

کنترل جرثقیل هوایی دو درجه آزادی توسط کنترل کننده مدلغزشی تطبیقی

دنیا نوجوانزاده^۱، دانش‌آموخته کارشناسی ارشد، محمدعلی بادامچی‌زاده^۲، دانشیار

۱- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر - دانشگاه تبریز - تبریز - ایران - donianojavanzadeh@yahoo.com

۲- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر - دانشگاه تبریز - تبریز - ایران - mbadamchi@tabrizu.ac.ir

چکیده: در این مقاله طراحی کنترل کننده مدلغزشی تطبیقی برای جرثقیل هوایی دو درجه آزادی همراه با نامعینی ارائه شده است. جرثقیل هوایی سیستمی غیرخطی و دینامیک بوده و کنترل آن، یکی از موضوعات مهم کنترلی است. هدف کنترلی به دست آوردن قانون کنترل بدون نوسانات شدید تکراری فرکانس بالا است که سیستم را در برابر نامعینی‌های محدود و بدون حد بالای معلوم مقاوم کند. از بین روش‌های کنترل مقاوم، کنترل مدلغزشی به دلیل سادگی کاربرد و همچنین خطای محاسباتی کم انتخاب شده است. درعین حال برای کم کردن پدیده‌ی نوسانات شدید تکراری از کنترل تطبیقی کمک گرفته شده است. با به کار بردن کنترل تطبیقی نیازی به دانستن حد بالای نامعینی‌ها نیست. در این مقاله سعی شده است با تنظیم مناسب بهره‌ی تطبیق، پدیده‌ی نامطلوب نوسانات شدید تکراری به حداقل رسانیده شود. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده‌ی مؤثر بودن کنترل کننده‌ی پیشنهادی برای سیستم جرثقیل هوایی است.

واژه‌های کلیدی: کنترل کننده‌ی مدلغزشی تطبیقی، نامعینی، نوسانات شدید تکراری، جرثقیل هوایی دو درجه آزادی

Control of Two Degree of Freedom Overhead Crane System with Adaptive Sliding Mode Controller

D. Nojavanzadeh¹, M.A. Badamchizadeh²

1- Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran, donianojavanzadeh@yahoo.com

2- Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran, mbadamchi@tabrizu.ac.ir

Abstract: This paper proposes designing of adaptive sliding mode controller for two degree of freedom overhead crane system with uncertainty. Overhead crane is a nonlinear and dynamic system and the control of it is one of the important control issues. Control aim is obtaining a control law without high frequency chattering and with robustness versus unknown but bounded uncertainties. Among robust control approaches the sliding mode control is selected for the simplicity of it and small computational error. Also, for reducing chattering adaptive control is used. Knowing the upper bounds of uncertainties isn't needed by applying adaptive control. This paper tries to reduce the undesired chattering phenomenon by adjusting the adaption gain properly. The simulation results show the effectiveness of the proposed controller for the overhead crane system.

Keywords: Adaptive sliding mode controller, uncertainty, chattering, two degree of freedom overhead crane system.

تاریخ ارسال مقاله: ۱۳۹۳/۰۱/۲۱

تاریخ اصلاح مقاله: ۱۳۹۳/۰۴/۲۰

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۳/۰۸/۲۴

نام نویسنده مسئول: محمدعلی بادامچی‌زاده

نشانی نویسنده مسئول: ایران - تبریز - بلوار ۲۹ بهمن - دانشگاه تبریز - دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر

۱- مقدمه

جرتقیل هوایی به‌طور وسیعی در بسیاری از زمینه‌های صنعتی برای جابه‌جایی بارهای سنگین کاربرد دارد. در این سیستم جابه‌جایی بار به محل تعیین شده با سرعت مناسب، نوسان کم‌بار و دقت کافی در قرارگیری از اهمیت بسزایی برخوردار است. از طرفی جرتقیل هوایی یک سیستم زیر تحریک است و این ویژگی سبب تأثیر کولپینگ حرکت نوسانی بار و حرکت واگن می‌شود. بنابراین کنترل این سیستم یکی از موضوعات مهم در کنترل سیستم‌ها به حساب می‌آید [۱]. روش‌های بسیاری برای کنترل جرتقیل هوایی مطرح شده است که برای مثال می‌توان به کنترل فازی جرتقیل هوایی [۲] یا کنترل بر مبنای الگوریتم ژنتیک [۳] اشاره کرد. همچنین کنترل مدلغزشی [۴] نیز برای کنترل جرتقیل هوایی به کار گرفته شده است. در مرجع [۵] نیز کنترل کننده‌ی مدل‌آزاد تطبیقی بر روی جرتقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی شبیه‌سازی شده است. این روش کنترل تطبیقی نیازی به شناختن فرایند مدل ندارد و فقط از داده‌های ورودی و خروجی سیستم کنترل شده در طراحی کنترل کننده استفاده شده است.

در این مقاله نیز کنترل جرتقیل هوایی همراه با نامعینی بررسی شده است. نامعینی‌ها همواره به‌عنوان جز جدایی‌ناپذیری از سیستم‌های دینامیکی مطرح بوده‌اند. در طراحی سیستم‌های با عملکرد بالا نامعینی‌ها باید در نظر گرفته شوند و حذف مؤثر آثار نامعینی‌ها از مقاصد مهم کنترلی است. عموماً روش‌های پیشرفته دارای کارایی بیشتری نسبت به روش‌های معمول مانند PD و PID هستند. دو روش مکمل و مهم برای غلبه بر نامعینی‌ها کنترل تطبیقی و کنترل مقاوم می‌باشند [۶]. کنترل مدلغزشی یکی از روش‌های کنترل مقاوم بر اساس تئوری لیاپانوف است. این روش به دلیل سادگی کاربرد و کم بودن خطای محاسباتی روشی مهم و پرکاربرد برای کنترل سیستم‌های غیرخطی محسوب می‌شود. مزیت اصلی کنترل مدلغزشی این است که نسبت به نامعینی‌ها و اغتشاشات خارجی باوجود تغییرناپذیری حالت مدلغزش مقاوم است و همچنین پایداری سیستم تضمین می‌شود. اما این روش معایبی مانند پدیده‌ی نامطلوب نوسانات شدید تکراری دارد. برای غلبه بر این مشکل روش‌های مختلفی وجود دارد. یکی از روش‌های مقابله با این پدیده استفاده از تقریب پیوسته است. روش دیگر استفاده از مدلغزشی مرتبه بالاست که این روش راهی برای بهبود دقت مدلغزشی و حذف نوسانات شدید تکراری است. از روش‌های ترکیبی نیز برای کاستن نوسانات شدید تکراری استفاده شده است. استفاده از پهنای باند حاشیه‌ای نیز مؤثر است. همچنین می‌توان از کنترل تطبیقی برای تنظیم بهره‌های کنترل کننده بهره برد [۷].

روش‌های کنترل تطبیقی معمولاً از قوانین تطبیق پارامتر برای به‌هنگام کردن پارامترهای مدل تخمین زده شده‌ی سیستم‌ها استفاده می‌کنند. در کنترل تطبیقی معمولاً عملکرد گذرا در نظر گرفته نمی‌شود، همچنین تخمین پارامترها گاهی به همگرایی منجر می‌شود. از طرفی روش‌های کنترل مقاوم می‌توانند نقاط ضعف کنترل تطبیقی

را برطرف کنند. بنابراین می‌توان کنترل کننده‌ای را طراحی کرد که با ترکیب کنترل تطبیقی و مقاوم عملکرد بهتری را نتیجه دهد. برای مثال در [۸] برای داشتن مزایای کنترل تطبیقی و مقاوم کنترل کننده‌ی مقاوم تطبیقی سوئیچینگ ارائه شده است که اساس آن سوئیچ بین کنترل کننده‌ی تطبیقی و مقاوم است و مرجع [۹] راهبرد کنترل تطبیقی سوئیچینگ جدیدی را برای دسته‌ای از سیستم‌های متغیر با زمان خطی نامعین ارائه می‌کند. کنترل کننده‌ی تطبیقی مقاوم کاربرد کنترل تطبیقی را با در نظر گرفتن نامعینی‌های سیستم افزایش داده است. گرچه کنترل کننده‌ی تطبیقی مقاوم مشکل پایداری در حضور نامعینی‌ها را حل می‌کند ولی خاصیت دینامیکی و خاصیت حالت ماندگار را نادیده می‌گیرد. این امر برای سیستم‌های عملی نامناسب است، چراکه شرایط کاری آن‌ها مدام تغییر می‌کند. برای حل این مشکل کنترل کننده‌ی تطبیقی مقاوم چندمدله‌ای [۱۰] ارائه شده است. همچنین کنترل کننده‌های هوشمند به همراه کنترل مدلغزشی به کار برده شده‌اند. برای مثال کنترل کننده‌های مدلغزشی فازی تطبیقی [۱۱] ارائه شده‌اند که اساساً به حل مشکل پدیده‌ی نوسانات شدید تکراری در کنترل مدلغزشی پرداخته‌اند. در مرجع [۱۲] نیز کنترل کننده‌ی مدلغزشی ساده با تنظیم تطبیقی ارائه شده است. همچنین ردیابی سیستم به سطح لغزشی و پایداری مقاوم با استفاده از تئوری لیاپانوف اثبات شده است. این روش بسیار ساده و کاربردی است.

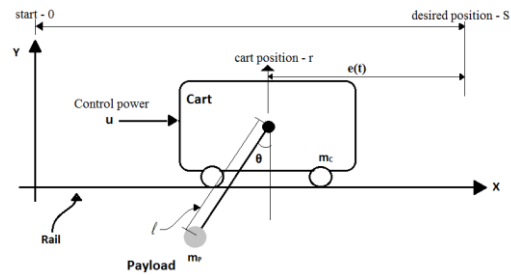
در این مقاله با در نظر گرفتن نامعینی و اغتشاشات خارجی در معادلات جرتقیل هوایی از کنترل کننده‌ی مدلغزشی تطبیقی برای کنترل این سیستم استفاده خواهیم کرد. همچنین برای بررسی کارایی روش پیشنهادی نتایج با روش کنترل مدلغزشی بدون اعمال کنترل تطبیقی مقایسه شده است.

۲- مدل دینامیکی جرتقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی

در این بخش جرتقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی و معادلات دینامیکی آن ارائه شده است. سپس معادلات حالت با در نظر گرفتن نامعینی و ماتریس ضرایب ورودی نوشته شده است. برای تحلیل و کاربرد روش کنترلی، سیستم کنترل به‌صورت ساده در نظر گرفته شده است.

۲-۱- توصیف سیستم

شکل ۱ شمای جرتقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی را نشان می‌دهد که در آن θ زاویه‌ی بار، r فاصله‌ی واگن از مبدأ، K محل موردنظر برای قرارگیری بار، l طول کابل، m_p جرم بار، m_c جرم واگن و u سیگنال کنترلی برای حرکت واگن است.



شکل ۱: شمای جرتقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی [۱]

۲-۲- روش کنترل مدلغزشی تطبیقی [۱۲]

در این روش دسته‌ای از سیستم‌های غیرخطی نامعین مرتبه‌ی n استفاده می‌شود.

$$x = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T \quad (1)$$

تفاوت روش پیشنهاد شده در این مقاله با مرجع [۱۲] در این است که در روش پیشنهادی نیازی نیست که بردار حالت سیستم به صورت کانونیکال باشد. به عبارت دیگر کنترل کننده‌ی پیشنهادی در [۱۲] فقط روی سیستم‌هایی قابل پیاده‌سازی است که معادلات حالت آن به فرم کانونیکال باشد که این امر محدودیت‌هایی را بر روی روش کنترلی اعمال می‌کند، این امر در بخش ۳ بیشتر مورد تأکید قرار خواهد گرفت.

فرض کنید سیستم کنترلی بیان شده در فضای حالت به صورت زیر باشد:

$$\dot{x} = f(x) + b(x)u + w \quad (2)$$

که در آن $u \in R^1$ ورودی کنترلی، $w \in R^n$ اغتشاش خارجی و $f(x) \in R^n$ و $b(x) \in R^n$ فضاهای برداری هموار هستند. توجه کنید که سیستم (۲) به فرم کنترل پذیر است. سیستم و ماتریس‌های ورودی $f(x)$ و $b(x)$ به طور کامل معلوم نیستند، به عبارت دیگر با فرض اینکه $f_0(x)$ و $b_0(x)$ به ترتیب مقادیر نامی $f(x)$ و $b(x)$ اند:

$$f(x) = f_0(x) + \Delta f(x) \quad (3)$$

$$b(x) = b_0(x) + \Delta b(x) \quad (4)$$

فرض می‌شود خطای مدل‌سازی و تغییرات پارامتری $\Delta f(x)$ و $\Delta b(x)$ نسبت به زمان مشتق پذیرند.

در روش مدلغزشی اثر نامعینی‌ها می‌تواند با انتخاب قانون کنترلی مناسب کاهش یابد، یعنی مسیر سیستم از نامعینی‌ها تأثیر نمی‌پذیرد. بردار حالت مطلوب را x_d در نظر بگیرید و خطای ردیابی را $e = x - x_d$ تعریف کنید. هدف کنترلی دستیابی به $e \rightarrow 0$ است. گام اول در طراحی کنترل کننده‌ی مدلغزشی تطبیقی پیشنهاد شده تعریف تابع سطح لغزشی است. تابع سطح لغزشی به این صورت تعریف می‌شود:

$$\sigma = c^T e \quad (5)$$

که در آن:

$$c = [c_1, c_2, \dots, c_n]^T \quad (6)$$

اگر یک قانون کنترلی مناسب موجود باشد در این صورت مدلغزشی در زمان محدود به دست خواهد آمد چرا که اگر در مد لغزش دینامیک خطا به شرح زیر باشد:

$$c_n e_1^{(n-1)} + c_{n-1} e_1^{(n-2)} + \dots + c_1 e_1 = 0 \quad (7)$$

ثابت‌های c_1 تا c_n طوری انتخاب می‌شوند که چند جمله‌ای:

$$\phi(\lambda) = c_n \lambda^{(n-1)} + c_{(n-1)} \lambda^{(n-2)} + \dots + c_1 \quad (8)$$

هورویتز باشد. انتخاب c نرخ کاهش خطای ردیابی را تعیین می‌کند. بنابراین دینامیک خطا در مدلغزشی می‌تواند پایدار تعیین شود. بردار c و $b(x)$ باید طوری تعیین شوند که شرط:

$$\left| (c^T b_0(x))^{-1} c^T \Delta b(x) \right| < \delta < 1 \quad (9)$$

ارضا شود، که در آن δ یک عدد حقیقی مثبت است [۱۲].

گام دوم تعیین قانون کنترلی است به طوری که σ به صفر میل کرده و در آنجا باقی بماند. هدف طراحی ورودی کنترلی مناسب u است به طوری که تابع سطح لغزشی شرط زیر را ارضا کند:

$$\sigma \dot{\sigma} < 0 \quad (10)$$

اگر این شرط ارضا شود مدلغزشی موجود و قابل دسترسی است.

قانون کنترل تطبیقی به صورت $u = u_{a0} + u_{as}$ تعیین می‌شود که

در آن u_{a0} به این صورت است.

$$u_{a0} = -(c^T b_0(x))^{-1} (c^T f_0(x) - c^T \dot{x}_d) \quad (11)$$

u_{a0} در قانون کنترلی بیان گر مقدار نامی در معادله‌ی سیستم است و u_{as} به تغییرات پارامتری فرایند و اغتشاشات خارجی رسیدگی می‌کند. همچنین ترم تطبیقی u_{as} به این صورت بیان می‌شود:

$$u_{as} = -(c^T b_0(x))^{-1} \hat{\Gamma} \operatorname{sgn}(\sigma) \quad (12)$$

که در آن $\hat{\Gamma}$ بهره‌ی ثابت قابل تنظیم است. فرض کنید که عدد مثبت Γ_d وجود دارد، به طوری که $u_{as} = -(c^T b_0(x))^{-1} \Gamma_d \operatorname{sgn}(\sigma)$ پاسخی نهایی برای u_{as} باشد که در آن Γ_d این شرط را ارضا کند:

$$\Gamma_d > |E(x, u)| \quad (13)$$

که در آن $E(x, u)$ مجموع تمام نامعینی‌هاست، یعنی:

$$E(x, u) = c^T \Delta f(x) + c^T \Delta b(x) u + c^T w \quad (14)$$

قانون تطبیق را به صورت زیر در نظر بگیرید:

$$\dot{\hat{\Gamma}} = \frac{1}{\alpha} |\sigma| \quad (15)$$

در این رابطه $\alpha > 0$ بهره‌ی تطبیقی بوده و تعیین کننده سرعت تطبیق $\hat{\Gamma}$ است.

هدف این است که بدون دانستن حد بالای نامعینی‌های سیستم بهره‌ی کنترل کننده به طور تطبیقی تنظیم شود. برای این منظور تابع سطح لغزشی (۵) را در نظر بگیرید. مشتق گیری از σ نتیجه می‌دهد:

که در آن w_1 و w_2 اغتشاش واردشده به سیستم هستند [۱]. همان طور که مشاهده می شود سیستم دارای ترم های غیرخطی و همچنین شدیداً حساس به اغتشاش است.

۳- شبیه سازی

با فرض $x_1 = r$ و $x_2 = \dot{r}$ و $x_3 = \theta$ و $x_4 = \dot{\theta}$ معادلات حالت را می توان بازنویسی کرد.

$$\dot{x}_1(t) = x_2(t) \quad (23)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_2(t) = & \frac{m_p l \sin(x_3(t)) [l x_4^2 - \ddot{l}]}{(m_p + m_c) l^2 - m_p l \cos^2(x_3(t))} \\ & + \frac{m_p g l \sin(x_3(t)) \cos(x_3(t))}{(m_p + m_c) l^2 - m_p l \cos^2(x_3(t))} \\ & + \frac{2m_p l \dot{x}_4 \cos(x_3(t)) (1-l)}{(m_p + m_c) l^2 - m_p l \cos^2(x_3(t))} \\ & + \frac{w_2 \cos(x_3(t)) + (u - w_1) l^2}{(m_p + m_c) l^2 - m_p l \cos^2(x_3(t))} \end{aligned} \quad (24)$$

$$\dot{x}_3(t) = x_4(t) \quad (25)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_4(t) = & \frac{-g m_p (m_p + m_c) l \sin(x_3(t))}{m_p (m_p + m_c) l^2 - m_p^2 l \cos^2(x_3(t))} \\ & + \frac{2m_p^2 \dot{l} \cos^2(x_3(t))}{m_p (m_p + m_c) l^2 - m_p^2 l \cos^2(x_3(t))} \\ & - \frac{2m_p (m_p + m_c) \dot{l} x_4(t)}{m_p (m_p + m_c) l^2 - m_p^2 l \cos^2(x_3(t))} \\ & + \frac{m_p^2 l \cos(x_3(t)) \sin(x_3(t)) (\dot{l} - x_4^2(t))}{m_p (m_p + m_c) l^2 - m_p^2 l \cos^2(x_3(t))} \\ & + \frac{m_p l \cos(x_3(t)) (w_1 - u)}{m_p (m_p + m_c) l^2 - m_p^2 l \cos^2(x_3(t))} \\ & - \frac{(m_p + m_c) w_2}{m_p (m_p + m_c) l^2 - m_p^2 l \cos^2(x_3(t))} \end{aligned} \quad (26)$$

همان طور که می بینید بردار حالت سیستم به صورت کانونیکال نیست به عبارت دیگر:

$$x = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T \neq [x_1, \dot{x}_1, \dots, x_1^{(n-1)}]^T \quad (27)$$

همچنین نامعینی جرمی به صورت:

$$m_p(t) = m_p + \Delta m \quad (28)$$

در نظر گرفته شده است که Δm نامعینی با حد بالای معلوم است. مقادیر بردارهای $f_0(x) = [f_{01}, f_{02}, f_{03}, f_{04}]$ و $b_0(x) = [b_{01}, b_{02}, b_{03}, b_{04}]$ مورد نیاز در قوانین کنترلی با توجه به رابطه‌ی (۲) و (۲۶) - (۲۳) با جایگذاری مقادیر نامی در روابط زیر به دست می آید:

$$\dot{\sigma} = c^T f_0(x) - c^T \dot{x}_d + c^T b_0(x) u + E(x, u) \quad (16)$$

خطای تطبیق به صورت زیر تعریف می شود:

$$\tilde{\Gamma} = \hat{\Gamma} - \Gamma_d \quad (17)$$

تابع نامزد لیاپانوف به این صورت انتخاب می شود:

$$V = \frac{1}{2} \sigma^2 + \frac{1}{2} \alpha \tilde{\Gamma}^2 \quad (18)$$

با مشتق گیری از V :

$$\begin{aligned} \dot{V} = \sigma \dot{\sigma} + \alpha \tilde{\Gamma} \dot{\tilde{\Gamma}} = & \sigma (c^T f_0(x) - c^T \dot{x}_d + c^T b_0(x) u) \\ & + \sigma (E(x, u)) + \alpha (\hat{\Gamma} - \Gamma_d) \dot{\hat{\Gamma}} \end{aligned} \quad (19)$$

با اعمال (۱۱) و (۱۲) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \sigma (E(x, u) - \hat{\Gamma} \operatorname{sgn}(\sigma)) + (\hat{\Gamma} - \Gamma_d) \sigma \operatorname{sgn}(\sigma) \\ = & E(x, u) \sigma - \Gamma_d |\sigma| < 0. \end{aligned} \quad (20)$$

بنابراین همگرایی σ و $\tilde{\Gamma}$ به وسیله تئوری پایداری لیاپانوف اثبات می شود. σ و $\tilde{\Gamma}$ هر دو در زمان محدود به صفر میل می کنند، یعنی $\sigma \rightarrow 0$ و بنابراین $e \rightarrow 0$. بدین ترتیب همگرایی بهره‌ی تطبیق پارامتر $\hat{\Gamma}$ و رسیدن به مد لغزش تضمین می شود. در عمل ترم گسسته‌ی $\operatorname{sgn}(\sigma)$ در (۱۲) ممکن است باعث پدیده‌ی نامطلوب نوسانات شدید تکراری در مد لغزش شود. برای حذف پدیده‌ی نوسانات شدید تکراری، ناحیه‌ی حاشیه‌ای در همسایگی سطح لغزش برای هموار کردن نوسانات شدید تکراری طراحی می شود. بنابراین تابع اشباع $\operatorname{sat}(\sigma/\Phi)$ ، جایگزین $\operatorname{sgn}(\sigma)$ می شود که در آن Φ عرض باند حاشیه‌ای است. همچنین توجه کنید که باند حاشیه‌ای خیلی عریض ممکن است موجب خطای حالت ماندگار شده و باند باریک نتواند نوسانات شدید تکراری را به طور کامل حذف کند. بنابراین باند حاشیه‌ای باید مناسب با کاربرد سیستم کنترلی انتخاب شود.

تذکر: انتخاب بهره‌ی تطبیق مناسب می تواند به طور مؤثر از فعالیت کنترلی بالا در مد لغزش جلوگیری کند. به عنوان مثال یک روش می تواند تعریف α به عنوان تابعی از σ باشد و آن را قبل از رسیدن به مد لغزش تغییر دهد. همچنین می تواند عدد ثابتی در نظر گرفته شود. در این مقاله α برای کم کردن نوسان اولیه‌ی قانون کنترلی به صورت نمایی در نظر گرفته شده است.

۳-۲- دینامیک سیستم

معادلات دینامیکی سیستم جرتقیل هوایی به صورت زیر است:

$$(m_c + m_p) \ddot{r} + m_p (\ddot{\theta} \cos \theta - \dot{\theta}^2 \sin \theta) \quad (21)$$

$$+ m_p \dot{l} \sin \theta + 2m_p \dot{l} \dot{\theta} \cos \theta + w_1 = u$$

$$m_p l \ddot{r} \cos \theta + m_p l^2 \ddot{\theta} + 2m_p \dot{l} \dot{\theta} \quad (22)$$

$$+ m_p g l \sin \theta + w_2 = 0$$

می‌شود که در آن Φ پهنای باند حاشیه‌ای است. پهنای باند $\Phi = 0.05$ در نظر گرفته شده است.

$$\text{sat}\left(\frac{\sigma}{\Phi}\right) = \begin{cases} \frac{\sigma}{\Phi}, & \left|\frac{\sigma}{\Phi}\right| \leq 1 \\ \text{sgn}\left(\frac{\sigma}{\Phi}\right), & \left|\frac{\sigma}{\Phi}\right| > 1. \end{cases} \quad (37)$$

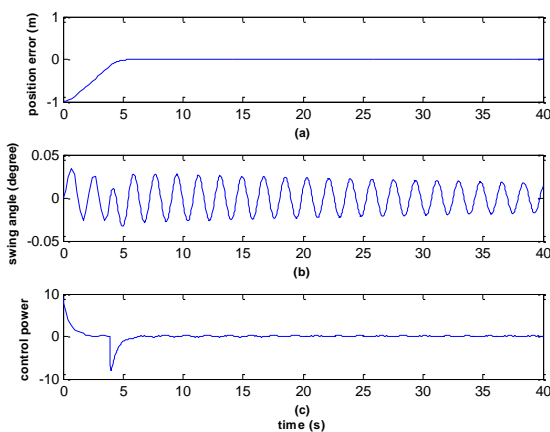
در شکل ۲ پاسخ سیستم بدون اغتشاش و نامعینی با استفاده از کنترل پیشنهادی نشان داده شده است. برای بررسی کارایی روش پیشنهادی نتایج با روش کنترل مدلفزشی که در شکل ۳ نشان داده شده، مقایسه شده است. روابط قوانین کنترل مدلفزشی [۱۲] برای جرتقیل هوایی به صورت زیر است که مقدار β در رابطه‌ی (۳۹)، ۲۰ در نظر گرفته شده است.

$$u_0 = -(c^T b_0(x))^{-1} (c^T f_0(x)) \quad (38)$$

$$u_s = -(c^T b_0(x))^{-1} \beta \text{sgn}(\sigma) \quad (39)$$

با بررسی شکل ۲ روشن می‌شود که سیستم در زمان ۵ ثانیه به مکان موردنظر ($r = 1 \text{ m}$) رسیده است و ردیابی انجام شده است. همچنین زاویه‌ی بار نوسان بسیار کمتری در مقایسه با روش کنترل مدلفزشی دارد و سیگنال کنترلی محدود و نوسانات شدید تکراری بسیار کم است.

در ادامه برای بررسی پایداری مقاوم، نامعینی جرمی مطابق رابطه‌ی (۲۸) به سیستم اضافه شده است. شکل (۴) نشان‌دهنده‌ی پاسخ کنترل‌کننده‌ی پیشنهادی و شکل ۵ پاسخ کنترل‌کننده‌ی مدلفزشی است. در شکل ۴ نوسان کم‌بار و همچنین جای‌گیری سریع بار در مکان موردنظر نشان‌دهنده‌ی مقاومت سیستم در برابر نامعینی است. همچنین سیگنال کنترلی محدود و نوسانات شدید تکراری بسیار کم است.



شکل ۲: نتایج شبیه‌سازی سیستم جرتقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی بدون حضور اغتشاش و بدون نامعینی توسط کنترل مدلفزشی تطبیقی؛ (a) خطای ردیابی، (b) زاویه‌ی بار، (c) سیگنال کنترلی

$$f_{01} = x_2 \quad (29)$$

$$f_{02} = \frac{m_p l \sin(x_3(t)) [lx_4^2 - \dot{l}]}{(m_p + m_c)l^2 - m_p l \cos^2(x_3(t))} + \frac{m_p g l \sin(x_3(t)) \cos(x_3(t))}{(m_p + m_c)l^2 - m_p l \cos^2(x_3(t))} + \frac{2m_p l \dot{x}_4(t) \cos(x_3(t))(1-l)}{(m_p + m_c)l^2 - m_p l \cos^2(x_3(t))} \quad (30)$$

$$f_{03} = x_4 \quad (31)$$

$$f_{04} = -\frac{gm_p(m_p + m_c)l \sin(x_3(t))}{m_p(m_p + m_c)l^2 - m_p^2 l \cos^2(x_3(t))} + \frac{2m_p^2 \dot{l} \cos^2(x_3(t))}{m_p(m_p + m_c)l^2 - m_p^2 l \cos^2(x_3(t))} - \frac{2m_p(m_p + m_c)l \dot{x}_4(t)}{m_p(m_p + m_c)l^2 - m_p^2 l \cos^2(x_3(t))} + \frac{m_p^2 l \cos(x_3(t)) \sin(x_3(t)) (\dot{l} - x_4^2(t))}{m_p(m_p + m_c)l^2 - m_p^2 l \cos^2(x_3(t))} \quad (32)$$

همچنین:

$$b_{01} = b_{03} = 0 \quad (33)$$

$$b_{02} = \frac{l^2}{(m_p + m_c)l^2 - m_p l \cos^2(x_3(t))} \quad (34)$$

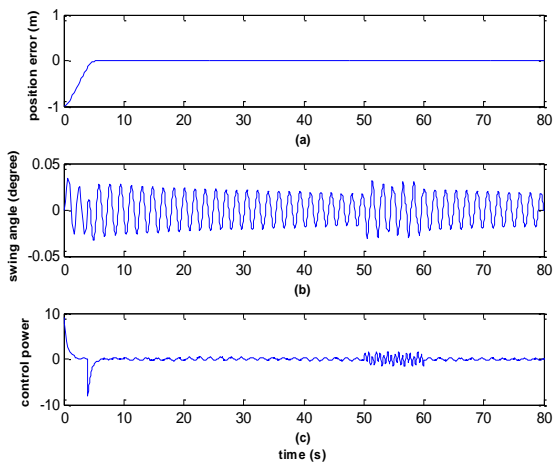
$$b_{04} = -\frac{m_p l \cos(x_3(t))}{m_p(m_p + m_c)l^2 - m_p^2 l \cos^2(x_3(t))} \quad (35)$$

با در نظر گرفتن محل موردنظر برای قرارگیری بار (۱ متر)، l طول کابل (۱ متر)، m_p جرم بار (۵ کیلوگرم)، m_c جرم واگن (۲۴ کیلوگرم) کنترل‌کننده‌ی پیشنهادی بر روی این سیستم شبیه‌سازی می‌شود. مسیر حالت مطلوب $x_d^T = [1, 0, 0, 0]$ در نظر گرفته می‌شود. با این بردار حالت مطلوب، معادله‌ی (۱۲) به شکل زیر ساده می‌شود:

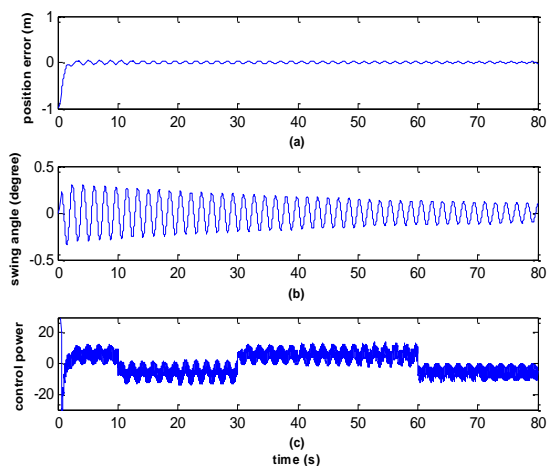
$$u_{a0} = -(c^T b_0(x))^{-1} (c^T f_0(x)) \quad (36)$$

بردار حالت اولیه $x^T = [0, 0, 0, 0]$ فرض می‌شود. در این مقاله قانون تنظیم تطبیق $\hat{\Gamma} = (0.01 e^{0.01t}) |\sigma|$ در نظر گرفته شده است یا به عبارتی $\alpha = 100 e^{0.01t}$ انتخاب شده است. توجه شود که در اینجا برای کم کردن نوسانات شدید تکراری و نوسان اولیه‌ی سیگنال کنترل α به صورت نمایی در نظر گرفته شده است. انتخاب مناسب α عامل بسیار مهمی برای کم کردن نوسانات شدید تکراری است. همچنین $\hat{\Gamma}(0) = 3$ لازم به ذکر است که انتخاب مناسب مقدار اولیه‌ی پارامتر بهره‌ی تطبیق بسیار مهم است. همچنین برای کم کردن نوسانات شدید تکراری به جای $\text{sat}(\sigma/\Phi)$ ، $\text{sgn}(\sigma)$ به کار گرفته

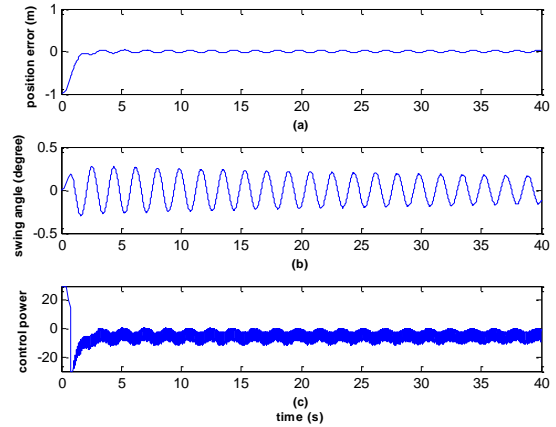
در شکل ۶ برای نشان دادن پایداری سیستم کنترلی در حضور اغتشاش، اغتشاش‌هایی به صورت سینوسی با اختلاف فاز ۹۰ درجه، با دامنه‌ی ۰/۵ و با فرکانس ۱ هرتز در فاصله‌ی زمانی ۵۰ الی ۶۰ ثانیه به سیستم نامعین اعمال شده است. شکل ۷ نتایج سیستم را در همین شرایط با استفاده از کنترل‌کننده‌ی مدل‌غزشی نشان می‌دهد. با مقایسه‌ی نتایج درمی‌یابیم که در این روش نوسان بار کمتر از ۰/۰۵ درجه است، در حالی که در روش کنترل مدل‌غزشی بدون کنترل تطبیقی این نوسان در حد ۰/۵ درجه است. همچنین عملکرد ردیابی مکان موردنظر به‌طور قابل‌توجهی سریع و دقیق انجام شده است. سیگنال کنترلی نیز در حضور نامعینی‌ها و اغتشاشات، محدود و نوسانات شدید تکراری بسیار کم است.



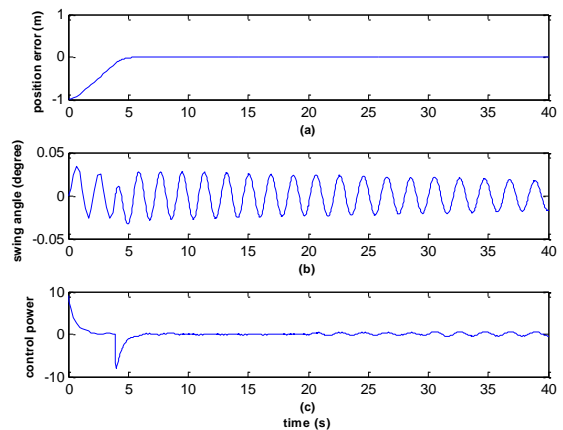
شکل ۶: نتایج شبیه‌سازی سیستم جرثقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی با وجود اغتشاش و نامعینی در جرم بار توسط کنترل مدل‌غزشی تطبیقی؛ (a) خطای ردیابی، (b) زاویه‌ی بار، (c) سیگنال کنترلی



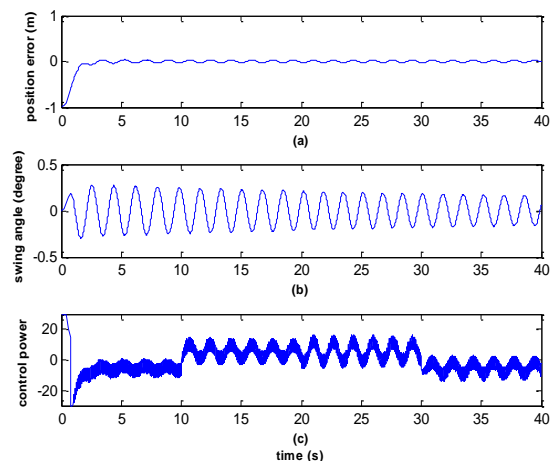
شکل ۷: نتایج شبیه‌سازی سیستم جرثقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی با وجود اغتشاش و نامعینی در جرم بار توسط کنترل‌کننده‌ی مدل‌غزشی؛ (a) خطای ردیابی، (b) زاویه‌ی بار، (c) سیگنال کنترلی



شکل ۳: نتایج شبیه‌سازی سیستم جرثقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی بدون حضور اغتشاش و بدون نامعینی توسط کنترل مدل‌غزشی، (a) خطای ردیابی، (b) زاویه‌ی بار، (c) سیگنال کنترلی



شکل ۴: نتایج شبیه‌سازی سیستم جرثقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی بدون حضور اغتشاش و همراه با نامعینی در جرم بار توسط کنترل مدل‌غزشی تطبیقی؛ (a) خطای ردیابی، (b) زاویه‌ی بار، (c) سیگنال کنترلی



شکل ۵: نتایج شبیه‌سازی سیستم جرثقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی بدون حضور اغتشاش و همراه با نامعینی توسط کنترل‌کننده‌ی مدل‌غزشی؛ (a) خطای ردیابی، (b) زاویه‌ی بار، (c) سیگنال کنترلی

[8] E. Rifai and K. Youcef-Toumi, "Robust adaptive control of a class of switched systems," American control conference, Seattle, WA, pp. 3695 – 3700, 2008

[9] T. Liu, D. J. Hill and C. Wang, "Switching adaptive control of uncertain linear systems," Proceedings of the 7th Asian control conference, Hong Kong, China, pp. 256-261, 2009.

[10] J. Liu, Z. Wang, X. Wang, D. Wang and F. Qian, "Multiple models robust adaptive control with reduced model," 8th IEEE international conference on control and automation (ICCA), China, pp. 1919–1923, 2010.

[11] T. H. Ho and K. K. Ahn, "Speed control of a hydraulic pressure coupling drive using an adaptive fuzzy sliding-mode control," IEEE/ASME transaction on mechatronics, vol. 17, no. 5, Oct. 2012.

[12] Y. Huang, T. Kuo, and S. Chang, "Adaptive sliding-mode control for nonlinear systems with uncertain parameters," IEEE transaction on systems, man, and cybernetics-part b: cybernetics, vol. 38, no. 2, pp. 534-539, April 2008.

برای مقایسه‌ی بهتر، نتایج دو روش به‌طور خلاصه در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱: مقایسه‌ی روش‌های کنترلی

روش کنترلی	ASMC	SMC
نتایج		
عملکرد ردیابی	$t_s < 5s$	$t_s < 40s$
نوسان زاویه‌ی بار	$\theta < 0.05^\circ$	$\theta < 0.5^\circ$
سیگنال کنترلی	بدون نوسانات شدید تکراری	نوسانات شدید تکراری زیاد

۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله روش کنترل مدل‌گزشی تطبیقی برای کنترل جرتقیل هوایی دو درجه‌ی آزادی به کار گرفته شده است. در روش به‌کاررفته برای کم کردن نوسان اولیه‌ی قانون کنترلی، بهره‌ی تطبیق به‌صورت نمایی در نظر گرفته شده است. درعین حال محدودیتی برای کانونیکال بودن بردار حالت سیستم وجود ندارد. در کنترل‌کننده‌ی به‌کاررفته تنها یکی از پارامترهای سیستم به‌صورت تطبیقی تنظیم می‌شود. سیستم کنترلی در برابر اغتشاش‌های خارجی و تغییرات پارامتری مقاوم است. همچنین ردیابی تضمین شده است. مزیت اصلی این روش عدم نیاز به دانستن حد بالای نامعینی‌هاست، درنتیجه این کنترل‌کننده می‌تواند به‌طور مؤثر به کار گرفته شود.

مراجع

[1] X. Zhang, Y. Fang and N. Sun, "Minimum-time trajectory planning for under actuated overhead crane systems with state and control constraints," IEEE transaction on industrial electronics, vol. 61, no. 12, pp. 6915-6925, Dec. 2014.

[2] M. S. Park, D. Chwa and S. K. Hong, "Antisway tracking control of overhead cranes with system uncertainty and actuator nonlinearity using an adaptive fuzzy sliding-mode control," IEEE transaction on industrial electronics, vol. 55, no. 11, pp. 3972–3984, Nov. 2008.

[3] Y. N. Petrenko and S. E. Alavi, "Fuzzy logic and genetic algorithm technique for nonlinear system of overhead crane," IEEE Region 8 SIBIRCON-2010, Irkutsk Listvyanka, Russia, pp. 848-851, Jul. 2010.

[4] Q. H. Ngo and K.-S. Hong, "Sliding-mode antisway control of an offshore container crane," IEEE/ASME transaction on mechatronics, vol. 17, no. 2, pp. 201–209, Apr. 2012.

[۵] سعید پزشکی، طراحی کنترل‌کننده‌ی مدل آزاد تطبیقی،

پایان‌نامه‌ی کارشناسی ارشد، دانشگاه تبریز، تبریز، ۱۳۹۰.

[6] B. J. Emran and A. Yesildirek, "Robust Nonlinear Composite Adaptive Control of Quadrotor," International journal of digital information and wireless communications, vol. 4, no. 2, pp. 213-225, 2014

[7] S. Mondal and C. Mahanta, "Chattering free adaptive multivariable sliding mode controller for systems with matched and mismatched uncertainty," ISA transactions, Vo. 52, Issue 3, pp. 335–341, May 2013.