



Semnan University

# Journal of Modeling in Engineering

Journal homepage: <https://modelling.semnan.ac.ir/>



Research Article

## Hexarotor Neuro Fuzzy Nonlinear Control

Ashkan Valipour <sup>a</sup>, Hadi Mohammadian <sup>b,\*</sup>, jafar keighobadi <sup>c</sup>

<sup>a</sup> Faculty of Mechanical Engineering, University of Tabriz, East Azerbaijan, Iran.

<sup>b</sup> Faculty of Mechanical Engineering, University of Tabriz, East Azerbaijan, Iran.

<sup>c</sup> Faculty of Mechanical Engineering, University of Tabriz, East Azerbaijan, Iran.

\*Corresponding Author : H\_Mohammadian96@ms.tabrizu.ac.ir

---

### PAPER INFO

#### *Paper history:*

Received: -

Revised: -

Accepted: -

#### *Keywords:*

Nonlinear control, Neural network, NeuroFuzzy,

ANFIS, UAV, hexacopter

### ABSTRACT

Sliding mode control offers several advantages over other control and observer methods when dealing with nonlinear systems, particularly in terms of stability. However, control challenges, such as uncertainties, can impact the overall system performance. In this study, new approaches have been proposed to address these issues by utilizing fuzzy neural control. This article introduces novel nonlinear control algorithms to tackle control challenges that arise with nonlinear systems in the presence of uncertainty. Hex rotors serve as excellent examples of underactuated systems, where sliding mode control demonstrates a more stable performance compared to other controllers in the presence of disturbances and uncertainties. Nonetheless, as uncertainties increase, the controller's performance diminishes. To mitigate this, an adaptive fuzzy neural network is employed to determine the control coefficients for the sliding mode controller, thus improving the system's performance in the presence of uncertainty and enhancing the system's accuracy in target tracking. This research contributes to the field of nonlinear control, offering innovative solutions to the challenges posed by uncertainty in the context of nonlinear systems, with Hex rotors serving as a compelling case study.

## کنترل غیر خطی فازی هگزاروتور

اشکان ولیپور<sup>۱</sup>، هادی محمدیان<sup>۲\*</sup> و جعفر کیقبادی<sup>۳</sup>

اطلاعات مقاله	چکیده
<p>نوع مقاله:</p> <p>دریافت مقاله: -</p> <p>بازنگری مقاله: -</p> <p>پذیرش مقاله: -</p> <p><b>واژگان کلیدی:</b></p> <p>کنترل کننده غیر خطی، شبکه عصبی، عصبی فازی، انفیس، هگزارکوپتر، پهپاد</p>	<p>کنترل مد لغزشی نسبت به سایر روش‌های کنترل و رؤیتگر در برخورد با سیستم‌های غیر خطی، مزایای زیادی از جمله پایداری دارند. با این حال، چالش‌های کنترلی از جمله عدم قطعیت‌ها در چنین رویکردهایی می‌تواند عملکرد کلی سیستم را کاهش دهد. در این مقاله روش‌های جدیدی برای مقابله با این موضوع با استفاده از کنترل عصبی فازی پیشنهاد شده است. این مطالعه توسعه الگوریتم‌های کنترل غیر خطی جدید را برای غلبه بر چالش‌های کنترلی که با سیستم‌های غیر خطی در حضور عدم قطعیت مواجه می‌شوند، ارائه می‌کند. هگزارکوپترها نمونه خوبی از سیستم‌های تحریک ناقص هستند. کنترل مد لغزشی عملکرد پایداری نسبت به کنترلگرهای دیگر در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها از خود نشان می‌دهد. در حالی که با افزایش عدم قطعیت عملکرد کنترلگر کاهش می‌یابد، برای جبران این موضوع از شبکه عصبی فازی تطبیقی جهت یافتن ضرایب کنترلی کنترلگر مد لغزشی استفاده شده و عملکرد سیستم در حضور عدم قطعیت و دقت سیستم در مسیریابی هدف افزایش یافته است.</p>

### ۱- مقدمه

در هگزارکوپتر مدل دینامیکی سیستم، غیر خطی است و اثرات آیرودینامیک پیچیده روتور کرافت بر حرکت آن تاثیر می‌گذارد. علاوه بر این، سیستم دارای ۶ درجه آزادی است، یعنی حرکات چرخشی که شامل حرکات گام، رول و انحراف است و همچنین حرکات انتقالی در جهت محورها، چهار ورودی کنترل و شش ورودی تحریک مستقل (سرعت روتور) نیز دارد، در واقع سیستم تحریک ناقص می‌باشد.

این سیستم به شدت غیر خطی است و حرکات چرخشی و انتقالی با هم جفت میشوند. علاوه بر این، اغتشاشات و عدم قطعیت‌های ناشی از محیط عملیاتی سیستم، چالش‌هایی را برای طراحی کنترل کننده‌ها برای چنین سیستم‌هایی ایجاد می‌کند.

مطالعات به این نتیجه رسیده‌اند که یک سیستم کنترلی مناسب باید طراحی شود تا بتواند پیچیدگی چنین سیستم‌هایی را از جمله غیر خطی بودن، دینامیک تحریک ناقص و جفت‌شده، عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات را طراحی

کند که در غیر این صورت ممکن است منجر به کاهش عملکرد کلی سیستم شود.

پهپادها از نظر ساختاری به چهار زیر شاخه اصلی عمود پروازها، افق پروازها، ترکیبی و زیست پایه تقسیم می‌شوند [۱] که هر کدام از کلاس‌های بیان شده دارای مزایا و معایبی هستند که تحت شرایط خاص و متناسب با کاربردهای خاص به کار گرفته می‌شوند. علت انتخاب هگزارکوپتر به عنوان وسیله کنترل شونده، مانورپذیری بالا نسبت به پهپادهای افق برخاست و مقاوم بودن در برابر خطاهای موتور و نیروی لیفت بالا نسبت به کواد کوپتر و مصرف انرژی کمتر نسبت به اوکتوروتورها می‌باشد.

بسیاری از تحقیقات به چگونگی استفاده از یک روش کنترل، یعنی کنترل (PID) برای کنترل وضعیت و ارتفاع پهپادهای هگزارکوپتر پرداخته‌اند. این روش به دلیل سادگی، ایجاد عملکرد خوب و سهولت در تنظیم معروف است و نتایج نشان می‌دهد که آن‌ها هنوز مشکلات قابل توجهی با خطاهای حالت پایدار و بیش از حد در اطراف مرجع دارند [۲]. جانگ و همکاران [۳] مزایای SMC را با اصلاح

تغییرات محیطی را جبران می‌کند، به رفع این چالش می‌پردازد. یکی از گپ‌های اصلی در سیستم‌های کنترل UAV، نبود مدل‌های دقیقی است که توانایی مقابله با اختلالات خارجی مانند باد یا تغییرات بار را داشته باشند، به‌ویژه در هگزاکوپترها. تحقیقات اخیر به کاربرد منطق فازی و الگوریتم‌های مبتنی بر هوش مصنوعی در پهنادهای پرداخته‌اند، اما این روش‌ها به‌طور کلی از تطبیق‌پذیری پویا در شرایط واقعی بی‌بهره‌اند. ترکیب SMC و شبکه‌های فازی-عصبی در این پژوهش راه‌حل امیدوارکننده‌ای برای بهبود پایداری پرواز و دقت کنترل ارائه می‌دهد [۷، ۸].

در زیر به مزایا و معایب روش مذکور اشاره می‌شود:

#### • مزایا:

- **دقت بالا:** شبکه‌ی فازی-عصبی به دلیل توانایی یادگیری از داده‌های پیچیده، می‌تواند دقت بالایی در پیش‌بینی و کنترل سیستم‌ها داشته باشند.
- **انعطاف‌پذیری:** این شبکه‌ها می‌توانند به راحتی برای انواع مختلف داده‌ها و مسائل تنظیم شوند.
- **قابلیت تعمیم:** شبکه‌های فازی-عصبی می‌توانند الگوهای جدید را شناسایی کنند و به‌خوبی به داده‌های جدید پاسخ دهند.

#### • معایب:

- **نیاز به داده‌های زیاد:** برای آموزش مؤثر، شبکه‌های عصبی به حجم زیادی از داده‌ها نیاز دارند.
- **پیچیدگی محاسباتی:** آموزش و پیاده‌سازی شبکه‌های عصبی می‌تواند زمان‌بر و نیازمند منابع محاسباتی بالا باشد.

خروجی‌های سیستم کنترل از گسسته به پیوسته بررسی کردند. این طرح را بر روی کوادکوپتر برای کنترل وضعیت آن در معرض اغتشاشات اعمال کردند. شبیه‌سازی‌های عددی نشان می‌دهد که طرح ارائه شده می‌تواند با هر نوع اغتشاش مقابله کند. لیو و همکاران [۴] یک جبران‌ساز و رگولاتور خطی درجه دوم را برای کنترل خطاهای ردیابی کوادکوپتر ترکیب کردند. در طراحی این روش کنترل، عدم قطعیت پارامترها و وزش باد در نظر گرفته شد. نتایج نشان داد که خطاهای ردیابی به اندازه کافی کوچک، یعنی کمتر از ۰/۱ درجه در هر دو شبیه‌سازی عددی و کاربرد واقعی بود. سایر محققین نیز تلاش کردند تا از کنترلگر پیشگام برای کنترل بهینه معکوس به نام کنترل وضعیت بهینه معکوس مبتنی بر پیشگام در کوادکوپتر استفاده کنند. هانگلی و همکاران [۵] این روش را هم در شبیه‌سازی و هم در نمونه‌سازی بررسی کردند. در مقایسه با کنترلگر PID، این تکنیک می‌تواند سریع‌تر عمل کند، اگرچه کوادکوپتر محدودیت‌هایی در حداکثر گشتاور خواهد داشت.

در مطالعه انجام شده توسط بانسال و همکاران [۶] از شبکه‌های عصبی عمیق برای عمومی‌سازی دینامیک سیستم خارج از مسیرهای مورد استفاده برای آموزش استفاده کردند. آزمایشات نشان می‌دهد که حتی شبکه‌های عصبی ساده مانند شبکه‌های پیش‌رو می‌توانند دارای توانایی عمومی خوبی باشند و می‌توانند دینامیک کوادروتور را به دقت خوبی یاد بگیرند. بنابراین، شبکه‌های عصبی نه تنها به عنوان یک تقریب‌گر تابع خوب مفید هستند، بلکه می‌توانیم از تابعی که ایجاد می‌کنند برای اهداف کنترلی بهره‌بردار کنیم.

هدف این مطالعه، کاهش خطا و افزایش دقت ردیابی سیستم هگزاروتور، کاهش خطای حالت ماندگار، پایدارسازی سیستم و در کل افزایش راندمان سیستم تحت اغتشاشات و عدم قطعیت‌هایی نظیر باد و یا نویزهای سیستم با استفاده از توسعه مدل غیرخطی مد لغزشی برای کنترل سیستم پهناده از طریق بروزرسانی ضرایب کنترل مد لغزشی (SMC) بر مبنای شبکه عصبی فازی تطبیقی می‌باشد.

این تحقیق با استفاده از مزایای کنترل مد لغزشی که به‌خوبی با غیرخطی بودن سیستم‌ها کنار می‌آید و بهره‌گیری از شبکه‌های فازی-عصبی که عدم قطعیت‌ها و

که در نهایت جهت گیری چارچوب بدنه نسبت به چارچوب لخت به صورت بردار زیر خواهد بود [۱۱]:

$$\Theta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (۶)$$

و موقعیت مرکز مختصات بدنه در مختصات لخت را به صورت بردار زیر نشان می‌دهیم:

$$P = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (۷)$$

پس ماتریس تبدیل نهایی مد نظر از مختصات بدنه به لخت به صورت زیر است [۱۲، ۱۳]:

$$T_{I_{x,y,z}^B}^B(\Theta) = \begin{bmatrix} C(\theta)C(\psi) & C(\psi)S(\phi)S(\theta) - C(\phi)S(\psi) & S(\phi)S(\psi) + C(\phi)S(\theta)C(\psi) \\ C(\theta)S(\psi) & C(\phi)C(\psi) + S(\phi)S(\theta)S(\psi) & C(\phi)S(\theta)S(\psi) - S(\phi)C(\psi) \\ -S(\theta) & S(\phi)C(\theta) & C(\phi)C(\theta) \end{bmatrix} \quad (۸)$$

سپس ماتریس ژاکوبی لازم برای رابطه‌ی سرعت دورانی به صورت رابطه (۹) تعریف می‌شود [۱۴]:

$$R_B^I(\Theta) = \begin{bmatrix} 1 & S(\phi)t(\theta) & C(\phi)t(\theta) \\ 0 & C(\phi) & -S(\phi) \\ 0 & \frac{S(\phi)}{C(\theta)} & \frac{C(\phi)}{C(\theta)} \end{bmatrix} \quad (۹)$$

که در رابطه‌های (۸) و (۹) به علت مختصر نویسی روابط زیر برقرار است:

$$C(o) = \cos(o) \quad S(o) = \sin(o) \quad t(o) = \tan(o)$$

بردار سرعت انتقالی در چارچوب مختصات بدنه به صورت  $V^B$  می‌باشد و در نتیجه رابطه سرعت مرکز جرم بدنه در مختصات لخت به صورت رابطه (۱۰) می‌باشد.

$$\dot{P} = T_{B_{X,Y,Z}}^I V^B \quad (۱۰)$$

و اگر بردار سرعت دورانی در مختصات بدنه به صورت  $\omega^B$  نشان داده شود، رابطه‌ی بین  $\omega^B$  و سرعت دورانی در چارچوب لخت به فرم زیر است:

$$\dot{\Theta} = R_B^I(\Theta) \cdot \omega^B \quad (۱۱)$$

با معرفی سرعت خطی در چارچوب بدنه به صورت زیر:

$$V^B = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \quad (۱۲)$$

و سرعت زاویه‌ای در چارچوب بدنه به فرم رابطه (۱۳):

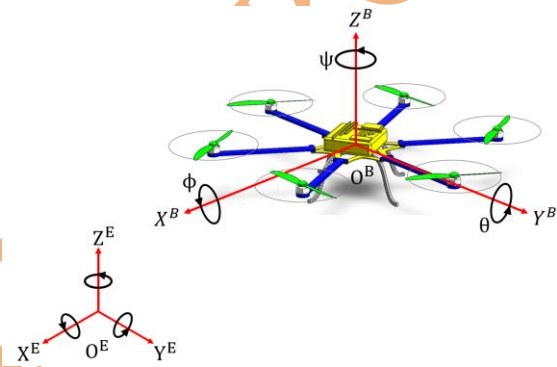
$$\omega^B = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (۱۳)$$

و با توجه به قانون دوم نیوتون، برای یک جسم صلب شش درجه آزادی میتوان رابطه‌های (۱۴) و (۱۵) را نوشت [۱۵]:

○ **عدم شفافیت:** تصمیم‌گیری‌های شبکه‌های فازی-عصبی ممکن است به راحتی قابل تفسیر نباشد، که می‌تواند در برخی کاربردها مشکل‌ساز باشد.

## ۲- مدلسازی دینامیکی

هگزاکوپتر یک سیستم غیر خطی تحریک ناقص با شش درجه آزادی و چهار ورودی کنترلی است. این پهپاد دارای یک ساختار متقارن سفت و سخت متشکل از شش روتور است که به طور متقارن بر روی بدنه نصب شده است همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱ - شماتیک کلی هگزاکوپتر و فریم مختصاتی مربوطه

برای تجزیه و تحلیل و مدلسازی ریاضی حرکت و دینامیک هگزاکوپتر نیاز به دو قاب یا مختصات وجود دارد [۹]:

۱- چارچوب بدنه

$$O^B(X^B, Y^B, Z^B) \quad (۱)$$

۲- چارچوب لخت

$$O^E(X^E, Y^E, Z^E) \quad (۲)$$

تبدیل از یک مختصات به مختصاتی دیگر در صورتی امکان پذیر است که سه زاویه در محورهای مختصاتی متفاوت مشخص شود [۱۰]:

- چرخش زاویه  $\phi$  حول محور X که:

$$\phi \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right) \quad (۳)$$

- چرخش زاویه  $\theta$  حول محور Y که:

$$\theta \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right) \quad (۴)$$

- چرخش زاویه  $\psi$  حول محور Z که:

$$\psi \in (-\pi, \pi) \quad (۵)$$

$$T_x = l \cdot K_p \left( (\Omega_6^2 - \Omega_3^2) + \frac{1}{2} (\Omega_1^2 + \Omega_5^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2) \right) \quad (18)$$

- گشتاور حول محور (pitch) y به صورت زیر خواهد بود:

$$T_y = \frac{\sqrt{3}}{2} K_p l (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_4^2 - \Omega_5^2) \quad (19)$$

- گشتاور حول محور (yaw) z به صورت زیر خواهد بود:

$$T_z = C_d (\Omega_1^2 + \Omega_5^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \quad (20)$$

گشتاور تولید شده توسط نرخ تغییر تکانه زاویه‌ای به صورت رابطه (۲۱) نشان داده میشود [۱۸]:

$$T_{Fcor} = J \cdot \omega \cdot \omega_x \quad (21)$$

در نتیجه گشتاور حاصل از تغییر جهت ملخ روتور که به صورت رابطه (۲۲) بیان می شود [۱۵]:

$$\Gamma_g = \sum_{i=1}^6 J_r (\dot{\theta} \times e_z) \cdot \bar{\Omega} \quad (22)$$

که در معادله (۲۲) سرعت زاویه‌ای متوسط ملخ‌ها به صورت

$$\bar{\Omega} = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 + \Omega_5 - \Omega_6 \quad (23)$$

مشخص میشود و  $J_r \in \mathfrak{R}^+$  اینرسی چرخشی ملخ میباشد. تمامی اغتشاشات ناشی از عدم قطعیت‌های پارامتری، اغتشاشات خارجی مثل تغییر پارامتر، نامتقارنی‌های ساختاری، تفاوت بارهای وارده، نوسان‌های روتور، درگ‌های آیرودینامیکی و ... توسط یک نیرو و یک گشتاور به صورت زیر نمایش داده می‌شود:

$$\Gamma_d = w_\theta = [w_\phi \cdot w_\theta \cdot w_\psi]^T \quad (24)$$

$$F_d = w_p = [w_x \cdot w_y \cdot w_z]^T$$

با توجه به روابط ورودی‌های کنترلی طراحی شده به شکل زیر محاسبه می‌شوند [۱۹]:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = A \cdot \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \\ \Omega_5^2 \\ \Omega_6^2 \end{bmatrix} \quad (25)$$

که در آن ترانهاده ماتریس A به صورت زیر میباشد.

حرکت انتقالی:

$$m\ddot{p} = -mge_z + T_{BXYZ}^l \cdot F_f + F_d \quad (14)$$

حرکت دورانی:

$$J\ddot{\theta} = -\dot{\theta} \times J\dot{\theta} + \Gamma_f + \Gamma_g + \Gamma_d \quad (15)$$

که در روابط بالا بردار یکه گرانشی  $e_z = [0,0,1]^T$  ماتریس اینرسی جرمی  $J = \text{diag}[I_x, I_y, I_z]$  بردار ورودی‌های کنترلی چرخشی  $\Gamma_f = [u_2, u_3, u_4]^T$  بردار ورودی کنترلی انتقالی  $F_f = [0,0,u_1]^T$  جرم m، سیستم و g ثابت گرانش زمین می باشد.

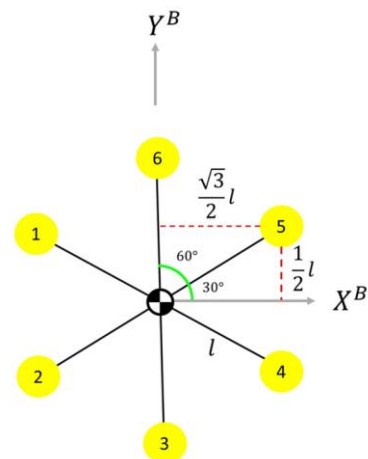
وقتی ملخ یک روتور در سیالی مانند هوا میچرخد، نیرویی در راستای عمود بر ملخ ایجاد میکند که رابطه نیرو با سرعت زاویه ای چرخش به صورت رابطه (۱۶) میباشد [۱۶]:

$$F_{t,i} = K_p \cdot \Omega_i^2 \quad (16)$$

نیروی مقاومت هوا در برابر حرکت هگزاکوپتر به صورت رابطه (۱۷) مشخص میشود:

$$F_{d,i} = C_d \cdot \Omega_i^2 \quad (17)$$

که در آن ها  $\Omega$  سرعت زاویه ای ملخ و  $C_d \in \mathfrak{R}^+$  ثابت پسا و  $K_p \in \mathfrak{R}^+$  ثابت برآ یا پیشرانس نام دارد و مقادیر آنها به شکل هندسی پره و چگالی سیال وابسته است. طبق مطالب ذکر شده از دینامیک سیستم و شکل های ۱ و ۲، گشتاورهای ایجادی حول هر سه محور به صورت زیر خواهد بود [۱۷]:



شکل ۲ - فاصله هر روتور از مرکز جرم هگزاکوپتر

- گشتاور حول محور (roll) x به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned} \ddot{y} &= (\cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi)) \\ &- \sin(\phi) \cos(\psi) \frac{1}{m} u_1 + w_y \\ \ddot{z} &= -g + (\cos(\phi) \cos(\theta)) \frac{1}{m} u_1 \\ &+ w_z \\ \ddot{\phi} &= \dot{\theta} \dot{\psi} \left( \frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{Jr}{I_x} \dot{\theta} \bar{\Omega} + \frac{l}{I_x} u_2 \\ &+ w_\phi \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi} \dot{\psi} \left( \frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{Jr}{I_y} \dot{\phi} \bar{\Omega} + \frac{l}{I_y} u_3 \\ &+ w_\theta \end{aligned} \quad (29)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{l}{I_z} u_4 + w_\psi$$

### ۳- ساختار کنترلی هگزاکوپتر

برای طراحی کنترل کننده مناسب از معادله مدل دینامیکی هگزاکوپتر متشکل از تمام اغتشاشات در حالت غیر خطی طبق رابطه زیر استفاده میکنیم [۱۵]:

$$\dot{X} = f(X) + G(u) + w_d \quad (30)$$

که در معادله بالا  $u$  و  $X$  و  $w_d$  به ترتیب بردار ورودی‌های کنترلی، بردار حالت و بردار تمام اغتشاشات به صورت زیر می‌باشند:

$$u = [u_x, u_y, u_z, u_2, u_3, u_4]^T \in \mathfrak{R}^6 \quad (31)$$

$$X = [\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}]^T \in \mathfrak{R}^{12} \quad (32)$$

$$w_d = [w_\phi, w_\theta, w_\psi, w_x, w_y, w_z]^T \in \mathfrak{R}^6 \quad (33)$$

هدف کنترل، اطمینان یافتن از عملکرد پایدار هگزاکوپتر در ردیابی مسیر در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها می‌باشد. با توجه به تحریک ناقص بودن سیستم هگزاکوپتر این امر غیرممکن است که بتوان برای کنترل ۶ درجه آزادی از چهار فرمان کنترلی استفاده کرد. با توجه به وابسته بودن دینامیک انتقالی به دینامیک چرخشی، دینامیک انتقالی را میتوان به صورت غیرمستقیم با دینامیک چرخشی کنترل کرد. پس دو ورودی کنترل کمکی به صورت  $\phi_d, \theta_d$  انتخاب میشوند. برای تکمیل پروسه کنترل میتوان از فرمان‌های کنترلی زیر که از مفهوم جفت‌شدگی سیستم کنترل‌ها اقتباس شده است، استفاده کرد [۲۱]:

$$\begin{bmatrix} C_d & \frac{\sqrt{3}}{2} lk_p & \frac{1}{2} lk_p & k_p \\ -C_d & \frac{\sqrt{3}}{2} lk_p & -\frac{1}{2} lk_p & k_p \\ C_d & 0 & -lk_p & k_p \\ -C_d & -\frac{\sqrt{3}}{2} lk_p & -\frac{1}{2} lk_p & k_p \\ C_d & -\frac{\sqrt{3}}{2} lk_p & \frac{1}{2} lk_p & k_p \\ -C_d & 0 & lk_p & k_p \end{bmatrix} \quad (26)$$

روابط معکوس برای یافتن سرعت‌های زاویه‌ای هر روتور به صورت زیر بدست می‌آید [۲۰].

$$\Omega_1^2 = \frac{1}{6lk_p} \left( lu_1 + u_2 + \sqrt{3}u_3 + \frac{lk_p}{C_d} u_4 \right)$$

$$\Omega_2^2 = \frac{1}{6lk_p} \left( lu_1 - u_2 + \sqrt{3}u_3 - \frac{lk_p}{C_d} u_4 \right)$$

$$\Omega_3^2 = \frac{1}{6lk_p} \left( lu_1 - 2u_2 + \frac{lk_p}{C_d} u_4 \right)$$

$$\Omega_4^2 = \frac{1}{6lk_p} \left( lu_1 - u_2 - \sqrt{3}u_3 - \frac{lk_p}{C_d} u_4 \right)$$

$$\Omega_5^2 = \frac{1}{6lk_p} \left( lu_1 + u_2 - \sqrt{3}u_3 + \frac{lk_p}{C_d} u_4 \right)$$

$$\Omega_6^2 = \frac{1}{6lk_p} \left( lu_1 + 2u_2 - \frac{lk_p}{C_d} u_4 \right)$$

با جایگذاری روابط (۱۶)، (۸)، (۱۷) و (۲۵) در معادلات نیوتون اولر (روابط (۱۴) و (۱۵)) به روابط زیر دست پیدا میکنیم [۱۵] که معادلات حرکت مشخص شده و در شبیه سازی از این روابط استفاده شده است:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (\cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi)) \\ &+ \sin(\phi) \sin(\psi) \frac{1}{m} u_1 + w_x \end{aligned} \quad (28)$$

که در رابطه بالا  $S$  سطح لغزش،  $e$  خطا و  $\dot{e}$  مشتق زمانی خطا می‌باشد و پارامتر  $\alpha$  یک پارامتر کنترلی است که دستی تنظیم می‌شود.

فرمان کنترلی سیستم به صورت معادله زیر می‌باشد که از دو قسمت گسسته و پیوسته تشکیل شده است که قسمت پیوسته از ویژگی سیستم استخراج می‌شود.

$$u_{total} = u_{dis} + u_{cont} \quad (40)$$

$$u_{total} = u_{eq} - d \times \text{sign}(s)$$

که در رابطه بالا  $d$  یک پارامتر تنظیمی کنترلی است و با روش‌های سعی و خطا یا روش‌های ژنتیک و ... تعیین می‌شود.

با در نظر گرفتن تابع لیاپانوف مناسب، محدوده ضریب نامعین بخش گسسته ورودی کنترلی را بدست می‌آوریم [۲۳]:

$$V(s) = \frac{1}{2}s^2$$

$$\dot{V}(s) = \dot{s}s \leq 0 \quad (41)$$

با برابر صفر قرار دادن مشتق زمانی سطوح لغزشی و مرتب‌سازی رابطه می‌توان ورودی‌های کنترلی را طبق رابطه (۴۱) بدست آورد.

$$u_2 = \frac{1}{b_1} \left( \ddot{\phi}_d - a_1 x_4 x_6 - x_4 a_4 \bar{\Omega} - w_\phi + \alpha_1 (\dot{\phi}_d - x_2) - k_1 \text{sign}(S_\phi) \right)$$

$$u_3 = \frac{1}{b_2} \left( \ddot{\theta}_d - a_2 x_2 x_6 - x_2 a_5 \bar{\Omega} - w_\theta + \alpha_2 (\dot{\theta}_d - x_4) - k_2 \text{sign}(S_\theta) \right)$$

$$u_4 = \frac{1}{b_3} \left( \ddot{\psi}_d - a_3 x_4 x_2 - w_\psi + \alpha_3 (\dot{\psi}_d - x_6) - k_3 \text{sign}(S_\psi) \right)$$

$$u_x = \dot{x}_d - w_x + \alpha_4 (\dot{x}_{7d} - x_8) - k_4 \text{sign}(S_x) \quad (42)$$

$$u_y = \dot{y}_d - w_y + \alpha_5 (\dot{y}_d - x_{12}) - k_5 \text{sign}(S_y)$$

$$u_x = (\cos(\phi_d) \sin(\theta_d) \cos(\psi_d) + \sin(\phi_d) \sin(\psi_d)) \frac{1}{m} u_1 \quad (34)$$

$$u_y = (\cos(\phi_d) \sin(\theta_d) \sin(\psi_d) - \sin(\phi_d) \cos(\psi_d)) \frac{1}{m} u_1 \quad (35)$$

$$u_z = -g + (\cos(\phi_d) \cos(\theta_d)) \frac{1}{m} u_1 \quad (36)$$

با تلفیق ماتریس‌های  $G$  و  $f(x)$  میتوان رابطه حالت‌ها را از روابط (۲۷ و ۲۸) به صورت رابطه (۳۶) نوشت [۱۵]:

$$\dot{x} = f(x, u) = \begin{bmatrix} x_2 \\ a_1 x_4 x_6 + x_4 a_4 \bar{\Omega} + b_1 u_2 + w_\phi \\ x_4 \\ a_2 x_2 x_6 + x_2 a_5 \bar{\Omega} + b_2 u_3 + w_\theta \\ x_6 \\ a_3 x_4 x_2 + b_3 u_4 + w_\psi \\ x_8 \\ u_x + w_x \\ x_{10} \\ u_y + w_y \\ x_{12} \\ u_z + w_z \end{bmatrix} \quad (37)$$

که در رابطه (۳۶) ضرایب موجود به صورت زیر تعیین شده‌اند:

$$a_1 = \frac{I_y - I_z}{I_x}, a_2 = \frac{I_z - I_x}{I_y}, a_3 = \frac{I_x - I_y}{I_z} \\ a_4 = -\frac{Jr}{I_x}, a_5 = \frac{Jr}{I_y} \quad (38) \\ b_1 = \frac{l}{I_x}, b_2 = \frac{l}{I_y}, b_3 = \frac{l}{I_z}$$

### ۳-۱- ساختار کنترلر SMC

کنترلر SMC یک روش کنترلی است که برای مدیریت و کنترل سیستم‌های پویا و غیرخطی استفاده می‌شود. این روش کنترلی توسط وسیله‌ای به نام "سطح لغزش" که به صورت دینامیکی تغییر می‌کند، سیستم را به سمت حالت مطلوب هدایت می‌کند. در واقع، سیستم به سمت یک سطح معین حرکت می‌کند و در آن سطح به کنترل کامل دست پیدا می‌کند.

سطح لغزش به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۲]:

$$S = e - \alpha e \quad (39)$$

$$\bar{w}_i = \frac{w_i}{w_1 + w_2}, i = 1, 2 \quad (45)$$

که در رابطه بالا  $w_i$  ورودی های گره مورد نظر میباشد.

**لایه چهارم:** همه گره های موجود در این لایه گره های تطبیقی با رابطه (۴۶) میباشد که ورودی وزن دار هر قانون فازی را تولید میکنند.

$$O_i^4 = \bar{w}_i f_i = \bar{w}_i (p_i x + q_i y + r_i) \quad (46)$$

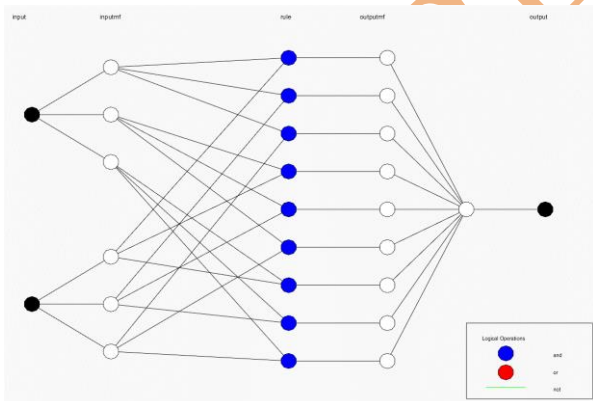
**لایه پنجم:** این تک گره، خروجی نهایی شبکه را با جمع کردن تمامی ورودی ها تولید میکند. تابع مورد نظر به صورت (۴۷) میباشد [۲۶].

$$O_i^5 = \sum_i \bar{w}_i f_i \quad (47)$$

این ساختار شبکه تطبیقی به ما یک سیستم استنتاجی می دهد که با داده های آموزشی که ارائه می دهیم آموزش دیده و داده های بعدی را پیشبینی میکند.

### ۳-۳- ساختار کلی شبکه

ساختار کلی شبکه مورد استفاده مطابق شکل ۴ میباشد که دارای ۹ قانون فازی و ۳ تابع عضویت گاوسی به ازای هر ورودی میباشد.



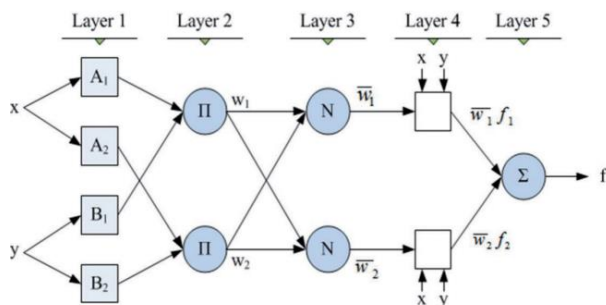
شکل ۴- شماتیک کلی شبکه عصبی فازی تطبیقی

خروجی سطح مدل های فازی عصبی مورد استفاده در مطالعه به صورت نمودار های سطح در شکل های ۵ تا ۱۰ نشان داده شده اند.

$$u_z = \dot{z}_d - w_z + \alpha_6 (\dot{z}_d - x_{12}) - k_6 \text{sign}(S_z)$$

### ۲-۳- سیستم استنتاج عصبی فازی تطبیقی

ANFIS [۲۴] مانند شکل ۳ از یک شبکه چندلایه پیکربندی شده استفاده میکند تا قابلیت یادگیری شبکه های عصبی را در سیستم فازی بگنجانند.



شکل ۳- ساختار شبکه فازی عصبی تطبیقی [۲۳]

**لایه اول:** هر گره در این لایه یک گره تطبیقی است که وظیفه آن تعیین درجه عضویت هر ورودی میباشد. تابع گره های موجود را میتوان به صورت زیر تعریف کرد.

$$O_i^1 = \mu_{A_i}(x) \quad (43)$$

که در آن  $x$  ورودی گره و  $A_i$  برچسب زبانی مرتبط با تابع این گره است.

تابع عضویت مورد استفاده در این مطالعه برای هر ورودی تابع گاوسی<sup>۱</sup> به صورت زیر میباشد:

$$\mu_{A_i}(x) = \exp\left(-\frac{(c_i - x)^2}{2\sigma_i^2}\right) \quad (44)$$

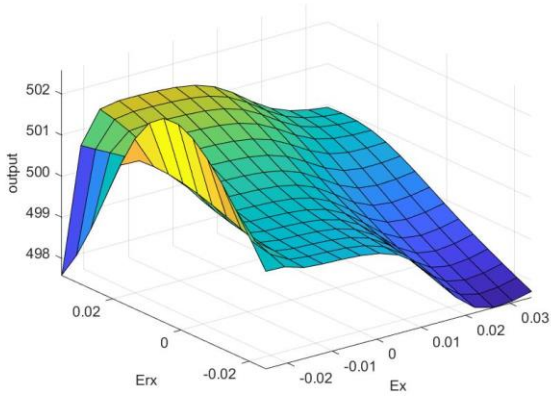
که در رابطه بالا  $c_i$  مرکز و  $\sigma_i$  عرض تابع عضویت گاوسی میباشد.

**لایه دوم:** هر گره در این لایه یک گره ثابت میباشد که اپراتور منطقی AND را بین ورودی های گره فراهم میسازد.

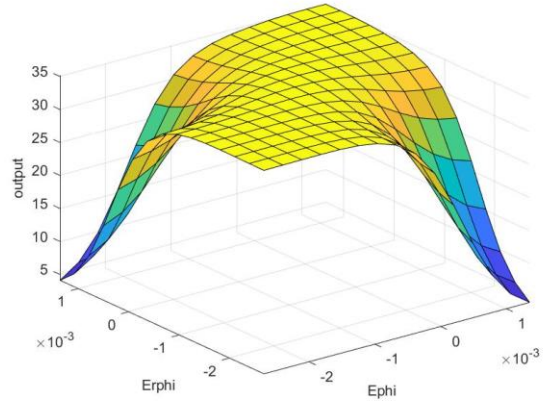
**لایه سوم:** هر گره در این لایه یک گره ثابت میباشد که تابع آن ورودی های گره را گرفته و نسبت به همه ورودی ها نرمالایز میکند. تابع مورد نظر به صورت زیر می باشد:

<sup>1</sup> gaussian

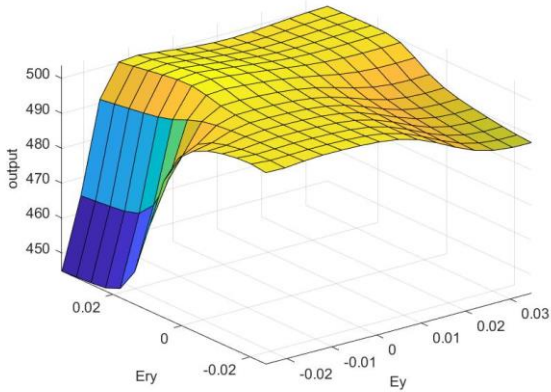




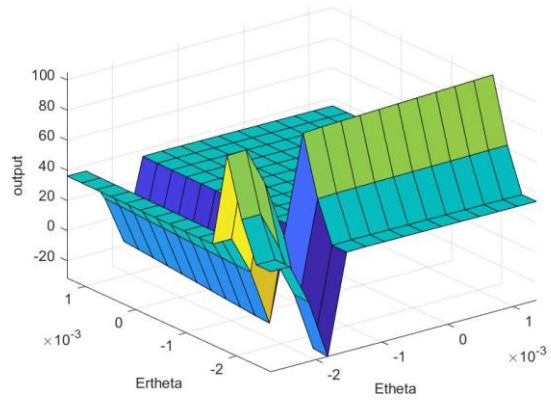
شکل ۸- نمودار سطح قوانین فازی X



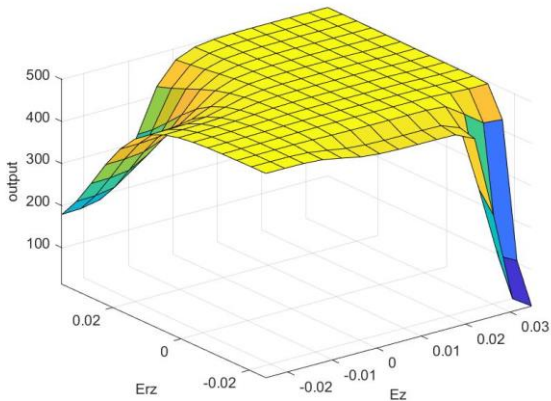
شکل ۵- نمودار سطح قوانین فازی گام



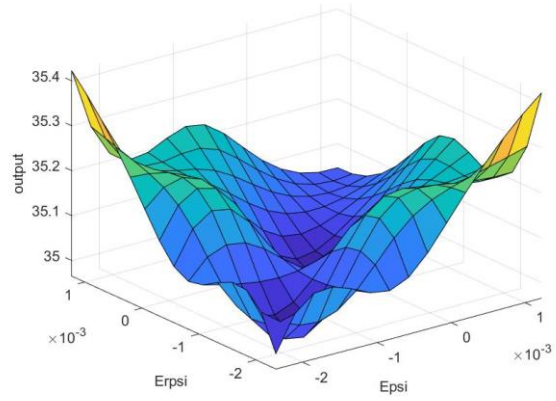
شکل ۹- نمودار سطح قوانین فازی Y



شکل ۶- نمودار سطح قوانین فازی رول

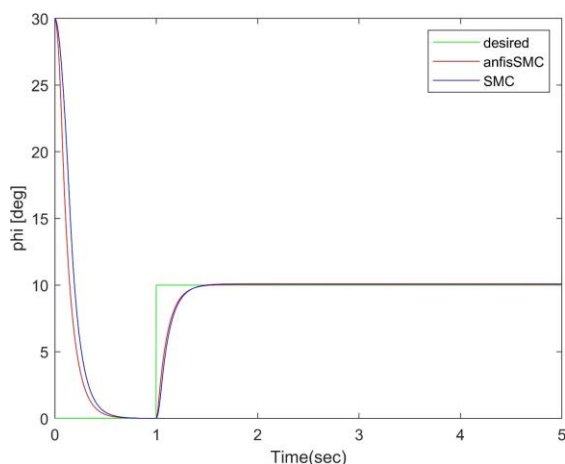


شکل ۱۰- نمودار سطح قوانین فازی Z

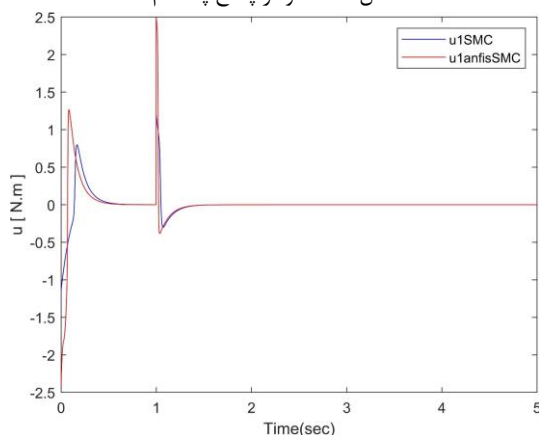


شکل ۷- نمودار سطح قوانین فازی انحراف

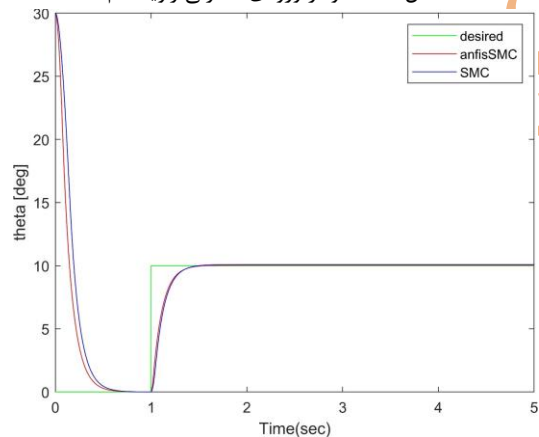
با توجه به شکل های ۵ تا ۱۰ میتوان دریافت که شبکه آموزش دیده ما چه تصمیماتی به ازای ورودی ها گرفته و تغییرات مقادیر خروجی پیش بینی شده مدل پیشنهاد شده



شکل ۱۱- نمودار پاسخ پله گام



شکل ۱۲- نمودار ورودی کنترلی زاویه گام



شکل ۱۳- نمودار پاسخ پله رول

به ازای ورودی های خطا و تغییرات خطا را به روشنی درک کرد.

#### ۴- نتایج و بحث

با استفاده از نرم افزار متلب و پیاده سازی معادلات مربوطه در نرم افزار با مقادیر موجود در جدول ۱ و ۲ و یافتن ضرایب سطوح لغزش و ضرایب کنترل از روش های ژنتیک و اضافه کردن داده های تصادفی به ضرایب کنترلی حالت های مد لغزشی و ضرایب کنترل به صورت داده های آموزشی استخراج گردید، سپس با مشخص کردن مقادیر خطای هر حالت و تغییرات هر حالت آن ها را به صورت ورودی و ضرایب کنترلی را به صورت خروجی به مدل وارد کردیم و آموزش شبکه تکمیل شد. شبکه آموزش دیده بدون عدم قطعیت را در حضور عدم قطعیت و با ورودی پله تحریک کردیم و پاسخ های نمودارهای مربوطه استخراج شد.

جدول ۱- مقادیر پارامترهای مورد استفاده در شبیه سازی [۲۷]

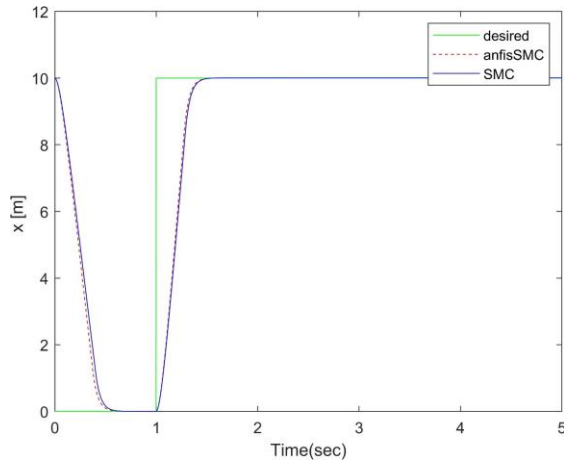
نام پارامترهای موجود	مقادیر پارامتر	نام پارامترهای موجود	مقادیر پارامتر
$K_p$	$2.91e-5$	$J_r$	$6e-5$
$C_d$	$1.11e-6$	$l$	0.21
$I_x$	$4e-3$	$m$	0.74
$I_y$	$4e-3$	$g$	9.80
$I_z$	$8.4e-3$		

جدول ۲- مقادیر ضرایب کنترلی مد لغزشی

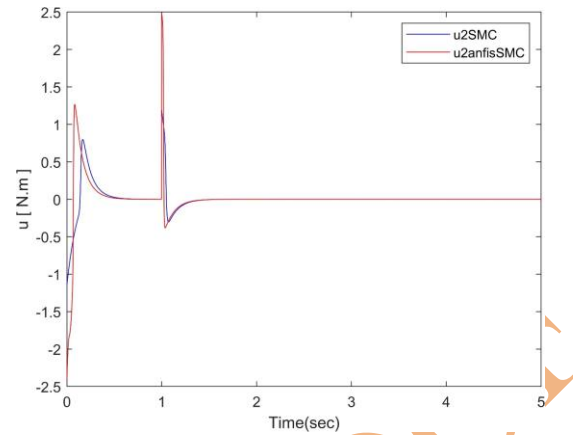
$\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = 10$	$\alpha_4 = \alpha_5 = \alpha_6 = 20$
$k_1 = k_2 = k_3 = 35$	$k_4 = k_5 = k_6 = 500$

۴-۱- پاسخ پله بدون عدم قطعیت

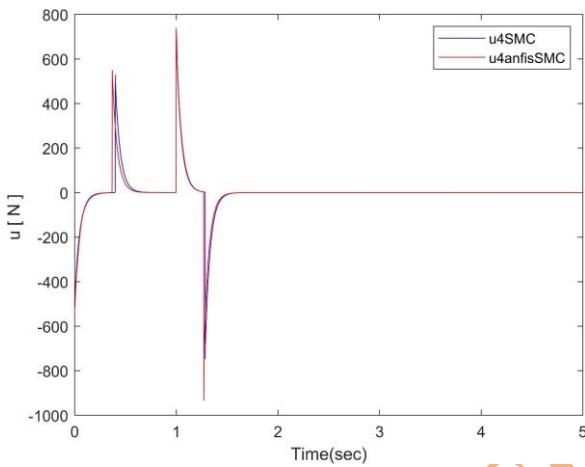
نمودارهای مربوط به پاسخ پله بدون حضور عدم قطعیت و نمودارهای ورودی کنترلی به صورت زیر بدست آمده است. شکل ۱۱ تا ۲۲ نشان دهنده نتایج این بخش میباشند.



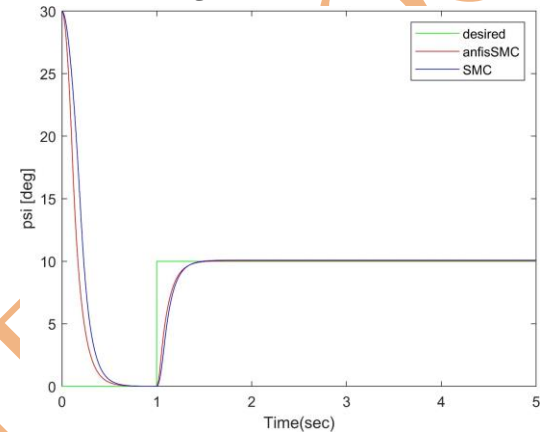
شکل ۱۷- نمودار پاسخ پله X



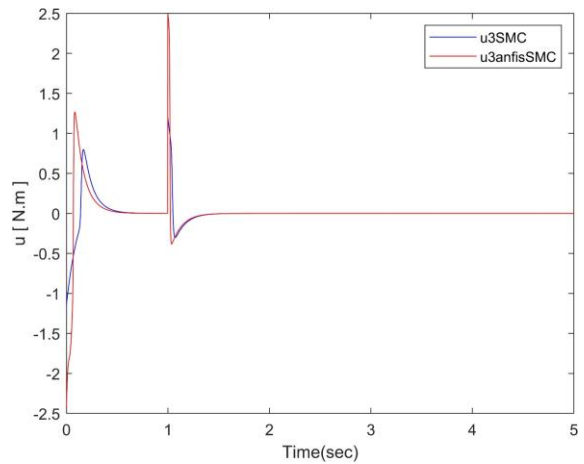
شکل ۱۴- نمودار ورودی کنترلی زاویه رول



شکل ۱۸- نمودار ورودی کنترلی X

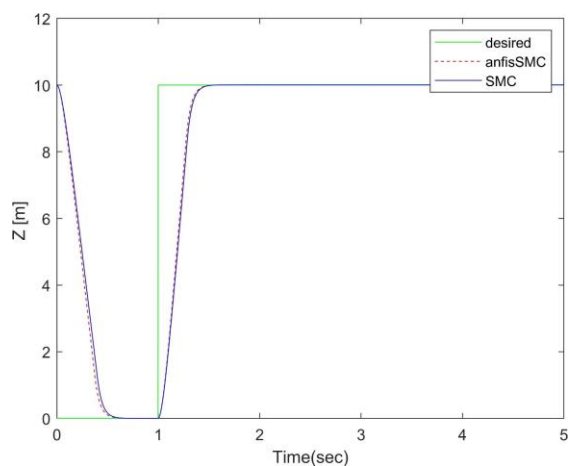


شکل ۱۵- نمودار پاسخ پله انحراف

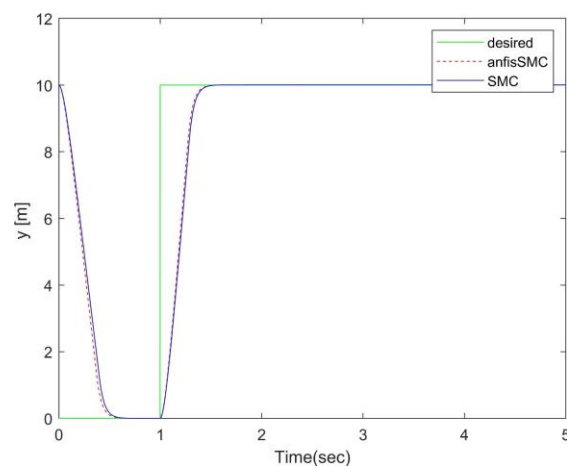


شکل ۱۶- نمودار ورودی کنترلی زاویه انحراف

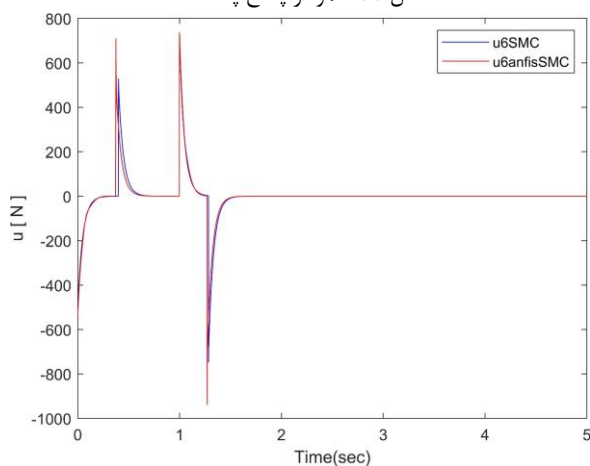
حالت‌های چرخشی با مقدار اولیه ۳۰ درجه و با طی ۵ ثانیه با تحریک ورودی پله به اندازه ۱۰ درجه و با تاخیر یک ثانیه نمودارهای بالا استخراج شدند. همانطور که ملاحظه میشود حتی در صورتی که عدم قطعیت وجود ندارد، پاسخ شبکه پیشنهادشده بهتر از کنترلگر مد لغزشی میباشد و بهتر توانسته است مسیر مطلوب را ردیابی کند.



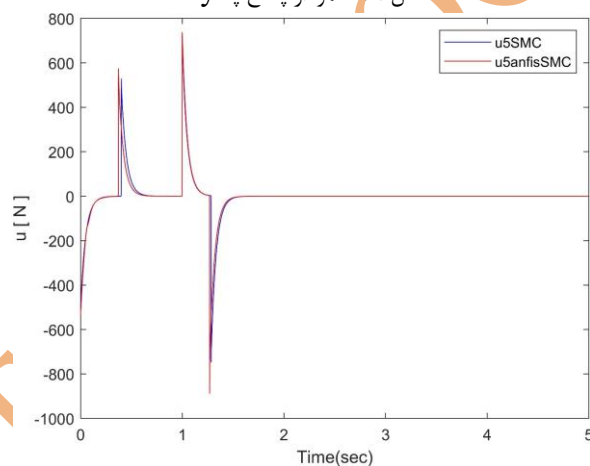
شکل ۱۹- نمودار پاسخ پله Z



شکل ۲۰- نمودار پاسخ پله y



شکل ۲۱- نمودار ورودی کنترلی Z



شکل ۲۲- نمودار ورودی کنترلی y

حالت‌های موقعیت با مقدار اولیه ۱۰ متر و با طی ۵ ثانیه با تحریک ورودی پله به اندازه ۱۰ متر و با تاخیر یک ثانیه نمودارهای بالا استخراج شدند همینطور ورودی‌های کنترل گر در نمودارها نشان داده شدند. همانطور که ملاحظه میشود حتی در صورتی که عدم قطعیت وجود ندارد پاسخ شبکه پیشنهاد شده بهتر از کنترلگر مد لغزشی میباشد و بهتر توانسته است مسیر مطلوب را ردیابی کند. در ضمن کنترلگر توانسته در عرض نیم ثانیه به موقعیت مطلوب برسد.

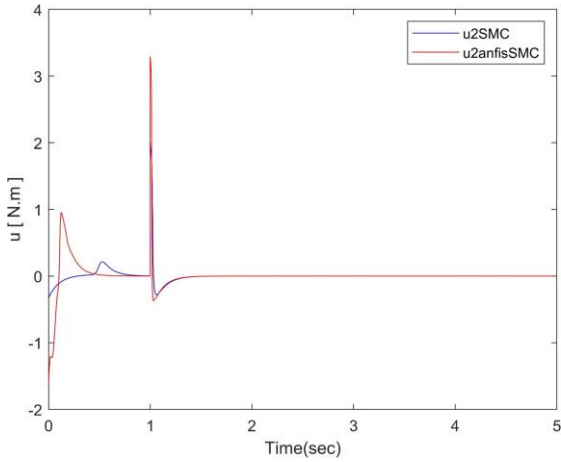
با در نظر گرفتن مقادیر ثابت به عنوان عدم قطعیت طبق جدول ۴ نتایج شبیه‌سازی حاصل شد.

جدول ۴- مقادیر ثابت عدم قطعیت

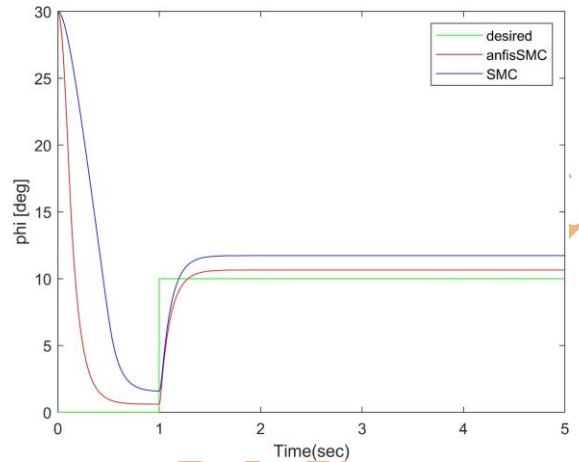
$\omega_\varphi = \omega_\theta = \omega_\psi$ = 25	$\omega_x = \omega_y = \omega_z$ = 320
--	---

۲-۴- پاسخ پله در حضور عدم قطعیت

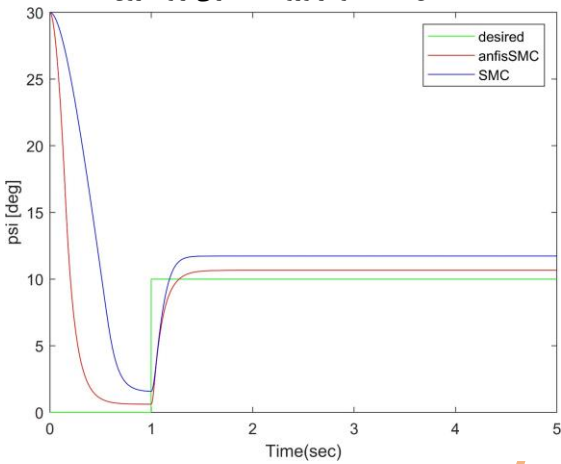
نمودارهای مربوط به پاسخ پله در حضور عدم قطعیت و نمودار ورودی های کنترلی به صورت شکل های ۲۳ تا ۲۴ بدست آمده است.



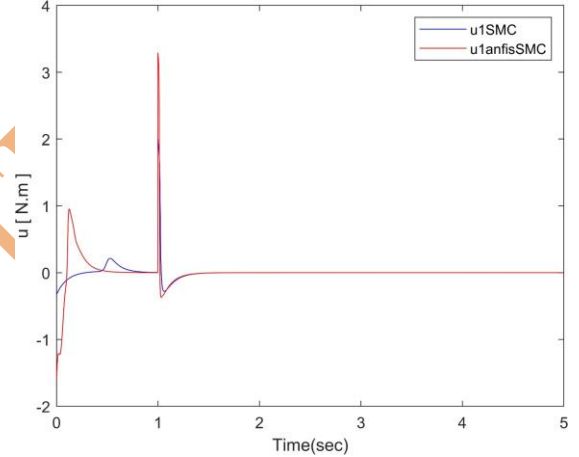
شکل ۲۶- نمودار ورودی کنترلی زاویه رول



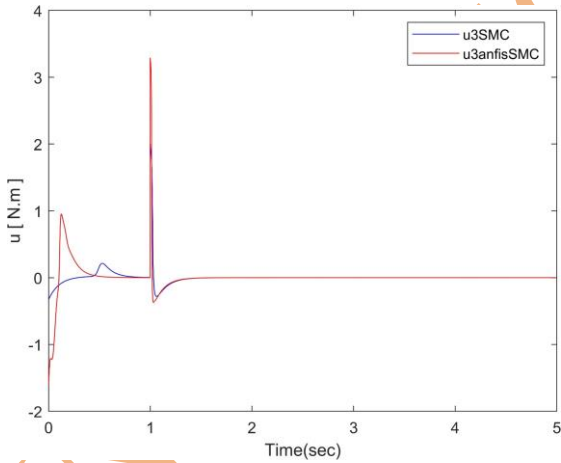
شکل ۲۳- نمودار پاسخ پله گام



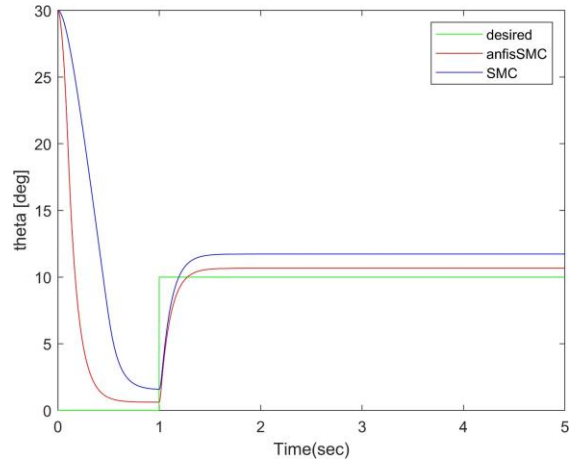
شکل ۲۷- نمودار پاسخ پله انحراف



شکل ۲۴- نمودار ورودی کنترلی زاویه گام

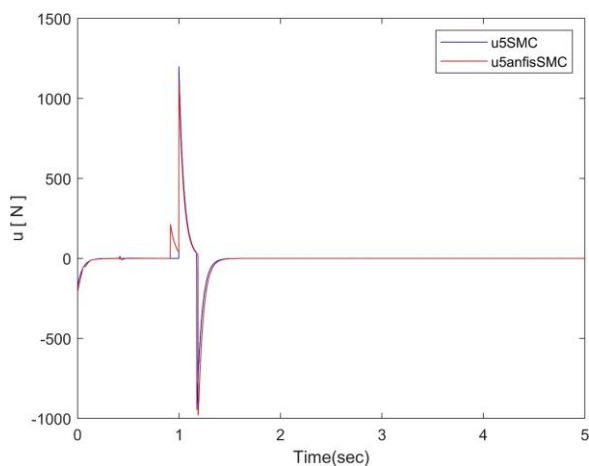


شکل ۲۸- نمودار ورودی کنترلی زاویه انحراف



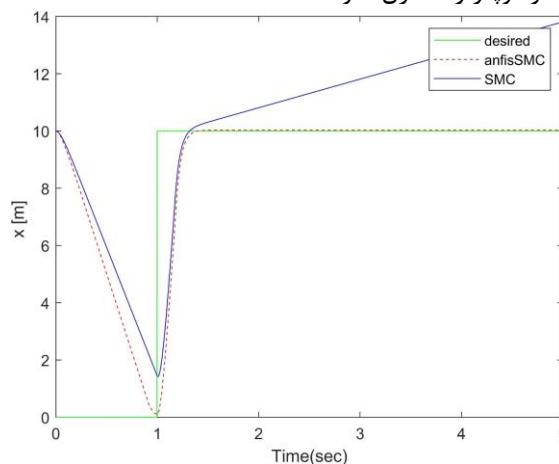
شکل ۲۵- نمودار پاسخ پله رول

همانطور که ملاحظه میشود، با افزایش عدم قطعیت در مدل، کنترلگر مد لغزشی به سمت ناپایداری میرود و در صورت اعمال عدم قطعیت های نسبتا کوچک (اشاره شده در جدول ۴) دارای خطای حالت ماندگار میشود و ردیابی مسیر به طور ناقص انجام میشود، در صورتی که کنترلگر پیشنهاد شده حتی در صورت اعمال عدم قطعیت های بزرگ به صورت پایدار مانده و خطای ماندگار کمتری نسبت به مد

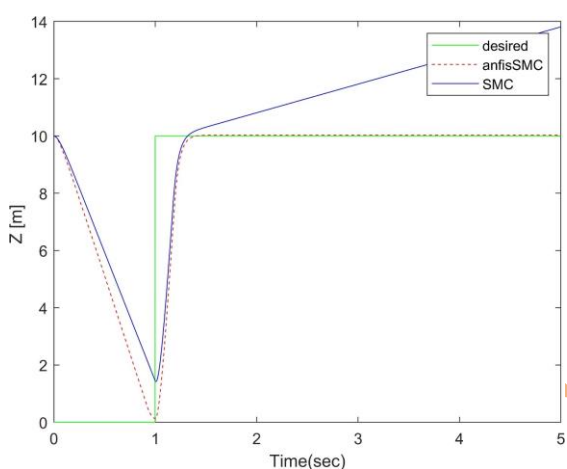


شکل ۳۲- نمودار ورودی کنترلی Y

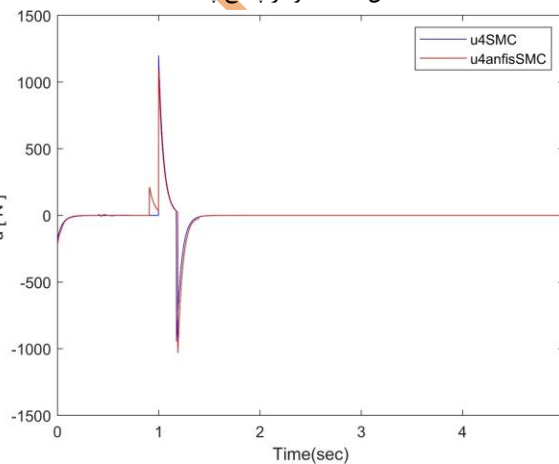
لغزشی داشته و ردیابی مسیر بهتری را انجام میدهد و نمودارهای ورودی‌های کنترلی نشان میدهند که با ایجاد گشتاوری در حدود  $1\text{ N.m}$  تا  $3\text{ N.m}$  میتوان چرخش هگزاکوپتر را کنترل نمود.



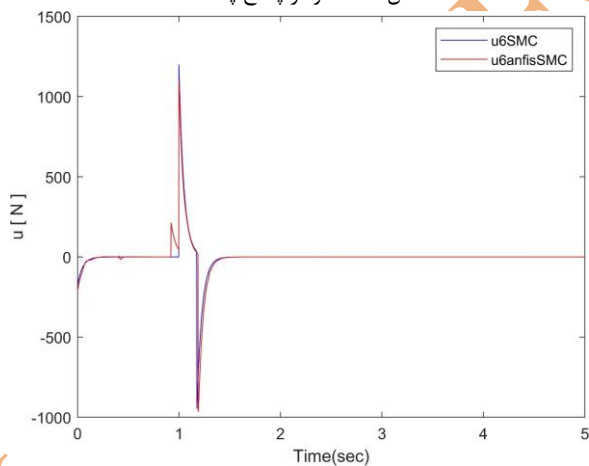
شکل ۲۹- نمودار پاسخ پله X



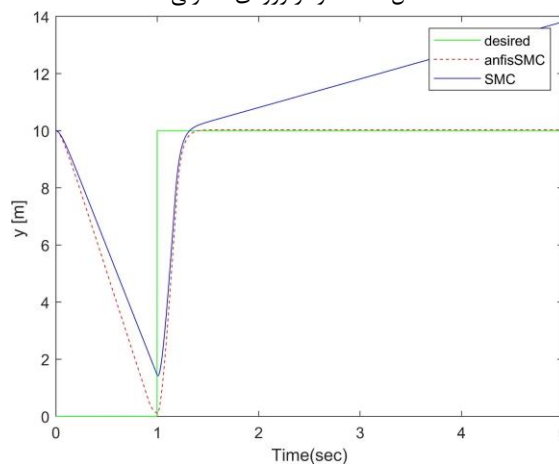
شکل ۳۳- نمودار پاسخ پله Z



شکل ۳۰- نمودار ورودی کنترلی X



شکل ۳۴- نمودار ورودی کنترلی Z



شکل ۳۱- نمودار پاسخ پله Y

با توجه به نمودارهای ورودی‌های کنترلی میتوان نتیجه گرفت که ورودی‌های انتقالی تقریباً از  $1000\text{ N}$  تا  $1\text{ N}$  قادر به کنترل سیستم میباشد لازم به ذکر است این ورودی‌ها مربوط به همه روتورها است و این نیروی لازم بین روتورها تقسیم میشود.

۳-۴- نمودار حرکت در سه بعد

مدل از طریق روش الگوریتم ژنتیک بدست آمده است)، انجام گرفت سپس این داده‌ها پس از بررسی و ایجاد نویزهای متفاوت در ضرایب وارد فاز آموزش شبکه‌های عصبی فازی تطبیقی شدند. خطا به عنوان ورودی اول و تغییرات خطا به عنوان ورودی دوم و ضرایب به عنوان هدف در این شبکه ساختار بندی شدند و به صورت آفلاین آموزش شبکه انجام گرفت. با وارد کردن شبکه آموزش دیده به سیستم کنترل مد لغزشی مورد نظر و با وارد کردن ورودی پله نتایج حاصل از شبیه‌سازی به دست آمد. با توجه به نتایج و نمودارهای حاصل و پاسخ پله سیستم، میتوان در صورت وجود عدم قطعیت سیستم بهبود یافته را مشاهده نمود، خطای سیستم پیشنهادی بسیار کمتر از کنترلگر مد لغزشی میباشد تا حدی که حتی در نمودارهای موقعیت  $(x,y,z)$  میتوان ناپایداری سیستم را از بین برد. در ضمن با استفاده از روش پیشنهادی میتوان خطای حالت ماندگار سیستم را تا حد قابل قبولی کاهش داد.

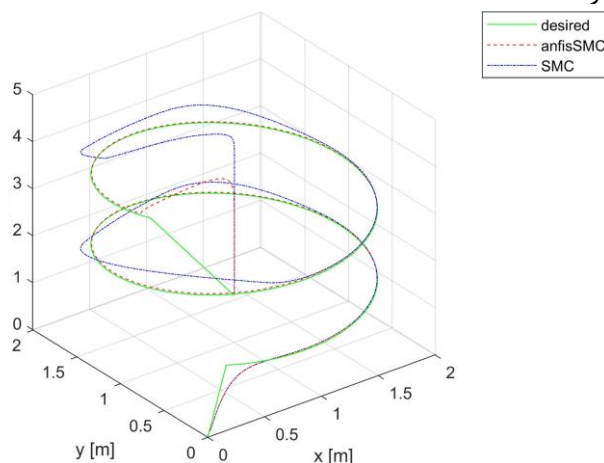
نتیجه آزمایشات نشان می‌دهد که چارچوب مدل‌سازی پیشنهادی ما در پیش بینی رفتار هگزاکوپتر در حالات مشخص شده بهتر عمل می‌کند.

#### مهم ترین نتایج:

- مدل‌سازی ریاضی دقیق هگزاکوپتر با استفاده از کنترلگر SMC.
- بهبود عملکرد کنترل با استفاده از شبکه‌های فازی-عصبی.
- تأیید کارایی روش‌های پیشنهادی از طریق شبیه‌سازی و اعتبارسنجی تجربی.
- شناسایی و پرکردن گپ‌های تحقیقاتی در زمینه کنترل سیستم‌های پروازی.

با دقت به نتایج حاصل شده از این مطالعه، برای کارهای آتی پیشنهاد میشود که از الگوریتم‌های دیگر یا آموزش آنلاین شبکه که میتواند سرعت عمل کنترل و یا حتی حالت آنلاین کنترل را فراهم نماید استفاده شود.

نمودار سه بعدی شکل ۳۵ حالت‌های موقعیت با ورودی‌های متفاوت در طی زمان ۲۰ ثانیه استخراج شده است، همانطور که ملاحظه می‌کنید شبکه پیشنهاد شده تحت اعمال عدم قطعیت در ردیابی مسیر سه بعدی بسیار بهتر و با دقت بالایی نسبت به کنترل گر مد لغزشی حرکت کرده است.



شکل ۳۵- نمودار پاسخ ردیابی مسیر سه بعدی

#### ۵- نتیجه گیری

در این مطالعه یک مدل ریاضی از هگزاکوپتر ایجاد و شبیه‌سازی شد. کنترلگر SMC برای کنترل سیستم طراحی و به مدل اضافه شد. در نتیجه کنترلگر مد لغزشی مورد مطالعه توسط یک شبکه فازی عصبی تحت شرایط متفاوت کنترل و این امر باعث شد سیستم با موفقیت تثبیت شود. ساختار شبکه عصبی فازی برای تخمین ضرایب کنترلگر هگزاکوپتر تعیین گردید. دقت و خطای بدست آمده نشان‌دهنده این است که اگرچه تعداد محدودی از مجموعه داده ثبت شده بود اما با همین مجموعه داده کم نیز بیشترین دقت حاصل شده است.

تمرکز اصلی این مطالعه بر توسعه مدل‌های پیش‌بینی رفتار هگزاکوپتر با دقت بالا با استفاده از ابزارهای لازم است. این ابزار پس از مطالعه دقیق ANFIS، با روش شبکه‌های عصبی فازی در نرم افزار MATLAB انتخاب شده است. اولین قدم، جمع‌آوری داده‌هایی که از طریق خود کنترل مد لغزشی بدست آمده بود (با توجه به این که ضرایب اولیه

## مراجع

- [1] DARVISHPOOR S, ROSHANIAN J, RAISSI A, HASSANALIAN M. Configurations, flight mechanisms, and applications of unmanned aerial systems: A review. *Progress in Aerospace Sciences* 2020;121:100694. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100694>.
- [2] HE X, GUO D, LEANG K K. Repetitive control design and implementation for periodic motion tracking in aerial robots. In: 2017 American Control Conference (ACC); 2017 May; Seattle, WA, USA. IEEE; 2017. p. 5101-8. <https://doi.org/10.23919/ACC.2017.7963270>.
- [3] XIAO B, HU Q, ZHANG Y. Adaptive sliding mode fault tolerant attitude tracking control for flexible spacecraft under actuator saturation. *IEEE Transactions on Control Systems Technology* 2011;20(6):1605-12. <https://doi.org/10.1109/TCST.2011.2110520>.
- [4] LIU H, BAI Y, LU G, ZHONG Y. Robust attitude control of uncertain quadrotors. *IET Control Theory & Applications* 2013;7(11):1583-9. <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2012.0450>.
- [5] HONGLEI A, JIE L, JIAN W, JIANWEN W, HONGXU M. Backstepping-based inverse optimal attitude control of quadrotor. *International Journal of Advanced Robotic Systems* 2013;10(5):223. <https://doi.org/10.5772/56483>.
- [6] YACEF F, BOUHALI O, HAMERLAIN M. Adaptive fuzzy backstepping control for trajectory tracking of unmanned aerial quadrotor. In: 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS); 2014 May; Orlando, FL, USA. IEEE; 2014. p. 920-7. <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2014.6842277>.
- [7] Agha, S.A., Mohamed, Z., Shaheed, M.H. "Optimised Sliding Mode Control of a Hexacopter: Simulation and Experiments," *Electronics*, 11(16), p. 2519 (2022). DOI: <https://doi.org/10.3390/electronics11162519>.
- [8] Chen, Z.S., Yang, Y., Wang, X.J., Chin, K.S., Tsui, K.L. "Fostering linguistic decision making under uncertainty: a proportional interval type-2 hesitant fuzzy TOPSIS approach," *International Journal of Intelligent Robotics and Applications*, 500, p. 229–258 (2019). DOI: <https://doi.org/10.3390/math11040853>.
- [9] BANSAL S, AKAMETALU A K, JIANG F J, LAINE F, TOMLIN C J. Learning quadrotor dynamics using neural network for flight control. In: 2016 IEEE 55th Conference on Decision and Control (CDC); 2016 Dec; Las Vegas, NV, USA. IEEE; 2016. p. 4653-60. <https://doi.org/10.1109/CDC.2016.7798850>.
- [10] BARÁNEK R, ŠOLC F. Modelling and control of a hexa-copter. In: *Proceedings of the 13th International Carpathian Control Conference (ICCC)*; 2012 May; Szilvásvárad, Hungary. IEEE; 2012. p. 19-23. <https://doi.org/10.1109/ICCC.2012.6236794>.
- [11] MOUSSID M, SAYOUTI A, MEDROMI H. Dynamic modeling and control of a hexarotor using linear and nonlinear methods. *International Journal of Applied Information Systems* 2015;9(5):9-17. <https://doi.org/10.5120/ijais15-450198>.
- [12] ALAIMO A, ARTALE V, MILAZZO C, RICCIARDELLO A, TREFILETTI L U C A. Mathematical modeling and control of a hexacopter. In: 2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS); 2013 May; Atlanta, GA, USA. IEEE; 2013. p. 1043-50. <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2013.6569820>.
- [13] KIM J, KANG M S, PARK S. Accurate modeling and robust hovering control for a quad-rotor VTOL aircraft. In: *Selected papers from the 2nd International Symposium on UAVs*; 2009 Jun; Reno, NV, USA. Springer Netherlands; 2010. p. 9-26. [https://doi.org/10.1007/978-90-481-8675-0\\_2](https://doi.org/10.1007/978-90-481-8675-0_2).
- [14] BRESCIANI T. Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter. MSc thesis; 2008.
- [15] ZHANG J, GU D, DENG C, WEN B. Robust and adaptive backstepping control for hexacopter UAVs. *IEEE Access* 2019;7:163502-14. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2951234>.
- [16] SHAFIEI A. "موسسه آموزش عالی شهاب دانش"، *مدلسازی و شناسایی سیستم کوادروتور*، 1395.
- [17] RAO K V, MATHEW A T. Dynamic modeling and control of a hexacopter using PID and back stepping controllers. In: 2018 International Conference on Power, Signals, Control and Computation (EPSCICON); 2018 Jan; Pune, India. IEEE; 2018. p. 1-7. <https://doi.org/10.1109/EPSCICON.2018.8559820>.



- [18] USUBAMATOV R. Mathematical model for gyroscope effects. In: AIP Conference Proceedings; 2015 May; Melville, NY, USA. AIP Publishing; 2015. p. 1660. <https://doi.org/10.1063/1.4912943>.
- [19] BESNARD L, SHTESSEL Y B, LANDRUM B. Control of a quadrotor vehicle using sliding mode disturbance observer. In: 2007 American Control Conference; 2007 Jul; New York, NY, USA. IEEE; 2007. p. 5230-5. <https://doi.org/10.1109/ACC.2007.4282675>.
- [20] ALAIMO A, ARTALE V, MILAZZO C L R, RICCIARDELLO A. PID controller applied to hexacopter flight. Journal of Intelligent & Robotic Systems 2014;73:261-70. <https://doi.org/10.1007/s10846-013-9995-5>.
- [21] GHEROUAT O, MATOUK D, HASSAM A, ABDESSEMED F. Sliding mode control for a quadrotor unmanned aerial vehicle. Journal of Automation & System Engineering 2007;10(3):150-7. <https://doi.org/10.1007/s11633-007-0015-5>.
- [22] SHI X, CHENG Y, YIN C, ZHONG S, HUANG X, CHEN K, QIU G. Adaptive fractional-order SMC controller design for unmanned quadrotor helicopter under actuator fault and disturbances. IEEE Access 2020;8:103792-802. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2020.2991234>.
- [23] ADIR V G, STOICA A M, WHIDBORNE J F. Sliding mode control of a 4Y octorotor. UPB Sci. Bull., Series D 2012;74(4):37-51. <https://doi.org/10.1007/s10846-013-9995-5>.
- [24] JANG J S. ANFIS: adaptive-network-based fuzzy inference system. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics 1993;23:665-85. <https://doi.org/10.1109/21.256541>.
- [25] [23] REZAZADEH S, ARDESTANI M A, SADEGHI P S. Optimal attitude control of a quadrotor UAV using Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System. In: 2013 IEEE International Conference on Fuzzy Systems; 2013 Jul; Hyderabad, India. IEEE; 2013. p. 1-6. <https://doi.org/10.1109/FUZZ-IEEE.2013.6622631>.
- [26] SHEIKH S K, UNDE M G. Short term load forecasting using ANN technique. International Journal of Engineering Sciences & Emerging Technologies 2012;1(2):97-107.
- [27] Samsher Kadir Sheikh and MG Unde. Short term load forecasting using ann technique. International Journal of Engineering Sciences & Emerging Technologies, 1(2):97-107, 2012.