

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

سمیه جمشیدی^۱، مهدی میرزایی^{۲*}

۱- دانشجوی دکتری مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند، شهر جدید سهند، so_jamshidi98@sut.ac.ir

۲- استاد مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند، Mirzaei@sut.ac.ir

چکیده

این مقاله به مقایسه کنترل وضعیت فضاپیما در حضور گشتاور اغتشاشی با استفاده از دو کنترل کننده گام به عقب تطبیقی و گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه یافته می‌پردازد. در ابتدا کنترل کننده 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 کنترل کننده 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 شبیه سازی برای دو مدل اغتشاش متفاوت نشان می‌دهد که کنترل کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه یافته در شرایطی که هیچ اطلاعاتی از اغتشاش در دسترس نیست نتایج بسیار خوبی نسبت به کنترل کننده گام به عقب تطبیقی نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: فضاپیما - رد اغتشاش - کنترل گام به عقب - مشاهده‌گر حالت توسعه یافته - کنترل تطبیقی

۱- مقدمه

سیستم کنترل وضعیت فضاپیما معمولاً تحت تأثیر اغتشاشات و عدم قطعیت‌هایی مانند خطاهای دینامیکی غیرخطی، تغییرات پارامتریک سیستم، خطاهای دینامیکی مدل نشده و گشتاور اغتشاشی ناشی از محیط خارجی قرار می‌گیرد [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 می‌تواند عملکرد سیستم را حفظ کند. رویکردهای طراحی کنترل زبادی 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 کننده‌هایی در حل مسئله اغتشاش طراحی محافظه کارانه آن‌ها است. بسیاری از روش‌های کنترل مقاوم موجود نیاز به دانش اولیه از برخی ویژگی‌های اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها دارند. به طور کلی، در طراحی کنترل کننده‌های 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 کننده‌ی پس‌خور به طور غیر فعال تأثیر اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها را بر خروجی کاهش می‌دهد، 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 می‌کنند که باعث صرفه جویی در انرژی کنترل می‌شود. در روش تطبیقی، اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها به طور جداگانه توسط پارامترهای تطبیقی تخمین زده می‌شوند و کنترل کننده به گونه‌ای طراحی می‌شود که اثرات آنها را خنثی کند. کنترل تطبیقی در برخورد با اغتشاشات کاملاً مؤثر است و کاربردهای گسترده‌ای در عمل 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. در [۹] کنترل گام به عقب تطبیقی برای تخمین رد اغتشاش و خرابی عملگر در سیستم فضاپیما استفاده می‌شود. پارامترهای اغتشاش و خرابی عملگر به طور تطبیقی برآورد و جبران می‌شوند.

یکی از روش‌های رد اغتشاش، استراتژی کنترل مبتنی بر مشاهده‌گر اغتشاش است [۱۰-۱۲]. این روش با طراحی دو مرحله‌ای توانایی کنترل در تضعیف اغتشاش را افزایش می‌دهد. روند حل مسئله رد اغتشاش در این روش به نحوی است که ابتدا با اندازه گیری ورودی و خروجی سیستم، اغتشاشات توسط مشاهده‌گر تخمین زده می‌شود و سپس اثر آن در فرآیند کنترل خنثی می‌شود. در [۱۱] یک رویکرد کنترل ترکیبی شامل مشاهده‌گر اغتشاش غیرخطی و کنترل ردیابی مجانبی برای سیستم فضاپیما صلب در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها استفاده شده است. اغتشاشات توسط مشاهده‌گر اغتشاش غیرخطی تخمین زده می‌شود و از طریق پیشخور جبران می‌شود. در [۱۲] برای قرار ملاقات یک فضاپیما تعقیب کننده و لنگر انداختن با یک فضاپیما هدف در فضا از کنترل بازخورد غیرخطی استفاده شده است که برآورد اغتشاشات خارجی توسط یک مشاهده‌گر اغتشاش غیرخطی صورت می‌گیرد.

یک استراتژی شناخته شده که در عمل و ادبیات رایج است، کنترل رد اغتشاش فعال (ADRC) می‌باشد [۱۳-۱۶]. این رویکرد به دلیل عملکرد رضایت‌بخش در عمل و امکان سنجی موفق است. در این ایده، اغتشاشات خارجی، عدم قطعیت‌ها، خطاهای مدل سازی، غیرخطی‌ها و ... به عنوان یک اغتشاش توده‌ای در نظر گرفته می‌شوند. کنترل رد اغتشاش فعال از یک مشاهده‌گر حالت توسعه یافته (ESO) استفاده می‌کند، که مسئله طراحی مشاهده‌گر اغتشاش را به عنوان یک مسئله طراحی مشاهده‌گر حالت در نظر می‌گیرد. مشاهده‌گر حالت توسعه یافته همراه با حالت‌های سیستم، اثر اغتشاشات توده‌ای را به صورت یکپارچه تخمین می‌زند که علاوه بر رد اغتشاش، حالت‌های سیستم را نیز تخمین می‌زند. در [۱۴] برای یک فضاپیما بدون درگ، کنترل جداسازی اغتشاش مبتنی بر کنترل رد اغتشاش فعال در قالب یک تابع انتقال گسترش یافته است. ساختار کنترل رد اغتشاش فعال بر اساس مشاهده‌گر حالت توسعه یافته کاهشی (RESO) طراحی شده است. کیوی شیا و همکاران [۱۵] برای مسئله رد اغتشاش

سیستم است. با ترکیب روابط (۳) و (۴) و در نظر گرفتن اغتشاش خارجی به عنوان گشتاور اغتشاشی کل، رابطه زیر به دست می آید:

$$d(t) = J\dot{\omega} + \dot{h}_w + \omega \times (J\omega + h_w) \quad (۶)$$

در این رابطه، جملات مربوط به عملگر همان گشتاورهای کنترلی می باشند. به عبارت دیگر

$$\tau(t) = \dot{h}_w + \omega \times h_w \quad (۷)$$

بنابراین معادله دینامیک نهایی فضاپیما برابر است با

$$J\dot{\omega} = -\omega \times (J\omega) + \tau(t) + d(t) \quad (۸)$$

با در نظر گرفتن متغیرهای حالت به صورت $x_1 = \eta$ و $x_2 = \omega$ و زوایای اوپلر به عنوان خروجی سیستم، معادلات فضای حالت فضاپیما از روابط (۱) و (۸) به صورت زیر بدست می آید:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2(x_1, x_2) + g_2\tau(t) + g_2d(t) \end{aligned} \quad (۹)$$

$$y = x_1$$

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

$$\begin{aligned} f_1(x_1) &= R^{-1} \\ f_2(x_1, x_2) &= J^{-1}(-\omega \times (J\omega)) \\ g_2 &= J^{-1} \end{aligned} \quad (۱۰)$$

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 می پردازیم 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 می باشد [۹]. بنابراین هر یک از مؤلفه های $d_i(t)$ را می توان به صورت زیر بیان کرد.

$$d_i(t) = c_{i0} + \sum_{j=1}^{n_i} c_{ij} \sin(\omega_{ij}t + \gamma_{ij}) = \quad (۱۱)$$

$$c_i + \sum_{j=1}^{n_i} a_{ij} \sin \omega_{ij}t + \sum_{j=1}^{n_i} b_{ij} \cos \omega_{ij}t$$

c_i ، a_{ij} و b_{ij} دامنه های نامعلوم، γ_{ij} زاویه فاز نامعلوم و ω_{ij} فرکانس معلوم می باشد.

مدل اغتشاش (۱۱) را می توان به فرم زیر بیان کرد:

$$d_i(t) = \theta_{di}^{*T} \varpi_{di}(t) \quad (۱۲)$$

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

$$\theta_{di}^{*T} = [c_{i0}, a_{i1}, \dots, a_{in_i}, b_{i1}, \dots, b_{in_i}]^T \quad (۱۳)$$

فضاپیما یک استراتژی کنترل گام به عقب طراحی کردند که یک مشاهده گر اغتشاش برنامه ریزی شده را برای عدم قطعیت های دینامیکی با یک الگوریتم تطبیقی برای لغو خطای مشاهده گر ترکیب می کند. آن ها همچنین نتایج به دست آمده از شبیه سازی ها را بر روی شبیه ساز فضاپیما پیاده سازی کردند. در [۱۶] از ترکیب کنترل مبتنی بر مشاهده گر اغتشاش و کنترل رد اغتشاش فعال برای حل مسئله رد اغتشاش در فضاپیماهای انعطاف پذیر استفاده شده است. از کنترل مبتنی بر مشاهده گر اغتشاش برای تخمین اغتشاش ناشی از ارتعاش انعطاف پذیر 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 مشاهده گر حالت توسعه یافته طراحی و مقایسه شده اند. در ابتدا کنترل کننده گام به عقب تطبیقی طراحی می شود. در این روش ساختار مدل اغتشاش معلوم ولی پارامترهای آن نامعلوم فرض می شود. کنترل کننده با تخمین پارامترهای نامعلوم در قالب یک قانون تطبیق به پایداری سیستم کنترلی می پردازد. در روش دیگر کنترل کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته طراحی می شود. در این روش اغتشاشات با مدل کاملا نامعلوم با استفاده از مشاهده گر حالت توسعه یافته تخمین زده می شود و در کنترل کننده اثر آن خنثی می شود. در نهایت نتایج مقایسه عملکرد دو کنترل کننده در حل مسئله اغتشاش ارائه می گردد.

۲- معادلات فضاپیما

برای بیان موقعیت زاویه ای فضاپیما از چندین روش استفاده می شود. یکی از روش ها استفاده از زوایای اوپلر است. زوایای اوپلر با استفاده از روابط زیر از سرعت زاویه ای بدنه به دست می آیند:

$$\dot{\eta} = R^{-1}\omega \quad (۱)$$

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \cos \theta \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (۲)$$

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

ممنتوم زاویه ای کل فضاپیما برابر مجموع ممنتوم زاویه ای بدنه فضاپیما و ممنتوم زاویه ای عملگرها است که مطابق رابطه زیر است:

$$h = J\omega + h_w \quad (۳)$$

در این رابطه J ممان اینرسی بدنه فضاپیما و h_w اندازه حرکت زاویه ای عملگر است. اگر بدنه به همراه عملگرها یک سیستم در نظر گرفته شود، تنها گشتاوری که بر کل سیستم وارد می شود گشتاور اغتشاشی می باشد، بنابراین می توان نوشت

$$\tau_d(t) = \dot{h} + \omega \times h \quad (۴)$$

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

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

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

حال با انتخاب گشتاور کنترلی به صورت

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

معادله (۲۴) به فرم زیر تبدیل می‌شود:

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

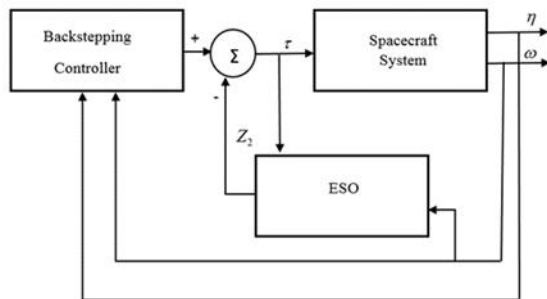
و با انتخاب قانون تطبیق به فرم زیر:

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

و جایگذاری آن‌ها در (۲۶)، $\dot{V}_2 = -k_1 e_1^T e_1 - k_2 e_2^T e_2 \leq 0$ می‌باشد. 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 $\lim_{t \rightarrow \infty} (x_1(t) - x_{1d}(t)) = 0$ می‌باشد، بنابراین هدف کنترلی مطلوب حاصل شد.

۴- کنترل کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر 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 مشاهده‌گر حالت توسعه یافته برای تخمین اغتشاشات طراحی می‌شود و اغتشاشات کل با افزودن یک قانون جبران پیشخور براساس سیگنال تخمین زده شده، جبران می‌شوند.



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

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

۲-۳- استخراج قانون کنترل گام به عقب تطبیقی

در این مقاله هدف از طراحی کنترل کننده، تنظیم وضعیت فضاپیما می‌باشد، به طوری که خروجی به طور مجانی به صفر میل کند. بنابراین خروجی مطلوب x_{1d} برابر با صفر گرفته می‌شود. 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 می‌کنیم که در آن α_1 تابع پایدار ساز می‌باشد [۱۷]. با مشتق گیری از e_1 و در نظر گرفتن رابطه (۹) داریم

$$\dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d} = f_1(x_1)(e_2 + \alpha_1) \quad (15)$$

در ادامه تابع لیاپانوف V_1 به صورت زیر تعریف می‌شود:

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

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 می‌شود:

$$\alpha_1 = f_1^{-1}(x_1) (-k_1 e_1 + \dot{x}_{1d}) \quad (18)$$

که در آن k_1 مقدار ثابت مثبت است، با جایگذاری (۱۸) در (۱۷) دینامیک خطای e_1 به صورت زیر بدست می‌آید

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

روابط (۱۷) و (۱۹) به رابطه زیر منجر می‌شود:

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

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 می‌دهیم، 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 می‌آید:

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

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

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

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 قسمتهای قبل ارائه شد، بر روی

$$J = \begin{bmatrix} 20 & 1.2 & 0.9 \\ 1.2 & 1.7 & 1.4 \\ 0.9 & 1.4 & 15 \end{bmatrix} \text{ فضایی با ماتریس ممان اینرسی}$$

پیاده سازی می شود. نتایج شبیه سازی در شکل های ۲ تا ۸ ارائه شده است. شبیه سازی ها با شرایط اولیه $\eta = [25 \ 25 \ 40] \text{deg}$ در دو حالت انجام گرفته است. در حالت اول اغتشاش

$$d(t) = \begin{bmatrix} 0.1 \sin(0.1t) \\ 0.2 \sin(0.2t) \\ 0.3 \sin(0.2t) \end{bmatrix} \text{ به سیستم وارد شده و این مدل اغتشاش}$$

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 گردد.

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

به عنوان اغتشاش دوم به سیستم وارد می شود. 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 گام به عقب تطبیقی و گام به عقب برمبنای مشاهده گر حالت توسعه یافته نشان می دهند. همانطور که در این شکل ها مشاهده می شود، کنترل کننده های طراحی شده توسط هر دو روش توانسته اند تنظیم کامل وضعیت های زاویه ای را نتیجه دهند. مقایسه نتایج دو روش نشان از عملکرد بهتر کنترل کننده مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته می باشد چرا که در این کنترل کننده مدل اغتشاش به خوبی تخمین زده شده و به کنترل کننده تعریف می شود. اما در کنترل گام به عقب تطبیقی هدف کنترل کننده صرفاً پایدارسازی سیستم است و تخمین دقیق تری از پارامتر های نامعلوم مدل اغتشاش ندارد. توجه شود که بایستی ساختار مدل اغتشاش با فرکانس های معلوم اما پارامترهای نامعلوم برای کنترل تطبیقی از پیش تعریف شده باشد در حالیکه روش مبتنی بر مشاهده گر به هیچگونه اطلاعات قبلی از مدل اغتشاش نیاز ندارد.

۴-۱- کنترل کننده گام به عقب استاندارد

روش طراحی کنترل کننده گام به عقب مشابه روش اول است با این تفاوت که اغتشاشات در معادلات سیستم وارد نمی شوند. 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 گر ها برای تخمین اغتشاشات و عدم قطعیت های سیستم می باشد که یک مشاهده گر با تابع بهره غیر خطی است و شامل متغیر حالت اضافی برای تخمین قسمت مجهول مدل دینامیکی می باشد. برای طراحی مشاهده گر، در معادله دینامیکی سیستم (۸)، گشتاور اغتشاشی را به عنوان متغیر حالت به صورت زیر در نظر می گیریم:

$$\omega = -J^{-1} \omega \times (J \omega) + J^{-1} \tau(t) + \tilde{d}(t) \quad (29)$$

$$\tilde{d}(t) = g(t)$$

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

$$E_0 = Z_1 - \omega$$

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

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

E_0 خطای تخمین مشاهده گر، 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 می باشد بنابراین از آن در قانون کنترل پیشخور برای جبران اغتشاشات وارد شده به سیستم استفاده می شود. $\beta_{01} = \text{diag}[\beta_{011}, \beta_{012}, \beta_{013}]$ و $\beta_{02} = \text{diag}[\beta_{021}, \beta_{022}, \beta_{023}]$ ماتریس های بهره مشاهده گر می باشند و تابع $\text{fal}(\cdot)$ به صورت زیر تعریف می شود [۱۸]:

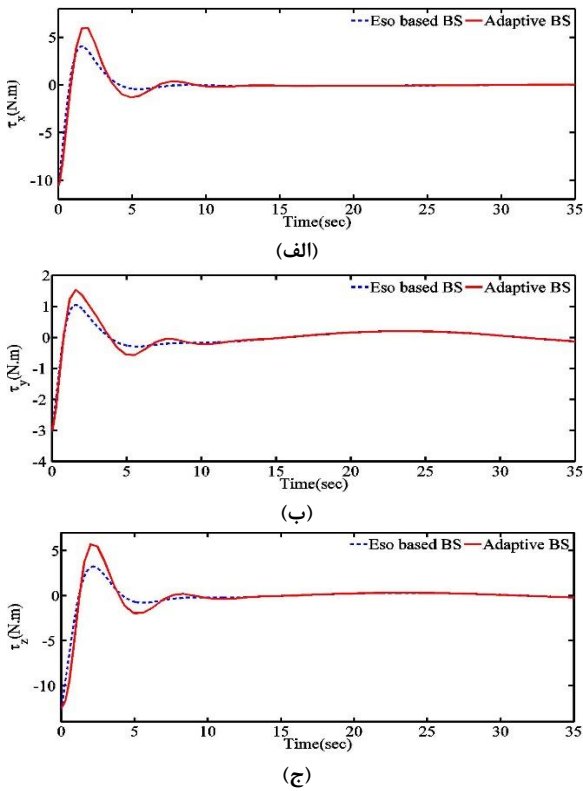
$$\text{fal}(E_0, \varphi_0, \delta_0) = \begin{bmatrix} \text{fal}_1(E_0, \varphi_0, \delta_0) \\ \text{fal}_2(E_0, \varphi_0, \delta_0) \\ \text{fal}_3(E_0, \varphi_0, \delta_0) \end{bmatrix} \quad (31)$$

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

در این رابطه $0 < \varphi_0 \leq 1$ و $0 < \delta_0$ می باشد. با انتخاب مقادیر مناسب $\beta_{01}, \beta_{02}, \varphi_0$ و δ_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 روتنگر حالت توسعه یافته (ESO) قانون کنترلی ارائه شده در (۲۸) به صورت زیر اصلاح می شود:

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

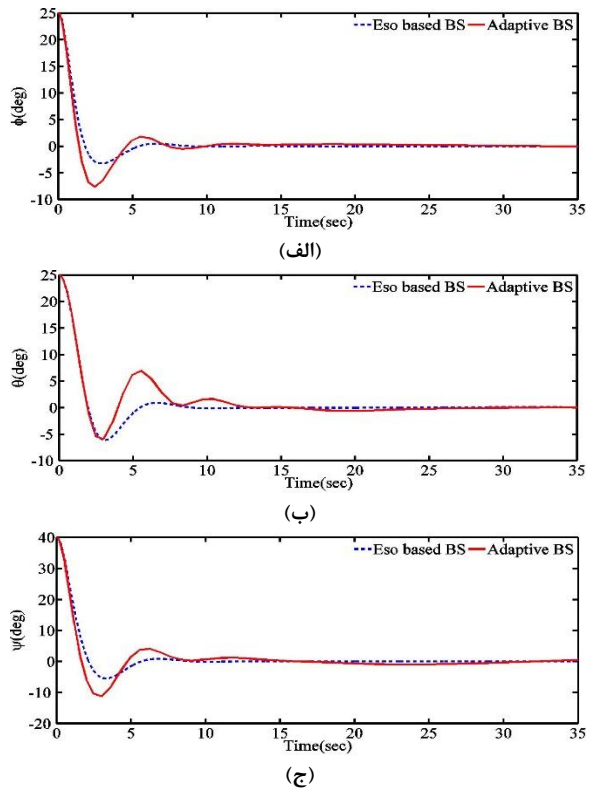
شکل ۴ تلاش‌های کنترلی دو روش را با هم مقایسه می‌کند. همانطور که مشاهده می‌شود در ثانیه‌های ابتدایی گشتاور نسبتاً زیادی تولید می‌گردد که این موضوع به دلیل متفاوت بودن مقادیر اولیه سیگنال مرجع با سیگنال تولیدی است.



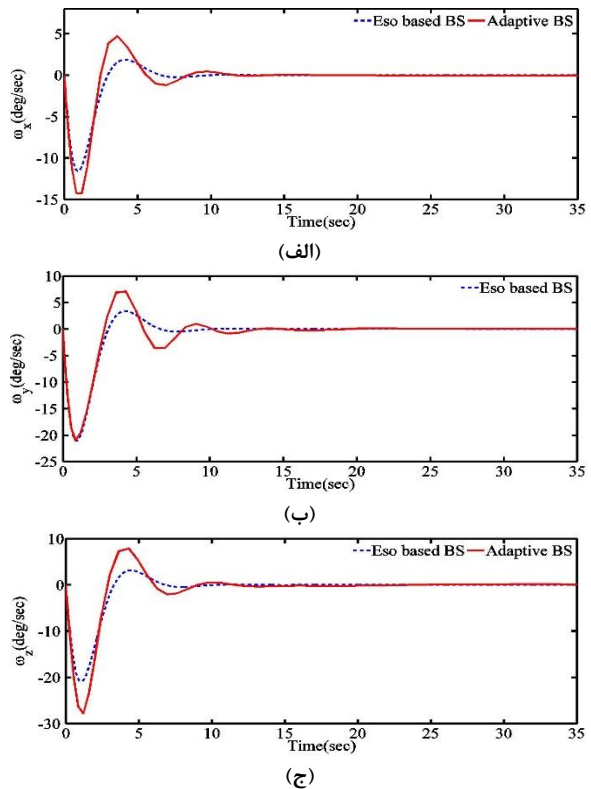
شکل ۴- مقایسه گشتاور کنترلی دو کنترل کننده با مدل اغتشاش اول

در ادامه به بررسی نتایج بدست آمده از تغییر گشتاور اغتشاشی در کنترل کننده‌ها می‌پردازیم. شکل‌های ۵ و ۶ به ترتیب نمودارهای تنظیم وضعیت فضاپیما با استفاده از کنترل کننده‌های گام به عقب تطبیقی و گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه یافته را در حضور مدل اغتشاش جدید نشان می‌دهند.

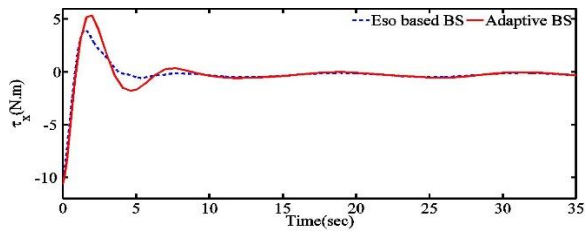
همانطور که از این نمودارها پیداست، عملکرد کنترل کننده گام به عقب تطبیقی در تنظیم وضعیت کاهش می‌یابد و به دلیل عدم تعریف مدل اغتشاش برای کنترل کننده گام به عقب تطبیقی، تنظیم وضعیت فضاپیما دارای خطا می‌باشد اما کنترل کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه یافته به دلیل دارا بودن خاصیت تخمین اغتشاش توانسته به خوبی بر اغتشاشات موجود غلبه و وضعیت را با کمترین خطا تنظیم کند. شکل ۷ به ترتیب گشتاور کنترلی کنترل کننده‌ها را نشان می‌دهد.



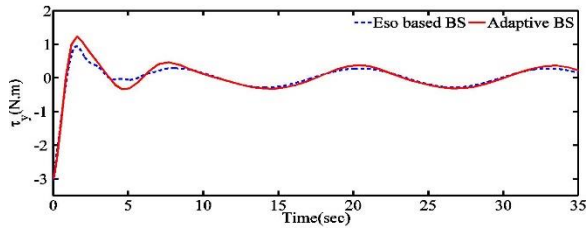
شکل ۲- مقایسه تنظیم وضعیت دو کنترل کننده با مدل اغتشاش اول



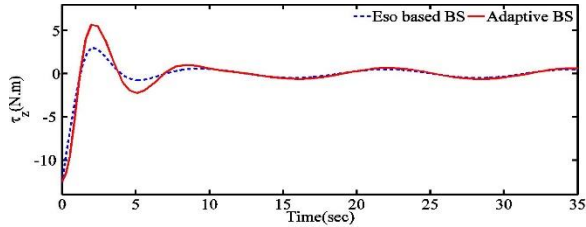
شکل ۳- مقایسه سرعت زاویه ای دو کنترل کننده با مدل اغتشاش اول



(الف)



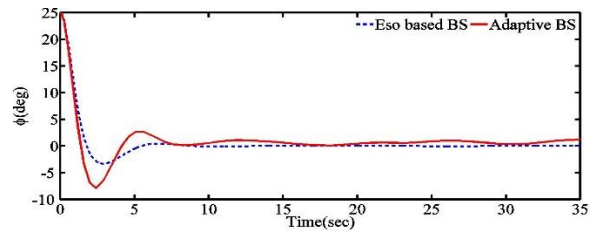
(ب)



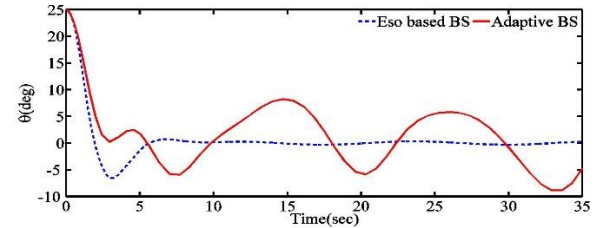
(ج)

شکل ۷- مقایسه گشتاور کنترلی دو کنترل کننده با مدل اغتشاش اول

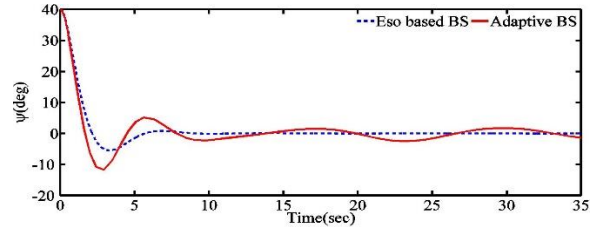
همانطور که قبلاً ذکر شد، بالا بودن این گشتاور در لحظات ابتدایی به دلیل متفاوت بودن شرایط اولیه سیگنال‌های مرجع و تولیدی است. شکل ۸ تخمین گشتاور اغتشاشی وارد شده به سیستم توسط مشاهده‌گر حالت توسعه یافته را نمایش می‌دهد. با توجه به اینکه شرایط اولیه مشاهده‌گر متفاوت است در لحظات ابتدایی نتایج تخمین اندکی خطا دارد ولی مشاهده‌گر توانسته به سرعت تخمین دقیقی از اغتشاش را به دست آورد و بردار گشتاور اغتشاشی تولید شده را به خوبی تخمین بزند.



(الف)

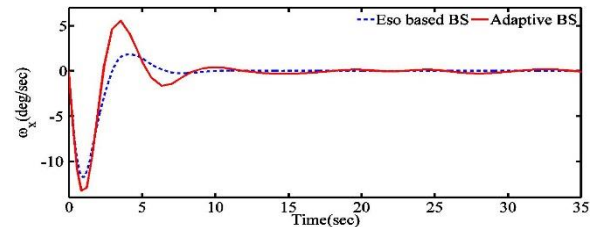


(ب)

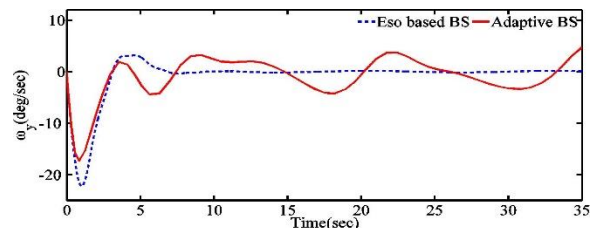


(ج)

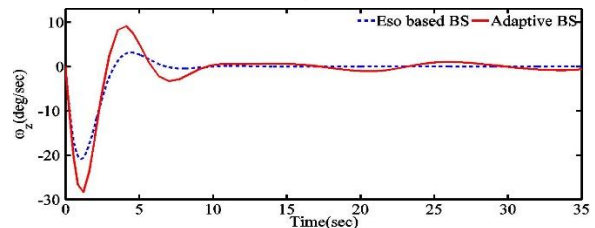
شکل ۵- مقایسه تنظیم وضعیت دو کنترل کننده با مدل اغتشاش دوم



(الف)



(ب)



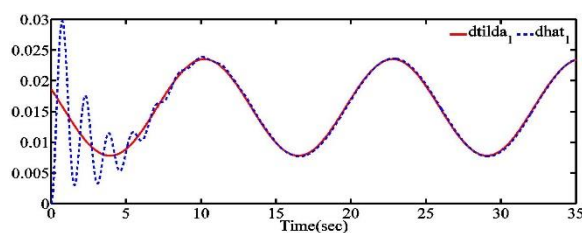
(ج)

شکل ۶- مقایسه سرعت زاویه ای دو کنترل کننده با مدل اغتشاش دوم

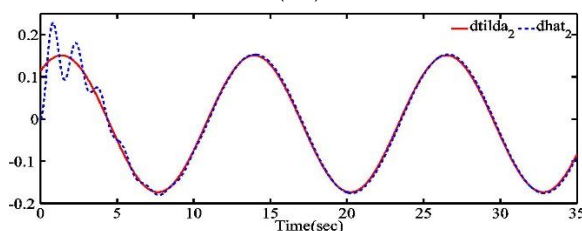
عملکرد متفاوتی از خود نشان دادند. عملکرد کنترل کننده گام به عقب تطبیقی در حالتی که مدل اغتشاش عوض شد تضعیف گردید. ولی کنترل کننده گام به عقب مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته به خوبی هدف کنترل را دنبال کرد. بنابراین با توجه به نتایج شبیه سازی می توان نتیجه گرفت که روش کنترل گام به عقب مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته در شرایطی که هیچ اطلاعاتی از اغتشاش در دسترس نیست دارای دقت بسیار خوبی است.

۷- مراجع

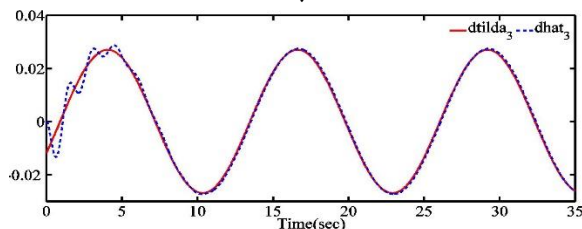
- [1] Yi Huang, Wenchao Xue, "Active disturbance rejection control: Methodology and theoretical analysis", ISA Transactions, Volume 53, Issue 4, pp. 963-976, 2014.
- [2] Chutiphon Pukdeboon, "Output Feedback Second Order Sliding Mode Control for Spacecraft Attitude and Translation Motion", International Journal of Control, Automation and Systems, 411-424, 2016.
- [3] M. Malekzadeh, B. Shahbazi, "Robust Attitude Control of Spacecraft Simulator with External Disturbances", IJE Transaction A: Basics, Vol. 30, No. 4, pp. 567-574, April 2017.
- [4] Malekzadeh, M. "Robust Control of Spacecraft: Application to an Actuated Simulator". Int. J. Control Autom. Syst. **16**, 896-903, 2018.
- [5] Hyochoong Bang, Min-Jea Tahka, Hyung-Don Choib, "Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation, Control Engineering Practice", Volume 11, Issue 9, pp. 989-997, 2003.
- [6] Zhiyong Chen and Jie Huang, "Attitude Tracking and Disturbance Rejection of Rigid Spacecraft by Adaptive Control", IEEE Transactions On Automatic Control, vol. 54, no. 3, pp. 600-605, March 2009.
- [7] Yuanqing Xia, Zheng Zhu, Mengyin Fu, and Shuo Wang, "Attitude Tracking of Rigid Spacecraft With Bounded Disturbances", IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 58, no. 2, pp. 647-659, Feb. 2011.
- [8] Chenxing Zhong, Zhiyong Chen, and Yu Guo, "Attitude Control for Flexible Spacecraft with Disturbance Rejection", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 53, no. 1, pp. 101-110, Feb. 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, Aug. 2014.
- [10] Wen-Hua Chen, "Disturbance Observer Based Control for Nonlinear Systems", IEEE/ASME Transactions On Mechatronics, vol. 9, no. 4, pp. 706-710, Dec. 2004.
- [11] Daero Lee, "Nonlinear disturbance observer-based robust control of attitude tracking of rigid spacecraft", Nonlinear Dyn, 88, 1317-1328, 2017.
- [12] Qi Li, Jianping Yuan, Bo Zhang, Huan Wang, "Disturbance observer based control for spacecraft proximity operations with path constraint", Aerospace Science and Technology, vol. 79, 2018, Pages 154-163, ISSN 1270-9638.
- [13] Y. Wang and Y. Jia, "Fixed-time Attitude Stabilization for Spacecraft Based on Active Disturbance Rejection Method", 2021 40th Chinese Control Conference (CCC), pp. 7718-7723, 2021.
- [14] Chu Zhang, Jianwu He, Li Duan, Qi Kang, "Design of an Active Disturbance Rejection Control for Drag-Free Satellite", Microgravity Science and Technology, vol. 31, pp. 31-48, 2018.



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۸- 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 ما برداشته شد. کنترل کننده گام به عقب تطبیقی اغتشاشات خارجی را به صورت تطبیقی تخمین زده و اثر آن ها را خنثی می کند. در این کنترل کننده فرکانس اغتشاش معلوم در نظر گرفته می شود اما دامنه اغتشاش نامعلوم است. که توسط پارامتر تطبیق تخمین زده می شود.

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 می شود سپس از یک مشاهده گر حالت توسعه یافته برای تخمین اغتشاش استفاده می شود. با استفاده از یک قانون فیدبک پیشخور اغتشاشات تخمین زده شده توسط کنترل کننده خنثی می شود.

برای آنکه عملکرد دو کنترل کننده مقایسه شود دو 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.

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 فضای ما را با دقت بالا و نزدیک به هم انجام دادند. هر چند دقت کنترل کننده مبتنی بر مشاهده گر بهتر ملاحظه گردید اما در حالت دوم کنترل کننده های طراحی شده توسط این دو روش

- [15] Kewei Xia, Youngho Eun, Taeyang Lee, Sang-Young 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] Yukai Zhu, Lei Guo, Jianzhong Qiao, Wenshuo Li, "An enhanced anti-disturbance attitude control law for flexible spacecrafts subject to multiple disturbances", *Control Engineering Practice*, vol. 84, pp. 274-283, March 2019.
- [17] Krstić, M., Kanellakopoulos, I., and Kokotović, P. V. *Nonlinear and Adaptive Control Design*. New York: Wiley, 1995.
- [18] 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.