

مقاله علمی - پژوهشی

طراحی کنترلر مد لغزشی با استفاده از تابع اشباع
برای یک پهپاد بال ثابت و بررسی عملکرد در

شبیه‌ساز پرواز X-plane

محمد نوابی^{۱*}، نیلوفر داودی^۲

۱ و ۲- دانشکده مهندسی فناوری های نوین، دانشگاه شهید بهشتی

*ولنجک، تهران، ایران

m_navabi@sbu.ac.ir

در این مقاله به طراحی کنترلر یک پهپاد بال ثابت و تست آن در یک سیمولاتور پرواز به نام X-plane پرداخته شده است. برای طراحی قانون کنترلی از یک روش کنترلی غیرخطی و مقاوم به نام کنترلر مد لغزشی استفاده شده است. از جمله مزایای این روش، سوق دادن حالت‌های سیستم به سمت دینامیک ایده‌آل می‌باشد. به منظور حذف نوسانات ناشی از این روش کنترلی سه روش هموارسازی تابع علامت، استفاده از تابع اشباع و طراحی کنترلر مد لغزشی مرتبه دوم با استفاده از الگوریتم پیچشی پیشنهاد شده است. پس از طراحی کنترلر و دریافت پاسخ‌های مناسب تئوری، سیستم طراحی شده باید روی یک مدل واقعی تست شود. از آنجا که این پروسه هزینه‌بر و زمان‌بر است و ممکن است منجر به ایجاد خسارت شود، به منظور حل این مشکل استفاده از سیمولاتور پرواز X-plane پیشنهاد می‌شود. در نهایت داده‌های به دست آمده از X-plane با داده‌های به دست آمده تئوری تطابق داشته و پرواز پایدار پرنده در سیمولاتور نشان‌دهنده طراحی موفقیت‌آمیز کنترلر می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: پهپاد، سیمولاتور پروازی X-plane، کنترلر مد لغزشی

مقدمه

مروزه پهپادها علاوه بر کاربردهای نظامی استفاده‌های سودمند دیگری نیز دارند. پهپادها هم‌اکنون به طور گسترده در زمینه‌های مخابرات، ناوبری جهانی، تحقیقات هواشناسی، جغرافیایی و جاسوسی به کار گرفته شده‌اند. سیستم اتوپیلوت یا خلبان خودکار هسته اصلی

هواپیماهای بدون سرنشین هستند. هر سیستم اتوپیلوت شامل زیرسیستم‌های هدایت و ناوبری و زیرسیستم کنترل می‌باشد. در نتیجه طراحی یک قانون کنترلی مناسب از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. سیستم کنترل وظیفه دارد با استفاده از سطوح کنترلی، پهپاد را در مسیر ایده‌آل تعیین شده توسط سیستم هدایت قرار دهد. روش‌های کنترلی متفاوتی، از جمله روش‌های خطی و روش‌های غیرخطی به منظور طراحی قانون کنترلی وجود دارند. روش‌های کنترل خطی بر پایه فرض اصلی عملکرد در محدوده کوچک برای مدل خطی بنا شده است. هنگامی که محدوده عملکرد مورد نیاز وسیع است، کنترل کننده

۱. دانشیار (نویسنده مخاطب)

۲. کارشناس ارشد

برای طراحی کنترل مد لغزشی در ابتدا باید سطح لغزشی طراحی شود. به طور کلی یک سطح لغزشی متغیر با زمان در فضای حالت با معادله (۴) تعریف می‌شود:

$$S(x, t) = \left(\frac{d}{dt} + a\right)^{n-1} \tilde{x} \quad (4)$$

که در رابطه بالا n مرتبه سیستم و \tilde{x} خطای بین مقادیر واقعی و حالت‌های مطلوب سیستم است.

در نهایت رابطه سطح لغزشی به فرم زیر در می‌آید:

$$S = a_1(Q-Q_d) + a_2(\theta - \theta_d) + a_3(H-H_d) \quad (5)$$

حرکت سیستم بر روی سطح لغزشی می‌تواند یک تعبیر هندسی جالب داشته باشد، مانند یک معدل دینامیک‌های سیستم در دو طرف سطح. در نتیجه با مشتق گرفتن از رابطه (۵) بر حسب زمان و حل معادله بر حسب ترم کنترلی، قانون کنترلی معادل به دست می‌آید.

$$u_{eq} = Z^T B^{-1} \dot{x}_d \quad (6)$$

در نهایت قانون کنترلی مد لغزشی مجموع قانون کنترلی معادل و یک تابع علامت به منظور محدود کردن مقدار خطا در یک بازه خاص می‌باشد.

$$u_T = Z^T B^{-1} \dot{x}_d + \gamma \operatorname{sgn}(s) \quad (7)$$

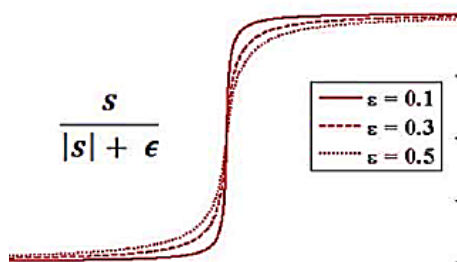
حذف چترینگ ناشی از کنترل مد لغزشی

حذف چترینگ با استفاده از مد لغزشی هموار

یکی از روش‌ها برای حذف چترینگ هموار کردن تابع کنترلی می‌باشد. از این رو تابع علامت $\operatorname{sgn}(s)$ که تابعی ناهموار است با استفاده از تابع ماریچ $\frac{s}{|s|+\epsilon}$ هموار می‌شود. ϵ یک مقدار مثبت و کوچک می‌باشد. در اصل می‌توان تابع علامت را طبق فرمول (۸) معادل یک تابع ماریچ شکل دانست:

$$\lim_{\epsilon \rightarrow 0} \frac{s}{|s|+\epsilon} = \operatorname{sgn}(s) \quad (8)$$

در رابطه (۸) با افزایش ϵ لرزش کمتر می‌شود. انتخاب مناسب این مقدار باعث عملکرد مناسب سیستم می‌شود. شکل ۱ تفاوت بین تابع علامت هموار شده و تابع علامت معمولی در قانون کنترل مد لغزشی را نشان می‌دهد.



شکل ۱- تابع علامت هموار شده [۱۴]

خطی عملکرد ضعیف و ناپایدار دارد، زیرا اثرات غیرخطی در سیستم را نمی‌توان به طور مناسب جبران کرد. از سوی دیگر کنترل‌کننده غیرخطی قادر است به طور مستقیم اثرات غیرخطی در دامنه وسیع را پاسخگو باشد. اما معمولاً برای مدل‌های غیرخطی مانند پهپاد از روش‌های غیرخطی استفاده می‌شود. از روش‌های کنترل غیرخطی می‌توان به روش کنترل مد لغزشی [1-4]، کنترل تطبیقی [5-10] و کنترل فازی [11-13] اشاره کرد. بنابراین از آنجا که کنترل مد لغزشی یک روش مقاوم نسبت به عدم قطعیت‌های سیستم می‌باشد و از جمله پرکاربردترین روش‌ها برای طراحی کنترلر پهپاد است، در نتیجه در این مقاله برای کنترل زاویه پیچ و ارتفاع یک پهپاد بال ثابت از این روش استفاده شده است. پس از طراحی قانون کنترلی مد لغزشی و حذف چترینگ، کنترلر طراحی شده، در سیمولینک MATLAB شبیه‌سازی و سپس سیمولاتور پرواز X-plane هم‌زمان با MATLAB به طور زمان حقیقی در یک کامپیوتر اجرا شدند. X-plane یکی از جامع‌ترین و قدرتمندترین شبیه‌سازهای پرواز برای کامپیوترهای شخصی می‌باشد.

طراحی کنترلر مد لغزشی

برای طراحی سیستم خلبان خودکار برای یک پهپاد بال ثابت، ابتدا باید مدل ریاضی مناسبی به فرم معادلات دیفرانسیلی از پهپاد داشته باشیم. به عبارت دیگر رابطه پروازی هر وسیله‌ای بر اساس مدلی است که توسط معادلات دینامیک پرواز ارائه می‌شود. در این مقاله به منظور سهولت در طراحی، دینامیک پرنده به فرم فضای حالت طبق رابطه (۱) بیان شده است.

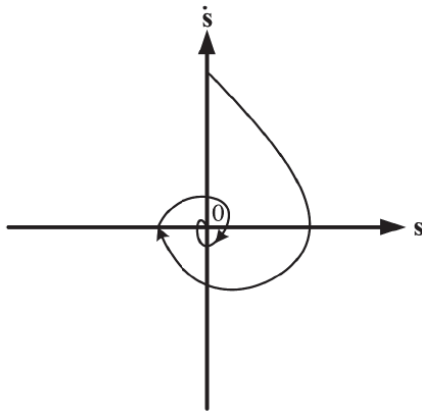
در معادله (۱)، x حالت‌های سیستم و u ترم کنترلی می‌باشد که در رابطه (۲) نشان داده شده اند.

$$x = \begin{bmatrix} Q \\ \theta \\ H \end{bmatrix}, u = [\delta e] \quad (1)$$

$$A = \begin{bmatrix} \tilde{M}_q & \tilde{M}_\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} \tilde{M}_{\delta e} \\ 0 \\ -Z_{\delta e} \end{bmatrix} \quad (2)$$

در رابطه (۲)، Q نرخ پیچ، θ زاویه پیچ و H ارتفاع پرنده می‌باشد. $Z_{\delta e}$ ، ضریب تغییرات ارتفاع نسبت به تغییرات الویتور می‌باشد که در این مقاله ۰.۹۶ در نظر گرفته شده است. M_w ، M_q و $M_{\delta e}$ ضرایب دینامیکی سیستم هستند. U_0 سرعت پرنده، γ_0 زاویه مسیر و g شتاب گرانش می‌باشد.

$$\begin{aligned} \tilde{M}_q &= (M_q + M_w U_0) \\ \tilde{M}_\theta &= (-g M_w \sin \gamma_0) \\ \tilde{M}_{\delta e} &= (M_{\delta e} + M_w Z_{\delta e}) \end{aligned} \quad (3)$$



شکل ۳- همگرایی حالت‌های سیستم تحت الگوریتم پیش‌بینی [۱۴]

برای طراحی کنترلر مد لغزشی مرتبه دوم همانطور که گفته شد مشتق مرتبه دوم سطح لغزشی دخیل می‌باشد بدین منظور پس از به دست آوردن مشتق مرتبه دوم آن را به فرم معادله (۱۰) درمی‌آوریم.

$$\ddot{s} = a(t, x) + b(t, x)u \quad (10)$$

در رابطه (۱۰)، u قانون کنترلی معادل می‌باشد.

در الگوریتم پیش‌بینی قانون کنترلی طبق رابطه زیر به دست

می‌آید:

$$U = u + u_{eq} \quad (11)$$

قانون کنترلی معادل نیز با حل معادله $\ddot{s} = 0$ به دست می‌آید.

$$u_{eq} = -\frac{a(t, x)}{b(t, x)} \quad (12)$$

ترم اول قانون کنترلی مدل‌لغزشی مرتبه دوم نیز از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$r_1 \operatorname{sgn}(s) - r_2 \operatorname{sgn}(\dot{s}) u = - \quad (13)$$

r_1 و r_2 بهره‌های کنترلی هستند.

در نهایت قانون کنترلی مد لغزشی مرتبه دوم با الگوریتم

پیش‌بینی از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$r_1 \operatorname{sgn}(s) - r_2 \operatorname{sgn}(\dot{s}) U = -\frac{a(t, x)}{b(t, x)} \quad (14)$$

در قسمت قانون کنترلی با روش‌های توضیح داده شده به منظور حذف چترینگ ناشی از مدل‌لغزشی، استخراج شده و با یکدیگر مقایسه می‌شوند.

در ادامه یک کنترلر خطی مانند قانون کنترلی PID به منظور

مقایسه صحت عملکرد قانون کنترلی مد لغزشی برای سیستم طراحی شده است.

$$\tau = K_p e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{d}{dt} e(t) \quad (15)$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e = \lim_{t \rightarrow \infty} (x_d - x) \rightarrow 0$$

رابطه (۱۵)، معادله قانون کنترلی PID می‌باشد که با توجه به

آن کنترلر PID سیستم مورد نظر طبق رابطه (۱۶) به دست می‌آید.

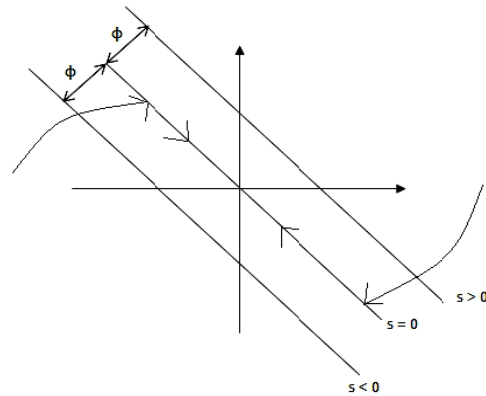
در حضور اغتشاشات خارجی گرچه استفاده از روش هموارسازی تابع علامت باعث کاهش چترینگ سیستم می‌شود و حالت‌های سیستم به سمت سطح لغزشی همگرا می‌شوند، اما این پروسه در بازه زمانی طولانی اتفاق می‌افتد که اصلاً مناسب نیست.

استفاده از تابع اشباع به جای تابع علامت

در صورتی که به جای تابع علامت از تابع اشباع طبق فرمول (۹) استفاده شود، چترینگ سیستم تا حد زیادی کاهش می‌یابد.

$$\operatorname{Sat}(s) = \begin{cases} \operatorname{sgn}(s) & \text{if } |s/\phi| > 1 \\ s/\phi & \text{otherwise} \end{cases} \quad (9)$$

پارامتر $\phi > 0$ نشان‌دهنده ضخامت لایه مرزی سطح لغزشی می‌باشد. به عبارت دیگر در این روش با هموار کردن ناپیوستگی کنترلر در یک لایه مرزی باریک از همسایگی سطح سوئیچینگ، لرزش‌ها حذف می‌شوند.



شکل ۲- هموارسازی کنترلر لغزشی در یک لایه مرزی [۱۴]

استفاده از کنترلر مد لغزشی مرتبه بالاتر

یکی دیگر از روش‌های کارآمد برای حذف چترینگ استفاده از کنترلر مد لغزشی مرتبه دوم می‌باشد در کنترلر مد لغزشی مرتبه دوم همانطور که از اسمش مشخص است، مشتق مرتبه دوم \ddot{s} به طور مستقیم تحت تاثیر قانون کنترلی می‌باشد.

در این حالت با انتخاب سطح لغزشی مناسب حالت‌های سیستم در زمان محدود به حالت ایده آل می‌رسند. این نوع کنترلر به دلیل سادگی و عدم نیاز به حجم بالای اطلاعات به طور گسترده مورد استفاده قرار می‌گیرد. یکی از مرسوم‌ترین الگوریتم‌ها برای طراحی کنترلر مد لغزشی مرتبه دوم الگوریتم‌های پیش‌بینی می‌باشد. در این الگوریتم، مسیرهای سیستم به صورت مارپیچ حول سطح لغزشی می‌چرخند و در یک بازه زمانی محدود مانند شکل زیر به سمت سطح لغزش همگرا می‌شوند.

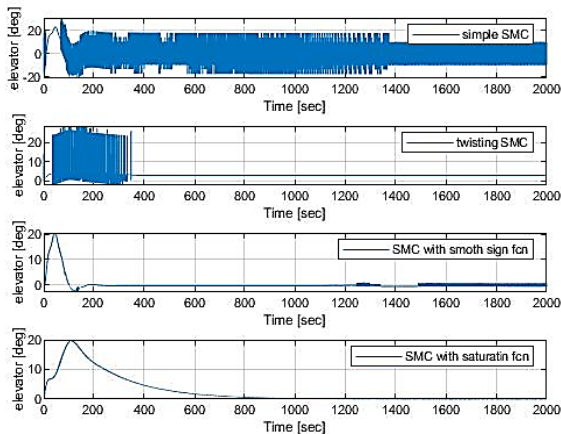
اختصاص می‌یابند. در محیط کرنل مد فقط کد C کاربرد دارد. برای حل این مشکل ابتدا مدل سازی سیستم انجام می‌شود، سپس کنترلر طراحی می‌شود، آنگاه در محیط سیمولینک، مدل در حلقه کنترلی قرار می‌گیرد و در نهایت با استفاده از جعبه ابزار Real time windows target در محیط سیمولینک کد C تولید می‌شود و به محیط کرنل اختصاص می‌یابد. اصطلاحاً در متلب به این پروسه External mode می‌گویند.

برای تست سخت افزار در حلقه سیستم هدایت و کنترل از شبیه ساز پرواز X-plane استفاده می‌شود به طوری که سیستم هدایت و کنترل در سیمولینک متلب به طور زمان حقیقی شبیه سازی می‌شوند و سپس سیگنال های کنترلی به شبیه ساز پرواز X-plane ارسال می‌شوند و به طور متقابل سیگنال های اندازه گیری شده در X-plane به سیستم کنترل و هدایت در سیمولینک متلب بازمی‌گردند.

در ادامه پس از شبیه سازی، روش مناسب برای حذف چترینگ ناشی از کنترل مد لغزشی برای سیستم مورد نظر انتخاب می‌شود، سپس برای صحت عملکرد کنترلر طراحی شده، عملکرد سیستم تحت کنترلر خطی PID مقایسه می‌گردد.

همانطور که در شکل ۵ مشخص است، در قانون کنترلی به دست آمده از روش پیچشی در بخشی از مسیر همچنان چترینگ وجود دارد پس این روش برای دینامیک مطرح شده مناسب نمی‌باشد.

در روشی که تابع علامت هموار می‌شود، نوسانات کنترلی از بین می‌روند اما پس از ۱۲۰۰ ثانیه چترینگ با دامنه کوچکتر مجدداً ظاهر می‌شوند. اما در روشی که تابع اشباع جایگزین تابع علامت می‌شود هم چترینگ به طور کامل حذف می‌شوند و هم فراجش غیرقابل قبول وجود ندارد. طبق شکل ۶ الی ۱۲ سیستم اتوپایلوت تحت کنترلر مد لغزشی عملکرد مناسبی دارد و پهباد به صورت تئوری به طور موفقیت آمیزی مسیر مطلوب را تعقیب می‌کند.



شکل ۵- تغییرات سکان افقی با چهار کنترلر مد لغزشی

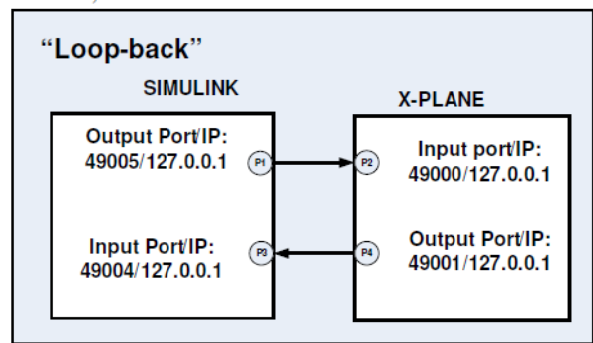
$$u = K_p(\Theta_d - \Theta) + K_i \int_0^t (\Theta_d - \Theta) dt + K_D \frac{d}{dt} (\Theta_d - \Theta) \quad (16)$$

شبیه سازی

عملکرد نرم افزار X-plane بر اساس تئوری blade elements می‌باشد. در این تئوری جسم پرنده به المان های کوچک تقسیم می‌شود و سپس نیروی وارد بر هر المان محاسبه می‌گردد. سپس بر اساس جرم و مرکز جرم جسم پرنده به ترتیب شتاب، سرعت و مکان جسم پرنده به دست می‌آید.

یکی از ویژگی های مهم نرم افزار شبیه ساز پرواز X-plane توانایی تبادل اطلاعات با سایر نرم افزارها از طریق UDP^۱ می‌باشد. در این گزارش روش ارتباط بین این نرم افزار و سیمولینک Matlab در یک کامپیوتر توضیح داده شده است. در این نوع ارتباط به چهار نقطه اصلی نیاز است که دو نقطه P₁ و P₃ برای سیمولینک و دو نقطه P₂ و P₄ متعلق به شبیه ساز پرواز X-plane می‌باشد. از طریق این چهار نقطه مشخص می‌شود که تبادل اطلاعات بین دو نرم افزار از طریق کدام پورت ها و بین کدام IP صورت می‌پذیرد.

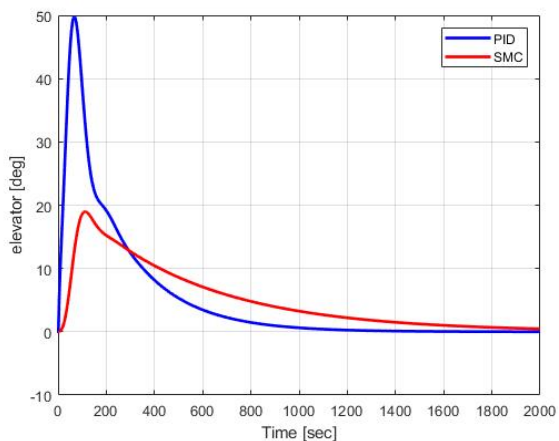
در اصل در این مقاله چون هر دو نرم افزار روی یک سیستم با یک کارت گرافیک نصب شدند، در نتیجه از یک IP مشترک استفاده می‌شود که در شکل زیر نشان داده شده است.



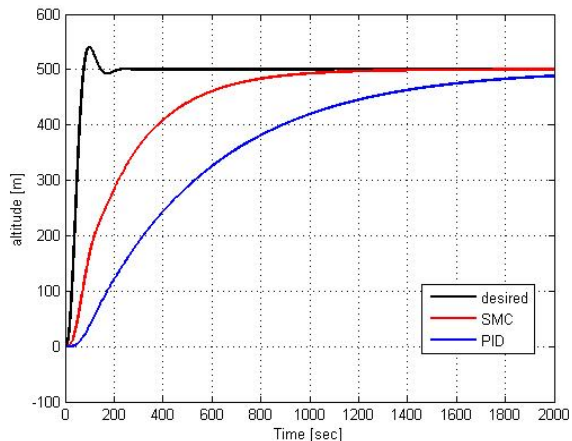
شکل ۴- پرت های UDP [15]

در این مقاله پس از ارتباط سیمولینک و سیمولاتور، برای اینکه فرمان کنترلی در یک لحظه از سیمولینک به X-plane منتقل شود و خطای پروازی کاهش یابد، شبیه سازی از نوع زمان حقیقی می‌باشد. در این نوع شبیه سازی باید تمام کلاک های پردازنده را در اختیار داشته باشیم که معمولاً سیستم عامل ممانعت می‌کند. برای حل این مشکل باید از محیط کرنل مد^۲ ویندوز استفاده کرد. در این حالت کلاک های CPU در ابتدا صرف وظایف داخل کرنل مد می‌شوند و سپس کلاک های باقی مانده، به سایر وظایف باقی مانده ویندوز

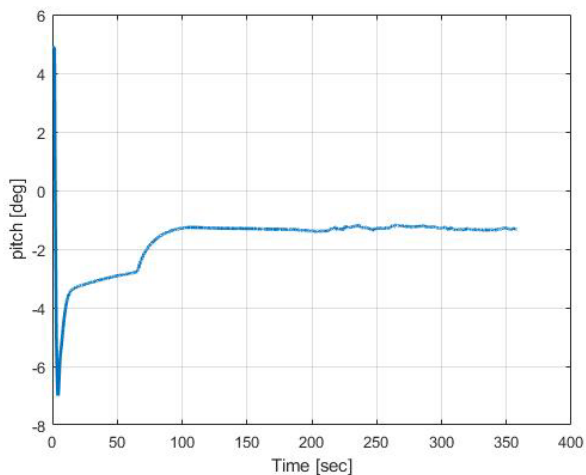
1. User Datagram Protocol
2. Kernel mode



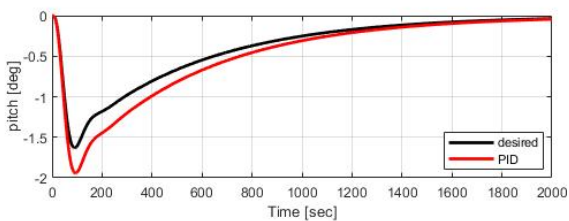
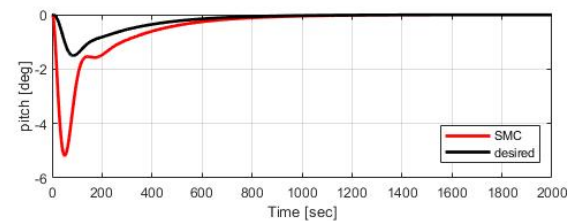
شکل ۹- زاویه الویتور به دست آمده با روش‌های کنترلی PID و SMC



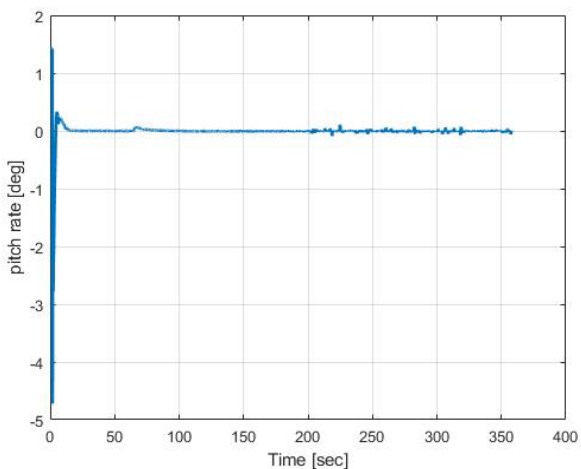
شکل ۶- ارتفاع با روش‌های کنترلی PID و SMC



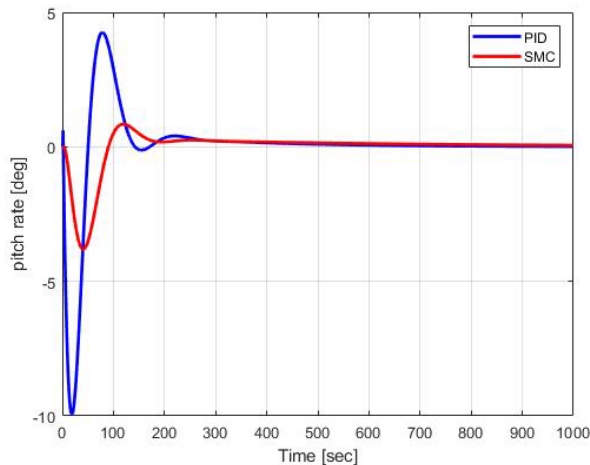
شکل ۱۰- زاویه پیچ به دست آمده از X-plane



شکل ۷- زوایای پیچ مطلوب و به دست آمده با روش‌های کنترلی PID و SMC

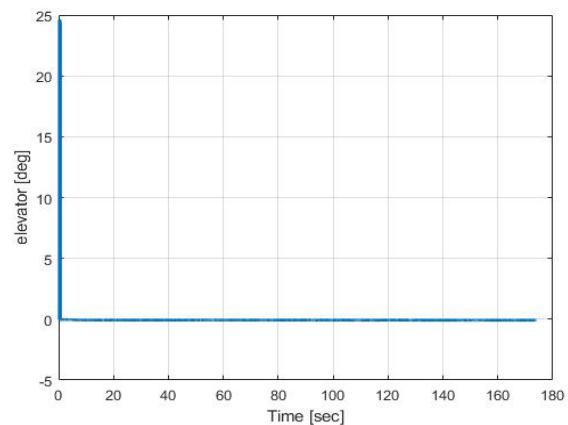


شکل ۱۱- نرخ زاویه پیچ به دست آمده از X-plane



شکل ۸- نرخ زاویه پیچ با روش‌های کنترلی PID و SMC

- [3] Versha Haridas and Vivek A, Longitudinal guidance of unmanned aerial vehicle using integral sliding mode control. *Procedia Technology* vol. 25, 2016, pp. 36-43, 2016.
- [4] R. Babaie and A. F. Ehyaei, Optimal Integral Sliding Mode Controller of a UAV with Considering Actuator Fault. *Iranian Journal of Electrical and Electronic engineering*, vol. 15, no.02, pp. 243-257, 2019.
- [5] M. Navabi and S. Hosseini, Adaptive feedback linearization control of space robots. *Proceedings of 4th International Conference on Knowledge-Based Engineering and Innovation, IEEE*, pp. 965-970, 2017.
- [6] M. Navabi and H. Mirzaei, Robust optimal adaptive trajectory tracking control of quadrotor helicopter. *Latin American Journal of Solids and Structures*, vol. 14, no. 6, pp. 1043-1066, 2017.
- [7] M. Navabi and S. Soleymanpour, Immersion and invariance based adaptive control of aerial robot in presence of inertia uncertainty. *Proceedings of 4th International Conference on Knowledge-Based Engineering and Innovation, IEEE*, pp. 959-964, 2017.
- [8] Stephen K Armah and Sun Yi, Adaptive Control for Quadrotor UAVs Considering Time Delay: Study with Flight Payload. *Robotics and Automation Engineering Journal*, vol. 02, Issue. 05, 2018.
- [9] O. Belyavskii and I. Tomashevich, Passification-based Adaptive Control Design for Quadrotor Stabilization. *Automation and Remote Control Journal*, vol. 79, Issue. 10, pp. 1886-1902, 2018.
- [10] Ke Lu and Chunsheng Liu, A L1 Adaptive Control Scheme for UAV Carrier Landing Using Nonlinear Dynamic Inversion. *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2019.
- [11] Hasan Saribas, Ali Tatli and Atilla Onrat, Control of unmanned aerial vehicles using self-tuning fuzzy PID. *26th Signal Processing and Communications Applications Conference (SIU)*, 2018.
- [12] M. Navabi and M. RajabAliFardi, Quaternion based fuzzy gain scheduled PD law for spacecraft attitude control. *Proceedings of 6th Iranian Joint Congress on Fuzzy and Intelligent Systems, IEEE*, pp. 149-151, 2018.
- [13] M. Navabi and A. Davoodi, Fuzzy control of fuel sloshing in a spacecraft. *Proceedings of 6th Iranian joint Congress on Fuzzy and Intelligent Systems, IEEE*, pp. 123-126, 2018.
- [14] Syed Ussama Ali, Application of sliding mode theory to guidance and control of unmanned aerial vehicles. *Capital University of Science and Technology Islamabad Department of Engineering*. 2016.
- [15] Adriano Bittar, Helosman V. Figueiredo, Poliana Avelar Guimaraes and Alessandro Correa Mendes, Guidance Software-in-The-Loop Simulation Using X-Plane and Simulink for UAVs. *UKSim-International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 2014.



شکل ۱۲- نرخ سکان افقی به دست آمده از X-plane

نتیجه گیری

قانون کنترلی به دست آمده از روش کنترلی مد لغزشی ساده، بسیار نوسان دارد که این امر باعث ایجاد یک تلاش کنترلی بزرگ با دامنه گسترده در سیستم می‌شود و قطعاً سطوح کنترلی اشباع می‌شود. استفاده از تابع اشباع، مشکل چترینگ سیستم را به طور کامل برطرف می‌کند. برای طراحی کنترلی، از دو روش کنترلی خطی PID و روش کنترلی غیرخطی کنترل مد لغزشی استفاده شده است. روش اول چون یک روش خطی می‌باشد نیازی به پارامترهای سیستم نیست. اما در روش غیرخطی پارامترهای سیستم مورد نیاز است و سیستم در برابر اغتشاشات مقاومت بهتری از خود نشان می‌دهد.

پس از طراحی کنترلی به صورت تئوری، جهت اطلاع از صحت عملکرد، کنترلی طراحی شده روی یک پرنده در سیمولاتور پرواز X-plane تست شد. با مقایسه نتایج به دست آمده از X-plane و نتایج تئوری، درمی‌یابیم قانون کنترلی مد لغزشی طراحی شده قادر به کنترل هواپیما جهت داشتن یک پرواز پایدار و موفقیت آمیز می‌باشد.

مراجع

- [1] Sangchul LEE, Kwangjin KIM, Youdan Kim, A Sliding Mode Control with Optimized Sliding Surface for Aircraft Pitch Axis Control System *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.* Vol. 55, No. 2, pp. 94-98, 2012.
- [2] S. Mondal and C. Mahanta, Adaptive integral higher order sliding mode controller for uncertain systems. *Journal of Control Theory and Applications*, vol. 11, no. 1, pp. 61-68, 2013.