ریزی شده را برای عدم قطعیت‌های دینامیکی با یک الگوریتم تطبیقی برای لغو خطای مشاهده‌گر ترکیب می‌کند. آن‌ها همچنین نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی‌ها را بر روی شبیه‌ساز فضاپیما پیاده‌سازی کردند. در مقاله ژو^۳ و همکاران [۱۶]، از ترکیب کنترل مبتنی بر مشاهده‌گر اغتشاش و کنترل رد اغتشاش فعال برای حل مسئله رد اغتشاش در فضاپیماهای انعطاف‌پذیر استفاده شده است. از کنترل مبتنی بر مشاهده‌گر اغتشاش برای تخمین اغتشاش ناشی از ارتعاش انعطاف‌پذیر و از قانون کنترل رد اغتشاش برای سایر اغتشاشات مانند اغتشاش خارجی و غیرخطی بودن مدل استفاده شده است. اغتشاش مدل شده در این تحقیق، از نوع هارمونیک است که فرکانس مشخصی دارد.

در این مقاله، برای حل مسئله رد اغتشاش، دو روش کنترل گام به عقب تطبیقی و گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته طراحی و مقایسه شده‌اند. در ابتدا، کنترل‌کننده گام به عقب تطبیقی طراحی می‌شود. در این روش، ساختار مدل اغتشاش معلوم ولی پارامترهای آن نامعلوم فرض می‌شود. کنترل‌کننده با تخمین پارامترهای نامعلوم در قالب یک قانون تطبیق به پایدارسازی سیستم کنترلی می‌پردازد. در روش دیگر کنترل‌کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته طراحی می‌شود. در این روش، اغتشاشات با مدل کاملاً نامعلوم با استفاده از مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته تخمین زده می‌شود و در کنترل‌کننده اثر آن خنثی می‌شود. در نهایت، نتایج مقایسه عملکرد دو کنترل‌کننده در حل مسئله اغتشاش ارائه می‌شود.

۲- معادلات فضاپیما

برای بیان موقعیت زوایه‌ای فضاپیما از چندین روش استفاده می‌شود. یکی از روش‌ها، استفاده از زوایای اوایلر است. زوایای اوایلر با استفاده از روابط زیر از سرعت زوایه‌ای بدنه به دست می‌آیند:

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

³ Zhu

¹ Reduce Order Extended State Observer

² Xia

$$\theta_{di}^{*T} = [c_{i0}, a_{i1}, \dots, a_{in_i}, b_{i1}, \dots, b_{in_i}]^T \quad (13)$$

$$\varpi_{di}(t) = [1, \sin \omega_{i1}t, \dots, \sin \omega_{in_i}t, \cos \omega_{i1}t, \dots, \cos \omega_{in_i}t]^T \quad (14)$$

۳-۲- استخراج قانون کنترل گام به عقب تطبیقی

در این مقاله هدف از طراحی کنترل کننده، تنظیم وضعیت فضاپیما است. به طوری که، خروجی به طور مجانبی به صفر میل کند. بنابراین، خروجی مطلوب x_{1d} برابر با صفر گرفته می شود. برای طراحی کنترل کننده گام به عقب ابتدا متغیرهای خطا را به صورت $e_1 = x_1 - x_{1d}$ و $e_2 = x_2 - \alpha_1$ تعریف می کنیم که در آن α_1 تابع پایدار ساز است [۱۷]. با مشتق گیری از e_1 و در نظر گرفتن رابطه (۹) داریم:

$$\dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d} = f_1(x_1)(e_2 + \alpha_1)$$

در ادامه تابع لیاپانوف V_1 به صورت زیر تعریف می شود:

$$V_1 = \frac{1}{2} e_1^T e_1 \quad (16)$$

با مشتق گیری از V_1 و استفاده از رابطه (۱۵) داریم:

$$\dot{V}_1 = e_1^T \dot{e}_1 = e_1^T (f_1(x_1)e_2 + f_1(x_1)\alpha_1) \quad (17)$$

حال α_1 به صورت زیر انتخاب می شود:

$$\alpha_1 = f_1^{-1}(x_1)(-k_1 e_1) \quad (18)$$

که در آن k_1 مقدار ثابت مثبت است، با جایگذاری (۱۸) در (۱۵) دینامیک خطای e_1 به صورت زیر به دست می آید:

$$\dot{e}_1 = -k_1 e_1 + f_1(x_1)e_2 \quad (19)$$

روابط (۱۷) و (۱۹) به رابطه زیر منجر می شود:

$$\dot{V}_1 = -k_1 e_1^T e_1 + e_1^T f_1(x_1)e_2 \quad (20)$$

در رابطه فوق، اگر $e_2 = x_2 - \alpha_1 = 0$ باشد سیستم پایدار است، اما اگر $e_2 \neq 0$ باشد مرحله بعدی را ادامه می دهیم، به طوری که با استفاده از رابطه (۹) و (۱۲) و با در نظر گرفتن $g_2 = [g_{21} \ g_{22} \ g_{23}]$ مشتق e_2 به صورت زیر به دست می آید:

$$\begin{aligned} \dot{e}_2 &= f_2 + g_2 \tau(t) + g_2 d(t) - \dot{\alpha}_1 = \\ & f_2 + g_2 \tau(t) + \sum_{i=1}^3 \theta_{di}^{*T} \varpi_{di}(t) g_{2i} - \dot{\alpha}_1 \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2(x_1, x_2) + g_2 \tau(t) + g_2 d(t) \end{aligned} \quad (9)$$

$$y = x_1$$

که $f_1(x_1)$ ، $f_2(x_1, x_2)$ و g_2 به ترتیب عبارتند از:

$$\begin{aligned} f_1(x_1) &= R^{-1} \\ f_2(x_1, x_2) &= J^{-1}(-\omega \times (J\omega)) \\ g_2 &= J^{-1} \end{aligned} \quad (10)$$

۳- کنترل گام به عقب تطبیقی

در طراحی این کنترل کننده، گشتاورهای اغتشاشی از ابتدای روند طراحی در معادلات سیستم در نظر گرفته می شوند، کنترل کننده با هدف تنظیم وضعیت فضاپیما طراحی شده و قانون تطبیق برای تخمین اغتشاش استخراج می شود. در ابتدای این بخش، به نحوه مدل سازی گشتاور اغتشاشی پرداخته شده و سپس، طراحی کنترل کننده با در نظر گرفتن مدل اغتشاش معرفی شده انجام می شود.

۳-۱- مدل سازی اغتشاش

اغتشاشات خارجی را می توان در چندین فرم نوشت، مدل اغتشاشی که در اینجا برای سیستم کنترل وضعیت فضاپیما در نظر گرفته می شود، ترکیبی از یک مقدار ثابت و یک تابع سینوسی است [۹]. بنابراین هر یک از مؤلفه های $d_i(t)$ را می توان به صورت زیر بیان کرد:

$$d_i(t) = c_{i0} + \sum_{j=1}^{n_i} c_{ij} \sin(\omega_{ij}t + \gamma_{ij}) = \quad (11)$$

c_{i0} ضریب ثابت نامعلوم، a_{ij} و b_{ij} دامنه های نامعلوم، γ_{ij} زاویه فاز نامعلوم و ω_{ij} فرکانس نامعلوم است. مدل اغتشاش (۱۱) را می توان به فرم زیر بیان کرد:

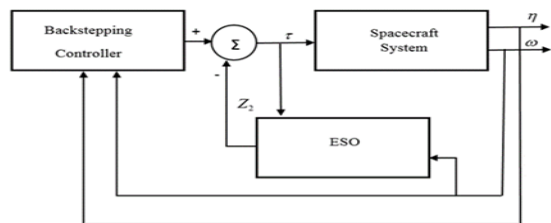
$$d_i(t) = \theta_{di}^{*T} \varpi_{di}(t) \quad (12)$$

که در آن θ_{di}^{*T} و $\varpi_{di}(t)$ عبارتند از:

۴- کنترل کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده-

گر حالت توسعه یافته

شکل ۱، بلوک دیاگرام این روش را نشان می‌دهد. ایده اصلی روش به این صورت است که در ابتدا کنترل کننده گام به عقب استاندارد برای سیستم بدون اغتشاش طراحی می‌شود، پس از آن، یک مشاهده گر حالت توسعه یافته برای تخمین اغتشاشات طراحی می‌شود و اغتشاشات کل با افزودن یک قانون جبران پیش‌خور بر اساس سیگنال تخمین زده شده، جبران می‌شوند.



شکل ۱- بلوک دیاگرام کنترل کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته

۴-۱- کنترل کننده گام به عقب استاندارد

روش طراحی کنترل کننده گام به عقب مشلبه روش اول است با این تفاوت که اغتشاشات در معادلات سیستم وارد نمی‌شوند. بنابراین، پارامتر تطبیق در معادلات وجود ندارد و گشتاور کنترلی به صورت زیر خلاصه خواهد شد:

$$\tau(t) = \frac{1}{g_2} (-k_2 e_2 - f_1^T e_1 - f_2 + \dot{\alpha}_1) \quad (28)$$

۴-۲- مشاهده گر حالت توسعه یافته

مشاهده گر حالت توسعه یافته یکی از مناسب ترین تخمین گرها برای تخمین اغتشاشات و عدم قطعیت‌های سیستم است که یک مشاهده گر با تابع بهره غیرخطی است و شامل متغیر حالت اضافی برای تخمین قسمت مجهول مدل دینامیکی است. برای طراحی مشاهده گر، در معادله دینامیکی سیستم (۸)، گشتاور اغتشاشی را به عنوان متغیر حالت به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\begin{aligned} \dot{\omega} &= -J^{-1} \omega \times (J \omega) + J^{-1} \tau(t) + \tilde{d}(t) \\ \tilde{d}(t) &= g(t) \end{aligned} \quad (29)$$

با فرض $\hat{\theta}_{di}$ به عنوان تخمینی از θ_{di}^* ، معادله خطا به صورت $\tilde{\theta}_{di} = \theta_{di}^* - \hat{\theta}_{di}, i=1,2,3$ خواهد بود، که با جایگذاری آن در رابطه (۲۱) داریم:

$$\begin{aligned} \dot{e}_2 &= f_2 + g_2 \tau(t) + \sum_{i=1}^3 \tilde{\theta}_{di}^T \varpi_{di}(t) g_{2i} \\ &+ \sum_{i=1}^3 \hat{\theta}_{di}^T \varpi_{di}(t) g_{2i} - \dot{\alpha}_1 \end{aligned} \quad (22)$$

با تعریف تابع لیاپانوف V_2 به فرم:

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} \left[e_2^T e_2 + \sum_{i=1}^3 \tilde{\theta}_{di}^T \Gamma_{di}^{-1} \tilde{\theta}_{di} \right] \quad (23)$$

که در آن Γ_{di} ماتریس متقارن مثبت است، مشتق تابع لیاپانوف با استفاده از رابطه (۲۰) و (۲۲) به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= -k e_1^T e_1 + e_1^T f_1(x_1) e_2 + e_2^T (f_2 + g_2 \tau(t) \\ &+ \sum_{i=1}^3 \tilde{\theta}_{di}^T \varpi_{di}(t) g_{2i} + \sum_{i=1}^3 \hat{\theta}_{di}^T \varpi_{di}(t) g_{2i} - \dot{\alpha}_1) \\ &+ \sum_{i=1}^3 \tilde{\theta}_{di}^T \Gamma_{di}^{-1} \dot{\tilde{\theta}}_{di} \end{aligned} \quad (24)$$

حال با انتخاب گشتاور کنترلی به صورت:

$$\begin{aligned} \tau(t) &= \frac{1}{g_2} (-k_2 e_2 - f_1^T e_1 - f_2 \\ &+ \dot{\alpha}_1 - \sum_{i=1}^3 \hat{\theta}_{di}^T \varpi_{di}(t) g_{2i}) \end{aligned} \quad (25)$$

معادله (۲۴) به فرم زیر تبدیل می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= -k_1 e_1^T e_1 - k_2 e_2^T e_2 \\ &+ \sum_{i=1}^3 \tilde{\theta}_{di}^T \Gamma_{di}^{-1} \dot{\tilde{\theta}}_{di} + \sum_{i=1}^3 \tilde{\theta}_{di}^T \varpi_{di}(t) e_2^T g_{2i} \end{aligned} \quad (26)$$

با انتخاب قانون تطبیق به فرم زیر:

$$\dot{\tilde{\theta}}_{di} = \Gamma_{di} \varpi_{di}(t) e_2^T g_{2i} \quad (27)$$

و جایگذاری آن در (۲۶)، $\dot{V}_2 = -k_1 e_1^T e_1 - k_2 e_2^T e_2 \leq 0$ ، تا زمانی که $\dot{V}_2$ در e_1 و e_2 منفی معین باشد، می‌توان ثابت کرد که تمام سیگنال‌های سیستم کران دارند و $\lim_{t \rightarrow \infty} (x_1(t) - x_{1d}(t)) = 0$ است، بنابراین، هدف کنترلی مطلوب حاصل شد.

که $\tilde{d}(t) = J^{-1}d(t)$ است. مشاهده گر حالت توسعه یافته به صورت زیر نوشته می شود:

$$\begin{aligned} E_0 &= Z_1 - \omega \\ \dot{Z}_1 &= -J^{-1}\omega \times (J\omega) + J^{-1}\tau + Z_2 - \beta_{01}E_0 \end{aligned} \quad (30)$$

$$\dot{Z}_2 = -\beta_{02}fal(E_0, \varphi_0, \delta_0)$$

E_0 خطای تخمین مشاهده گر و Z_1 و Z_2 متغیرهای حالت مشاهده گر هستند که به ترتیب سرعت های زاویه ای فضاپیما و اغتشاشات کل سیستم را تخمین می زنند. از آنجایی که Z_2 تخمینی از اغتشاشات کل است، بنابراین از آن در قانون کنترل پیش خور برای جبران اغتشاشات وارد شده به سیستم استفاده می شود. $\beta_{01} = diag[\beta_{011}, \beta_{012}, \beta_{013}]$ و $\beta_{02} = diag[\beta_{021}, \beta_{022}, \beta_{023}]$

ماتریس های بهره مشاهده گر هستند و تابع $fal(.)$ به صورت زیر تعریف می شود [۱۸]:

$$fal(E_0, \varphi_0, \delta_0) = \begin{bmatrix} fal_1(E_0, \varphi_0, \delta_0) \\ fal_2(E_0, \varphi_0, \delta_0) \\ fal_3(E_0, \varphi_0, \delta_0) \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$fal_i(E_0, \varphi_0, \delta_0) = \begin{cases} |E_{i0}|^{\varphi_0} \operatorname{sgn}(E_{i0}), & |E_{i0}| > \delta_0 \\ E_{i0}/\delta_0^{1-\varphi_0}, & |E_{i0}| \leq \delta_0 \end{cases}$$

در این رابطه، $0 < \varphi_0 \leq 1$ و $\delta_0 > 0$ است. با انتخاب مقادیر مناسب β_{01} ، β_{02} ، δ_0 و φ_0 ، خروجی مشاهده گر Z_1 به ω و Z_2 به $\tilde{d}(t)$ نزدیک می شود. می توان با روش های مشابهی که در [۷] وجود دارد، اثبات کرد که خطای تخمین E_0 به همسایگی کوچک اطراف صفر همگرا می شود. در نهایت، از ادغام کنترل اسمی با مشاهده گر حالت توسعه یافته (ESO)، قانون کنترلی ارائه شده در (۲۸) به صورت زیر اصلاح می شود:

$$\tau(t) = \frac{1}{g_2}(-k_2 e_2 - f_1^T e_1 - f_2 + \dot{\alpha}_1 - Z_2) \quad (32)$$

۵- نتایج و شبیه سازی

در این بخش، روش کنترل گام به عقب تطبیقی و گام به عقب مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته که در قسمت های قبل ارائه شد، بر روی فضاپیمایی با ماتریس ممان اینرسی

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

پایاده سازی می شود. لازم به ذکر

است که در عمل برای پیاده سازی کنترل کننده محدودیت های از جمله محدودیت در مقدار گشتاور کنترلی، ممنوعیت زاویه ای و محدودیت زوایا وجود دارد [۱۹]. در کار حاضر همانند کار ژیا [۷]، محدودیت های عملی در نظر نگرفته شده است. نتایج شبیه سازی در شکل های ۲ تا ۱۱ ارائه شده است. ابتدا شبیه سازی ها با شرایط اولیه $\eta = [25 \ 25 \ 40]^T \text{ deg}$ در دو حالت انجام گرفته

$$d(t) = \begin{bmatrix} 0.1\sin(0.1t) \\ 0.2\sin(0.2t) \\ 0.3\sin(0.2t) \end{bmatrix}$$

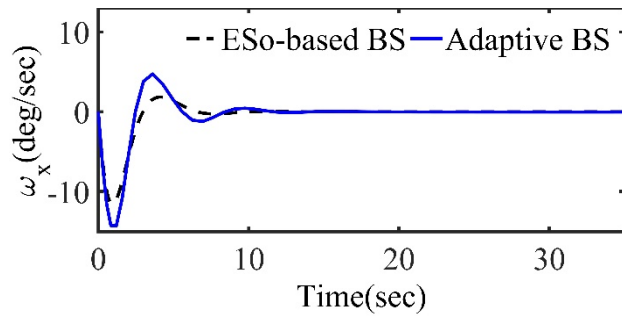
است. در حالت اول، اغتشاش سیستم وارد شده و این مدل اغتشاش با فرکانس های معلوم، اما دامنه های نامعلوم به کنترل کننده گام به عقب تعریف می شود. در حالت دوم، مدل اغتشاش عوض می شود و در آن ضمن تغییر دامنه و فرکانس ها، اغتشاش ثابت نیز به مدل اغتشاش اضافه می شود. توجه شود که در ادامه شبیه سازی ها کنترل کننده گام به عقب تطبیقی که با همان مدل اغتشاش اول طراحی شده است در معرض اغتشاش دوم قرار می گیرد. با این کار وابستگی کنترل کننده به تغییر در مدل اغتشاش بررسی می شود.

$$d(t) = \begin{bmatrix} 0.2\cos(0.5t) + 0.3 \\ 0.2\sin(0.5t) + 0.2\cos(0.5t) \\ 0.5\sin(0.5t) \end{bmatrix}$$

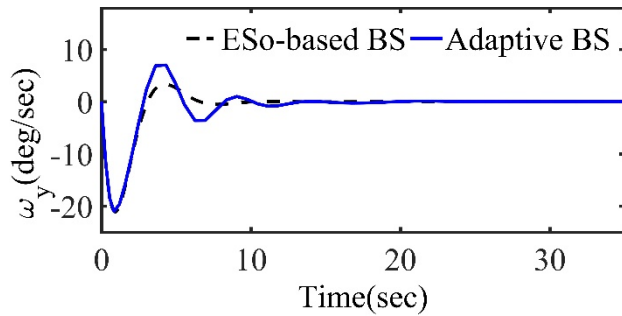
اغتشاش به عنوان اغتشاش دوم به سیستم وارد می شود. در ادامه شبیه سازی ها برای حالت دوم با شرایط اولیه متفاوت و با در نظر گرفتن ۳۰٪ نامعینی در ماتریس اینرسی انجام گرفته است.

مقادیر عددی پارامترهای شبیه سازی برای کنترل کننده گام به عقب تطبیقی $k_1 = 0.7$ ، $k_2 = 0.1$ ، $\Gamma_{di} = 1$ انتخاب شد. برای کنترل کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته، $\beta_{02} = 5I$ ، $\beta_{01} = I$ ، $k_2 = 1$ ، $k_1 = 0.1$ ، $\delta_0 = 0.2$ ، $\varphi_0 = 0.25$ انتخاب شد. در زیر ابتدا به مرور نتایج حاصل از شبیه سازی در حالت اول اغتشاش پرداخته می شود.

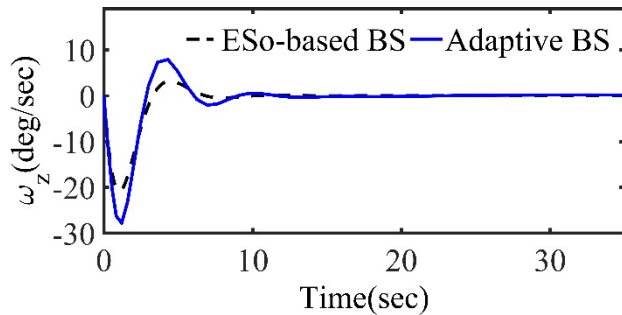
شکل های ۲ و ۳ مقایسه وضعیت فضاپیما و سرعت های زاویه ای را در حالت اول با استفاده از کنترل کننده های گام به عقب تطبیقی و گام به عقب بر مبنای مشاهده گر حالت توسعه یافته نشان می دهند. همان طور که در این شکل ها مشاهده می شود،



(الف)



(ب)



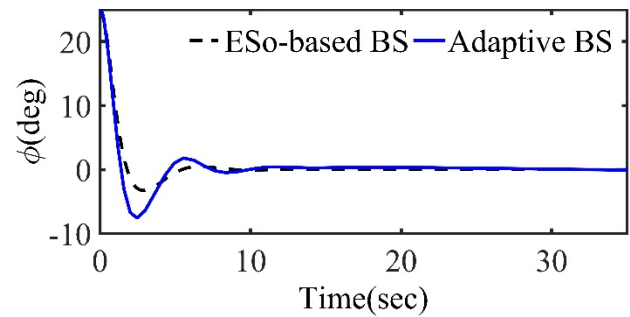
(ج)

شکل ۳- مقایسه سرعت‌های زاویه‌ای دو کنترل‌کننده با مدل اغتشاش اول

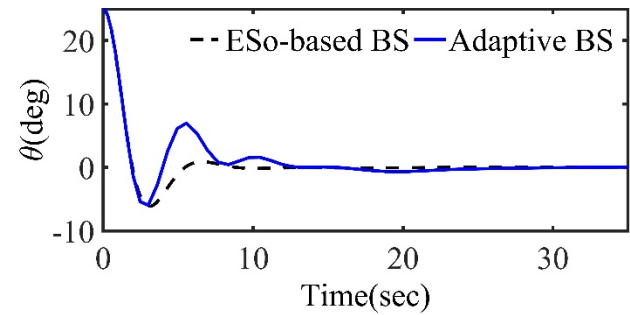
توجه شود که باید ساختار مدل اغتشاش با فرکانس‌های معلوم اما پارامترهای نامعلوم برای کنترل تطبیقی از پیش تعریف شده باشد در حالی که روش مبتنی بر مشاهده‌گر به هیچ‌گونه اطلاعات قبلی از مدل اغتشاش نیاز ندارد.

شکل ۴، تلاش‌های کنترلی دو روش را با هم مقایسه می‌کند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در ثانیه‌های ابتدایی گشتاور نسبتاً زیادی تولید می‌شود که این موضوع به دلیل متفاوت بودن مقادیر اولیه سیگنال مرجع با سیگنال تولیدی است.

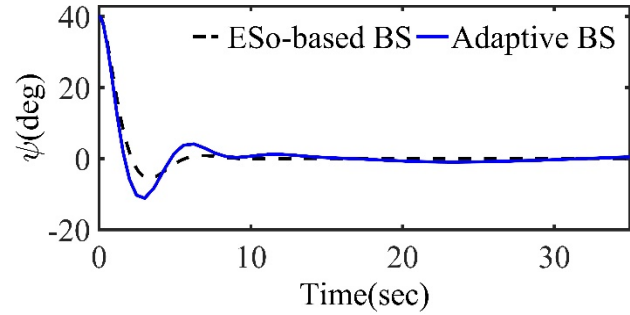
کنترل‌کننده‌های طراحی شده توسط هر دو روش توانسته‌اند تنظیم کامل وضعیت‌های زاویه‌ای را نتیجه دهند. مقایسه نتایج دو روش نشان از عملکرد بهتر کنترل‌کننده مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته است، چرا که در این کنترل‌کننده، مدل اغتشاش به خوبی تخمین زده شده و به کنترل‌کننده تعریف می‌شود. اما در کنترل گام به عقب تطبیقی، هدف کنترل‌کننده صرفاً پایداری سیستم است و تخمین دقیق‌تری از پارامترهای نامعلوم مدل اغتشاش ندارد.



(الف)



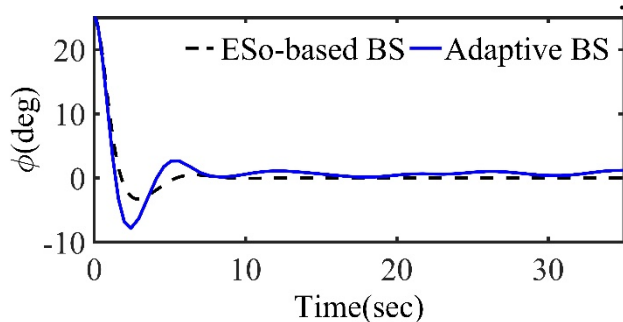
(ب)



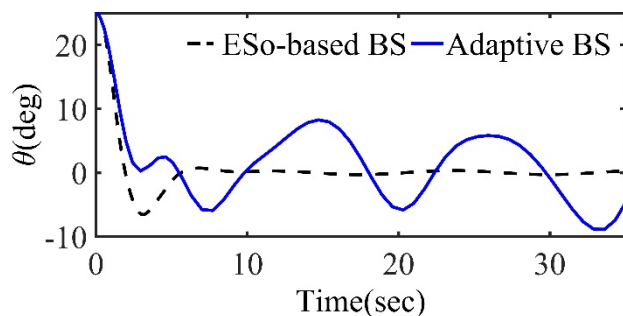
(ج)

شکل ۲- مقایسه تنظیم وضعیت دو کنترل‌کننده با مدل اغتشاش اول

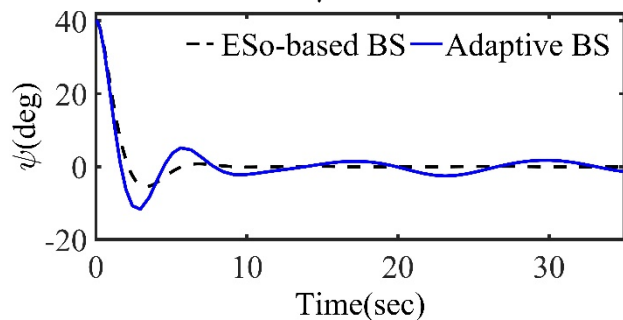
دلیل دارا بودن خاصیت تخمین اغتشاش توانسته به خوبی بر اغتشاشات موجود غلبه و وضعیت را با کمترین خطا تنظیم کند.



(الف)

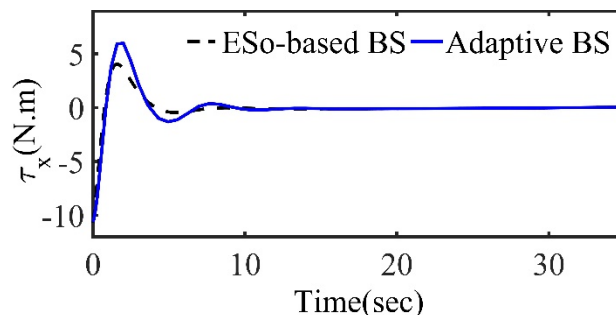


(ب)

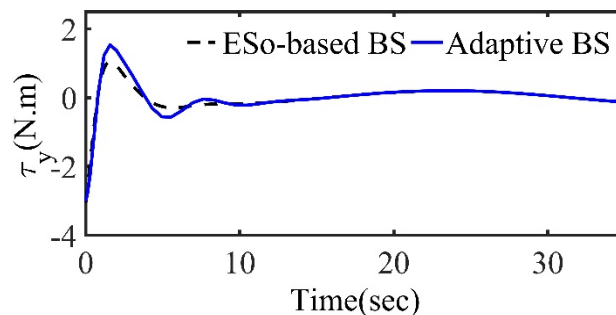


(ج)

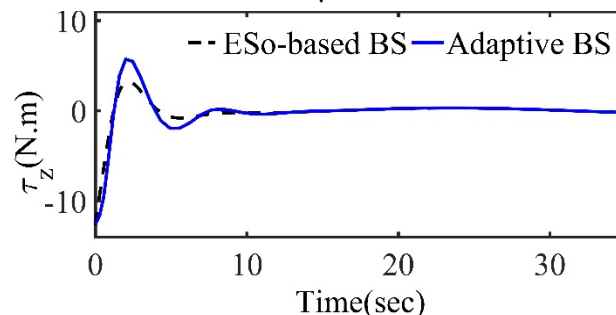
شکل ۵- مقایسه تنظیم وضعیت دو کنترل‌کننده با مدل اغتشاش دوم



(الف)



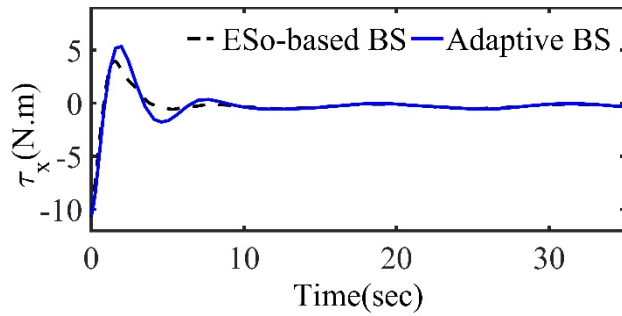
(ب)



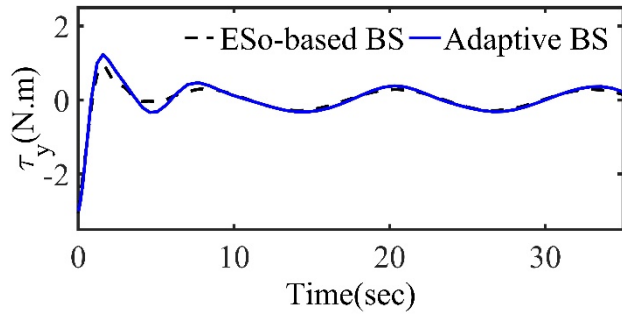
(ج)

شکل ۴- مقایسه گشتاورهای کنترلی دو کنترل‌کننده با مدل اغتشاش اول

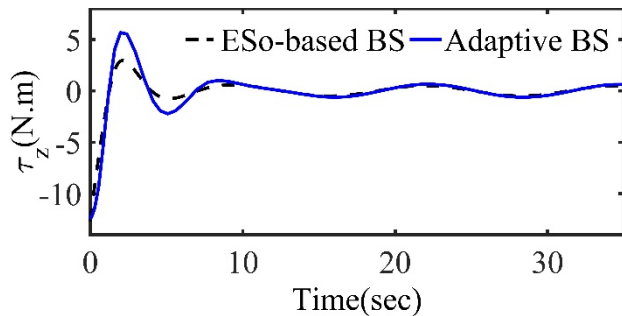
در ادامه، به بررسی نتایج به دست آمده از تغییر گشتاور اغتشاشی در کنترل‌کننده‌ها پرداخته می‌شود. شکل‌های ۵ و ۶ به ترتیب نمودارهای تنظیم وضعیت فضاپیما با استفاده از کنترل‌کننده‌های گام به عقب تطبیقی و گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته را در حضور مدل اغتشاش جدید نشان می‌دهند. همان‌طور که از این نمودارها پیداست، عملکرد کنترل‌کننده گام به عقب تطبیقی در تنظیم وضعیت کاهش می‌یابد و به دلیل عدم تعریف مدل اغتشاش برای کنترل‌کننده گام به عقب تطبیقی، تنظیم وضعیت فضاپیما دارای خطا است اما کنترل‌کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته به



(الف)

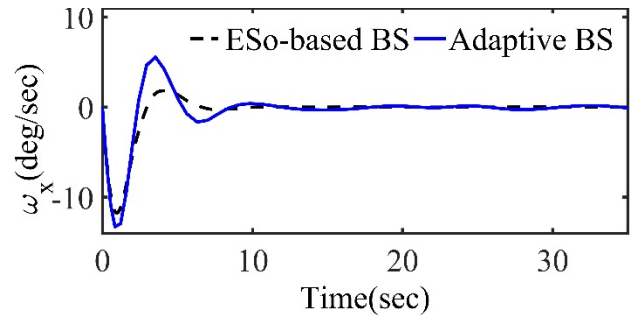


(ب)

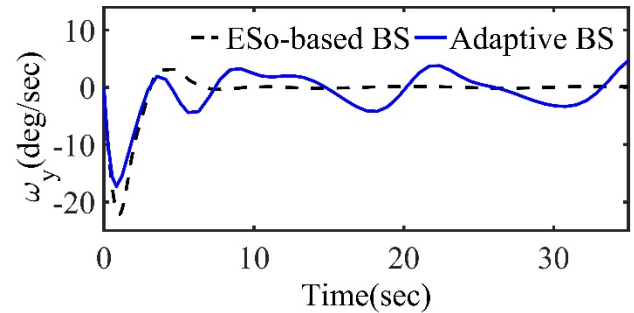


(ج)

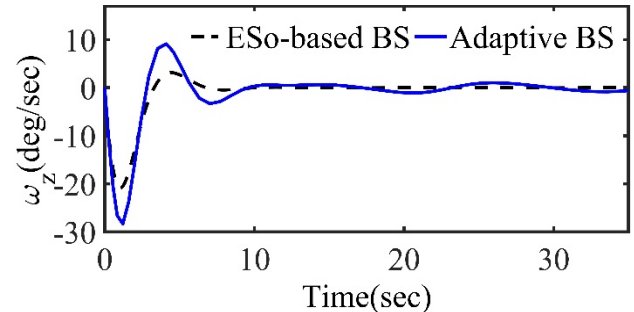
شکل ۷- مقایسه گشتاورهای کنترلی دو کنترل کننده با مدل اغتشاش دوم



(الف)



(ب)



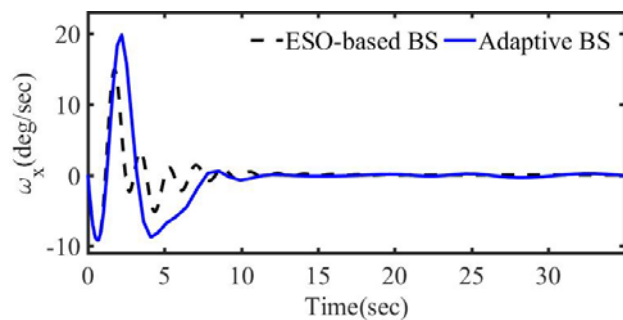
(ج)

شکل ۶- مقایسه سرعت‌های زاویه‌ای دو کنترل کننده با مدل اغتشاش دوم

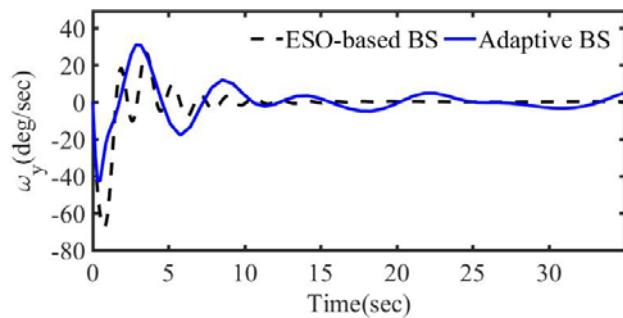
شکل ۷، به ترتیب گشتاور کنترلی کنترل کننده‌ها را نشان می‌دهد. همان‌طور که قبلاً ذکر شد، بالا بودن این گشتاور در لحظات ابتدایی به دلیل متفاوت بودن شرایط اولیه سیگنال‌های مرجع و تولیدی است.

در ادامه برای حالت دوم، با در نظر گرفتن ۳۰٪ نامعینی در ماتریس اینرسی و در شرایط اولیه‌ای متفاوت با دو حالت قبل با $\eta = [40 \ 60 \ 120]^T \text{ deg}$ شبیه‌سازی‌ها برای دو کنترل کننده انجام شد. نتایج این شبیه‌سازی‌ها در شکل‌های ۸ تا ۱۰ ارائه شده است. با توجه به این نتایج در شرایط اولیه متفاوت و با وجود عدم قطعیت در ماتریس اینرسی، کنترل کننده گام به عقب

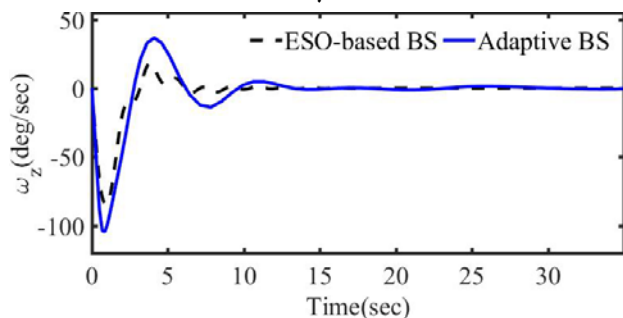
مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته نتایج خوبی نسبت به کنترل کننده گام به عقب تطبیقی از خود نشان داد.



(الف)

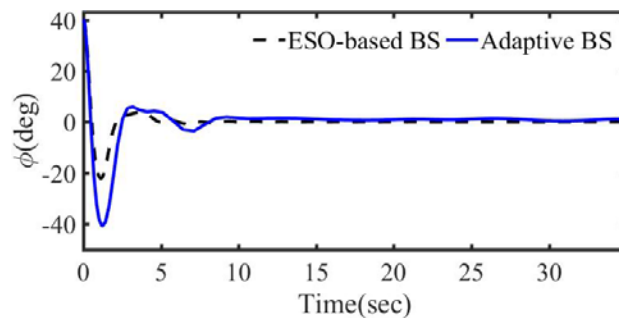


(ب)

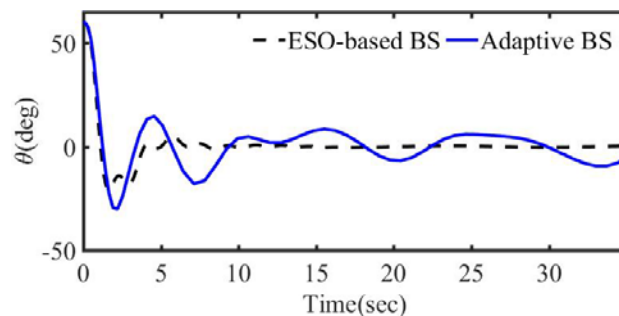


(ج)

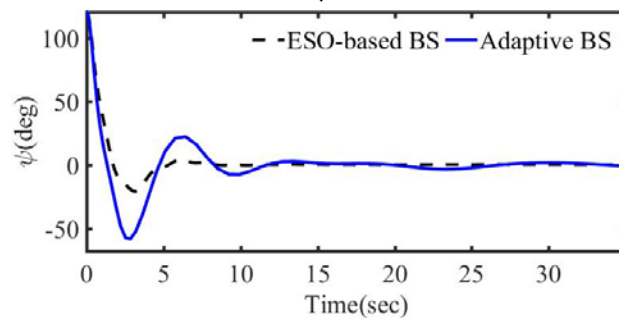
شکل ۹- مقایسه سرعت های زاویه ای دو کنترل کننده با مدل اغتشاش دوم و نامعینی در ماتریس اینرسی



(الف)

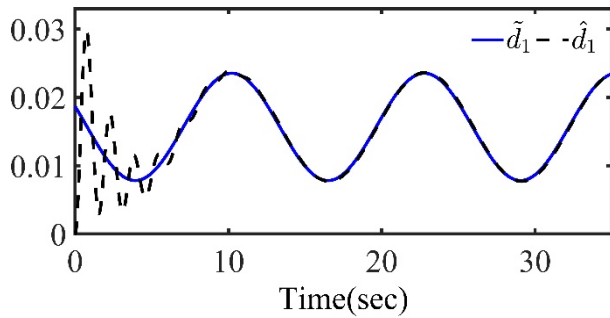


(ب)

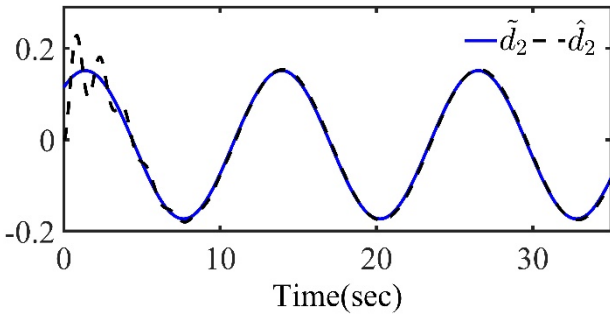


(ج)

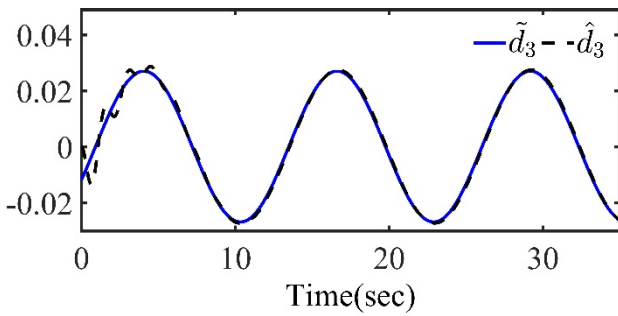
شکل ۸- مقایسه تنظیم وضعیت دو کنترل کننده با مدل اغتشاش دوم و نامعینی در ماتریس اینرسی



(الف)



(ب)

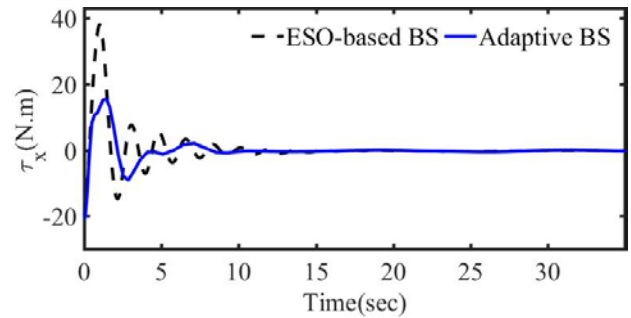


(ج)

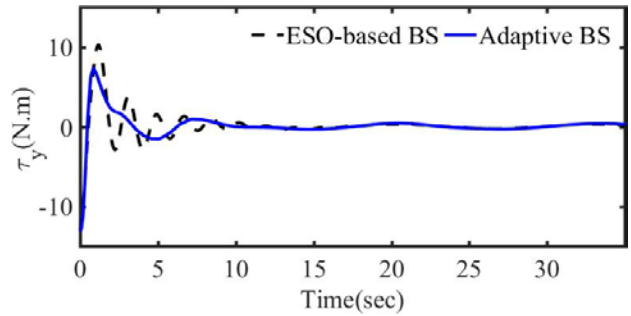
شکل ۱۱- مقایسه مدل اغتشاش دوم و تخمین آن توسط مشاهده گر حالت توسعه یافته

۶- نتیجه گیری

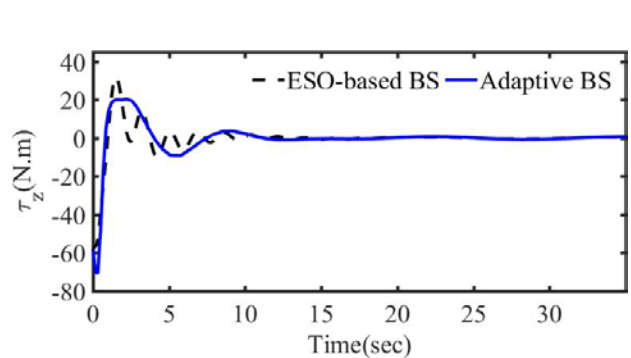
در این مقاله به مقایسه عملکرد دو کنترل کننده رد اغتشاش بر پایه روش گام به عقب برای فضای پدیده پرداخته شد. کنترل کننده گام به عقب تطبیقی اغتشاشات خارجی را به صورت تطبیقی تخمین زده و اثر آن‌ها را خنثی می‌کند. در این کنترل کننده فرکانس اغتشاش معلوم در نظر گرفته می‌شود اما دامنه اغتشاش نامعلوم است که توسط پارامتر تطبیق تخمین زده می‌شود. در کنترل کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته، ابتدا کنترل کننده گام به عقب استاندارد بدون در نظر گرفتن اغتشاش طراحی می‌شود، سپس از یک مشاهده گر



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۱۰- مقایسه گشتاورهای کنترلی دو کنترل کننده با مدل اغتشاش دوم و نامعینی در ماتریس اینرسی

شکل ۱۱، تخمین گشتاور اغتشاشی دوم وارد شده به سیستم توسط مشاهده گر حالت توسعه یافته را نمایش می‌دهد. با توجه به اینکه شرایط اولیه مشاهده گر متفاوت است، در لحظات ابتدایی نتایج تخمین اندکی خطا دارد ولی مشاهده گر توانسته به سرعت تخمین دقیقی از اغتشاش را به دست آورد و بردار گشتاور اغتشاشی تولید شده را به خوبی تخمین بزند.

- Control, Automation and Systems, vol. 14, no. 2, pp. 411-424, 2016.
- [3] M. Malekzadeh and B. Shahbazi, "Robust attitude control of spacecraft simulator with external disturbances," *International Journal of Engineering*, vol. 30, no. 4, pp. 567-574, 2017.
- [4] M. Malekzadeh, "Robust control of spacecraft: application to an actuated simulator," *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 16, pp. 896-903, 2018.
- [5] H. Bang, M.-J. Tahk, and H.-D. Choi, "Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation," *Control engineering practice*, vol. 11, no. 9, pp. 989-997, 2003.
- [6] Z. Chen and J. Huang, "Attitude tracking and disturbance rejection of rigid spacecraft by adaptive control," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 54, no. 3, pp. 600-605, 2009.
- [7] Y. Xia, Z. Zhu, M. Fu, and S. Wang, "Attitude tracking of rigid spacecraft with bounded disturbances," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 58, no. 2, pp. 647-659, 2010.
- [8] C. Zhong, Z. Chen, and Y. Guo, "Attitude control for flexible spacecraft with disturbance rejection," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 53, no. 1, pp. 101-110, 2017.
- [9] X. Yao, G. Tao, and R. Qi, "Adaptive actuator failure compensation and disturbance rejection scheme for spacecraft," *Journal of Systems Engineering and Electronics*, vol. 25, no. 4, pp. 648-659, 2014.
- [10] W.-H. Chen, "Disturbance observer based control for nonlinear systems," *IEEE/ASME transactions on mechatronics*, vol. 9, no. 4, pp. 706-710, 2004.
- [11] D. Lee, "Nonlinear disturbance observer-based robust control of attitude tracking of rigid spacecraft," *Nonlinear Dynamics*, vol. 88, pp. 1317-1328, 2017.
- [12] Q. Li, J. Yuan, B. Zhang, and H. Wang, "Disturbance observer based control for spacecraft proximity operations with path constraint," *Aerospace Science and Technology*, vol. 79, pp. 154-163, 2018.
- [13] Y. Wang and Y. Jia, "Fixed-time Attitude Stabilization for Spacecraft Based on Active Disturbance Rejection Method," in *2021 40th Chinese Control Conference (CCC)*, 2021: IEEE, pp. 7718-7723.
- [14] C. Zhang, J. He, L. Duan, and Q. Kang, "Design of an active disturbance rejection control for drag-free satellite," *Microgravity Science and Technology*, vol. 31, pp. 31-48, 2019.
- [15] K. Xia, Y. Eun, T. Lee, and S.-Y. Park, "Integrated adaptive control for spacecraft attitude and orbit tracking using disturbance observer," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 22, pp. 936-947, 2021.
- [16] Y. Zhu, L. Guo, J. Qiao, and W. Li, "An enhanced

حالت توسعه یافته برای تخمین اغتشاش استفاده می شود. با استفاده از یک قانون فیدبک پیش خور اغتشاشات تخمین زده شده توسط کنترل کننده خنثی می شود.

برای آنکه عملکرد دو کنترل کننده مقایسه شود، سه حالت بررسی شد. در حالت اول یک اغتشاش سینوسی به سیستم وارد شد و فرکانس اغتشاش در کنترل کننده گام به عقب تطبیقی معلوم در نظر گرفته شد. در حالت دوم فرض شد که هیچ اطلاعاتی از اغتشاش در دست نیست. مدل اغتشاش عوض شد و اغتشاش ثابت و سینوسی به سیستم وارد شد ولی در کنترل کننده گام به عقب فرکانس اغتشاش تغییر داده نشد. در حالت سوم با مدل اغتشاش نامعلوم، عدم قطعیت در ماتریس اینرسی نیز در نظر گرفته شد و شبیه سازی ها برای دو کنترل کننده در شرایط اولیه متفاوت انجام گرفت.

با توجه به نمودارهای ارائه شده مشاهده شد که هر دو کنترل کننده طراحی شده گام به عقب تطبیقی و گام به عقب مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته در حالت اول تنظیم وضعیت فضاپیما را با دقت بالا و نزدیک به هم انجام دادند. هر چند دقت کنترل کننده مبتنی بر مشاهده گر بهتر ملاحظه شد اما در حالت دوم و سوم کنترل کننده های طراحی شده توسط این دو روش عملکرد متفاوتی از خود نشان دادند. عملکرد کنترل کننده گام به عقب تطبیقی در حالتی که مدل اغتشاش تغییر کرد تضعیف شد ولی کنترل کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته به خوبی هدف کنترل را دنبال کرد. بنابراین با توجه به نتایج شبیه سازی می توان نتیجه گرفت که روش کنترل گام به عقب مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته در شرایطی که هیچ اطلاعاتی از اغتشاش در دسترس نیست و عدم قطعیت در ماتریس اینرسی وجود دارد دارای دقت بسیار خوبی است.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] Y. Huang and W. Xue, "Active disturbance rejection control: Methodology and theoretical analysis," *ISA transactions*, vol. 53, no. 4, pp. 963-976, 2014.
- [2] C. Pukdeboon, "Output feedback second order sliding mode control for spacecraft attitude and translation motion," *International Journal of*

- anti-disturbance attitude control law for flexible spacecrafts subject to multiple disturbances," *Control Engineering Practice*, vol. 84, pp. 274-283, 2019.
- [17] M. Krstic, P. V. Kokotovic, and I. Kanellakopoulos, *Nonlinear and adaptive control design*. John Wiley & Sons, Inc., 1995.
- [18] Y. Huang and J. Han, "Analysis and design for the second order nonlinear continuous extended states observer," *Chinese science bulletin*, vol. 45, pp. 1938-1944, 2000.
- [19] 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.



COPYRIGHTS

© 2024 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/>)