



کنترل به روش خطی سازی پس خورد و گام به عقب برای یک عمود پرواز پنج - ملخه با پیکربندی جدید

محمد علی توفیق¹، محمد محجوب^{2*}، سید موسی آیتی³

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

3- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

* تهران، صندوق پستی 11155-4563، mmahjoob@ut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 11 خرداد 1394

پذیرش: 20 تیر 1394

ارائه در سایت: 24 مرداد 1394

کلید واژگان:

عمود پرواز پنج ملخه

کوادروتور بهبود یافته

کنترل گام به عقب

خطی سازی پس خورد ورودی خروجی

چکیده

امروزه کوادروتورها به دلیل ساختار مکانیکی ساده و قابلیت مانوردهی بالا، یکی از پر استفاده ترین پرنده های بدون سرنشین هستند ولی به دلیل ظرفیت حمل بار پایین، در برخی کاربردهای عملیاتی با محدودیت مواجه می باشند. در این مقاله یک عمود پرواز بدون سرنشین با پیکربندی جدید بطور کامل مدلسازی و دو سیستم کنترل غیرخطی با هدف تعقیب مسیر ارائه شده است. در مدل پیشنهادی که دارای نوآوری بوده با اضافه شدن یک ملخ به مرکز کوادروتور، ظرفیت حمل بار و پایداری حلقه باز آن بهبود یافته است. مدلسازی دینامیکی پرنده به روش نیوتن - اویلر انجام شده و معادلات بدست آمده غیرخطی، زیر تحریک، جفت شده و به شدت ناپایدار می باشند، لذا برای حرکت پرنده بطور دلخواه، بایستی سیستم کنترلی مناسب طراحی گردد. دو نوع کنترل کننده برای پرنده ارائه شده است، یکی به روش خطی سازی پس خورد ورودی - خروجی که شامل مشتق گیری مرتبه بالای خروجی بوده و نسبت به دینامیک های مدل نشده و نویز حسگرها حساس می باشد و دیگری به روش گام به عقب و با استفاده از رویکرد کنترل آشاری که برای ویژگی زیر تحریک بودن پرنده مناسب بوده و دارای حجم محاسبات پایینی می باشد. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که سیستم کنترلی طراحی شده به روش گام به عقب عملکرد مطلوبی در پایداری پرنده و تعقیب مسیر مرجع داشته و در برابر دینامیک های مدل نشده و اغتشاش مقاوم می باشد.

Feedback Linearization and BackStepping controller aimed at position tracking for a novel five-rotor UAV

Mohamad Ali Tofigh¹, Mohamad J. Mahjoob^{1*}, Moosa Ayati¹

School of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran.

* P.O.B. 11155-4563 Tehran, Iran, mmahjoob@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 01 June 2015

Accepted 11 July 2015

Available Online 15 August 2015

Keywords:

Five-rotor UAV

modified quadrotor

feedback linearization

back stepping controller

ABSTRACT

Simple structure and high maneuverability of quadrotors have made them one of the most preferable types of UAVs (Unmanned Aerial Vehicle). However, the main problem is their small payload capacity. In this paper, a novel five-rotor UAV is introduced. Dynamical model of UAV and two nonlinear controllers for trajectory tracking are developed. In the proposed UAV structure an extra propeller is added to the center of vehicle to improve the ability of lifting heavier payloads and open loop stability of quadrotor. The dynamic model is obtained via Newton Euler approach. The model is under actuated, nonlinear, unstable, and has strongly coupled terms. In order to have trajectory tracking two types of nonlinear controllers are designed for the UAV. First controller is designed based on input-output feedback linearization method. This controller involves high-order derivative terms and turns out to be quite sensitive to noises and modeling uncertainty. Second controller is a back-stepping controller based on the hierarchical control strategy that yields lower computational expense. Simulation results confirm acceptable performance of back stepping controller stability, position tracking, and robustness in presence of external disturbance.

1- مقدمه

تری در زمینه های نظامی و تجاری از جمله کنترل ترافیک، مهار آتش سوزی، دیده بانی و نظارت، امداد و نجات، پاشیده بذر در مزارع کشاورزی، جستجو در مناطق حساس، نقشه برداری و فیلم برداری می باشد. به همین دلیل فعالیت های وسیعی به منظور طراحی و خودمختار سازی این وسایل انجام می شود. کوادروتور یکی از ساده ترین و پر استفاده ترین ساختارهایی است که

در سال های اخیر پیشرفت های چشمگیری در عرصه های رباتیک انجام شده است. در بین انواع مختلف ربات ها، ربات های پرنده با قابلیت برخاستن و فرود آمدن بصورت عمودی (عمود پروازها¹) دارای کاربردهای عملی گسترده -

1- VTOLs

Please cite this article using:

M. A. Tofigh, M. J. Mahjoob, M. Ayati, Feedback Linearization and BackStepping controller aimed at position tracking for a novel five-rotor UAV, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 9, pp. 247-254, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

هدف ردیابی مسیر طراحی شده و در بخش چهارم عملکرد سیستم کنترلی ارائه شده با انجام شبیه‌سازی مورد ارزیابی قرار گرفته است.

2- مدلسازی عمودپرواز

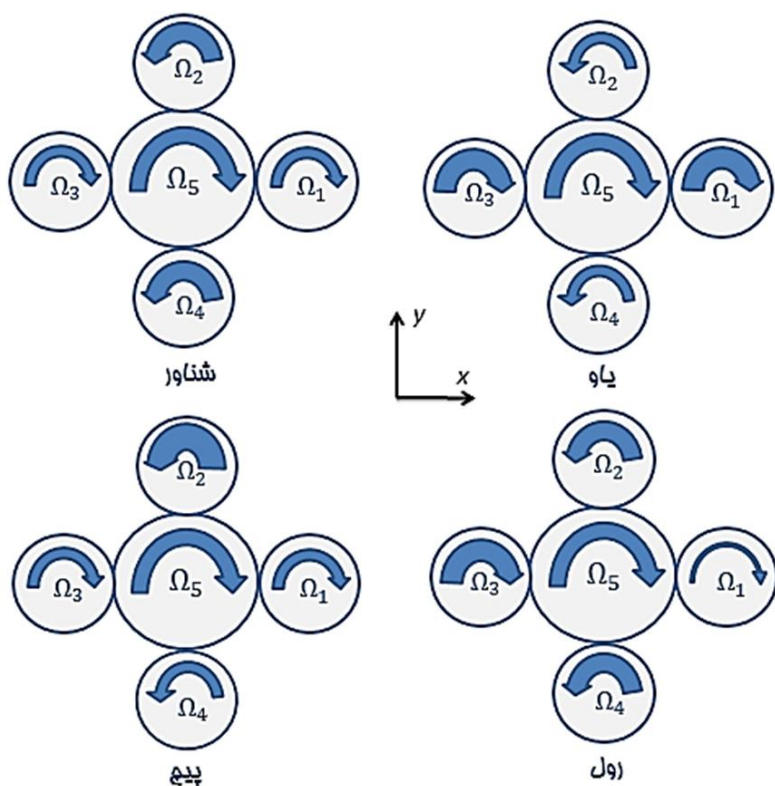
عمودپرواز پنج-ملخه در واقع یک کوادروتور بهبودیافته است که با قراردادن یک ملخ بزرگتر با دور ثابت در مرکز، نیروی تراست لازم برای حمل بار بیشتر افزایش یافته است. کنترل پرواز پرنده همانند کوادروتور توسط چهار ملخ پیرامونی انجام شده و ملخ مرکزی در تمام مدت پرواز پرنده سرعت ثابتی داشته و وظیفه اصلی آن بهبود عملکرد پرنده در حمل بار بیشتر است. به منظور جلوگیری از چرخش عمودپرواز به دور خود (دوران یاو) و همچنین کاهش اثرات ژيروسکوپی، جهت چرخش ملخ‌های پیرامونی مقابل هم یکسان و در خلاف جهت ملخ‌های مجاور خود می‌باشند.

در شکل 2 مکانیزم کلی مانوردهی پرنده نشان داده شده است. در این شکل مبدا دستگاه در مرکز ملخ پنجم و محور X آن به سمت ملخ یک و محور Y به سمت ملخ دو فرض می‌شود. در حالت شناور² سرعت ملخ‌های یک با سه و همچنین سرعت ملخ‌های دو با چهار برابر می‌باشند. به منظور تغییر ارتفاع پرنده کافی است سرعت ملخ‌های یک تا چهار به یک میزان افزایش یا کاهش داده شود. برای دوران پرنده حول محور X (حرکت رول) بایستی سرعت ملخ دو زیاد و به همان میزان سرعت ملخ چهار کاهش یابد، این دوران باعث حرکت افقی در راستای محور Y نیز می‌شود. دوران حول محور Y (حرکت پیچ) نیز مشابه حرکت رول ایجاد شده و این دوران نیز باعث حرکت افقی در راستای محور X می‌شود. همچنین برای دوران حول محور Z (حرکت یاو) بایستی سرعت چرخش دو ملخ هم جهت به یک میزان افزایش (یا کاهش) و سرعت چرخش دو ملخ دیگر نیز به همان میزان کاهش (یا افزایش) یابد.

چرخش ملخ نیروی رانش $T = K_t \Omega^2$ و گشتاور پسای $D = K_d \Omega^2$ را ایجاد می‌کند که برآیند آن‌ها در مرکز جرم پرنده نیرو و گشتاورهایی بصورت روابط (1) تا (4) ایجاد می‌کند. در این روابط K_t و K_d ضرایب بعددار تراست و پسا نامیده می‌شوند.

$$F = K_t (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) + K_{d5} \Omega_5^2 \quad (1)$$

$$\tau_x = K_t l (\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \quad (2)$$



شکل 2 مکانیزم تغییر سرعت ملخ‌ها در حالت‌های مختلف پرواز

پژوهشگران اخیراً به آن دست یافته‌اند. این پرنده به دلیل فیزیک ساده، قیمت ارزان و اصول هدایت ساده‌ای که دارد از محبوب‌ترین روبات‌ها بوده و در اکثر آزمایشگاه‌ها و مراکز تحقیقاتی دنیا مورد مطالعه قرار گرفته است.

الگوریتم‌های کنترل کلاسیک و هوشمند مختلفی از قبیل خطی‌سازی پس‌خورد [1, 2]، روش مود لغزشی [3]، روش‌های کنترل مقاوم و تطبیقی [4, 5]، روش گام به عقب [6, 7] و طراحی کنترل‌کننده بر اساس منطق فازی [8, 9] و روش‌های یادگیری [10] برای کوادروتور ارائه شده است. ظرفیت پیش‌بار¹ پایین یکی از نواقص اصلی کوادروتور بوده که باعث ایجاد محدودیت در استفاده‌های عملیاتی آن می‌شود. برای بهبود آن، پژوهشگران با افزودن ملخ‌های پیرامونی با دور متغیر، ساختارهای مختلف شش ملخه [11] و هشت ملخ [12, 13] ارائه داده‌اند. ضعف مدل‌های نامبرده، افزایش وزن خالص پرنده در اثر افزودن بازوهای مازاد و همچنین افزایش پیچیدگی در دینامیک و هدایت پرنده به دلیل متغیر بودن دور همه ملخ‌ها می‌باشد. در مدل پیشنهادی موضوع مقاله (شکل 1) یک ملخ با دور ثابت در مرکز کوادروتور اضافه شده است. در این طرح، علاوه بر بهبود بار مفید، پایداری حلقه باز پرنده در مقابل بادهای جانبی نیز افزایش یافته است، زیرا چرخش ملخ مرکزی با ممان اینرسی مشخص، همانند ژيروسکوپ عمل کرده و در مقابل دوران‌های افقی پرنده مقاومت می‌کند. به منظور ساده نگه‌داشتن اصول هدایت پرنده، سرعت چرخش ملخ مرکزی در تمام مدت پرواز پرنده ثابت مانده و کنترل پرنده با تغییر دور چهار موتور پیرامونی انجام می‌شود. بدین ترتیب پرنده پنج-ملخه عملکرد مناسب‌تری نسبت به کوادروتور در کاربردهای حالت شناور از قبیل دیده‌بانی و نظارت و یا حمل محموله خواهد داشت.

در این مقاله معادلات عمودپرواز پیشنهادی به روش نیوتن-اوایلر استخراج شده که در آن، وجود ملخ مرکزی به دلیل ایجاد گشتاور ژيروسکوپی در حرکات رول و پیچ، باعث افزایش جفت‌شدگی معادلات گردیده و این بر پیچیدگی رفتار می‌افزاید. به منظور کنترل عمود پرواز از دو روش خطی‌سازی پس‌خورد ورودی-خروجی و کنترل به روش گام به عقب استفاده شده است. روش خطی‌سازی پس‌خورد با توجه به زیرتحرک بودن معادلات، منجر به تولید کنترل‌کننده‌ای با حجم محاسبات بالا و شامل مشتق مرتبه سوم خروجی می‌شود که به نوبز فرکانس بالا حساس بوده و در عمل استفاده از آن مناسب نمی‌باشد. بکارگیری روش گام به عقب کنترل‌کننده‌ای با حجم محاسبات پایین ارائه می‌دهد که نسبت به دینامیک‌های مدل‌نشده و اغتشاش مقاوم می‌باشد.

در بخش دوم اصول پرواز پرنده شرح داده شده و مدل ریاضی قابل قبولی برای آن استخراج شده است. در بخش سوم سیستم‌های کنترلی با



شکل 1 عمودپرواز پنج-ملخه

در روابط فوق C و S به ترتیب مخفف \cos و \sin می‌باشد. همچنین مؤلفه-های سرعت زاویه‌ای جسم در دستگاه بدنی توسط رابطه (7) بر حسب نرخ زوایای اویلر بیان می‌شود [14].

$$\omega^B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\varphi & c\theta s\varphi \\ 0 & -s\varphi & c\theta c\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (7)$$

معادلات حرکت انتقالی براساس قوانین نیوتن در دستگاه اینرسی بصورت رابطه (8) می‌باشد. در این رابطه ضریب اصطکاک هوا در برابر حرکت انتقالی می‌باشد.

$$m_t \cdot a^E = F_{\text{external}}^E \Rightarrow \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \frac{1}{m_t} \begin{bmatrix} F \sin \theta - k_f \dot{X}^2 \\ -F \sin \varphi \cos \theta - k_f \dot{Y}^2 \\ F \cos \varphi \cos \theta - m_t g - k_f \dot{Z}^2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

نیروهای خارجی در رابطه (8) عبارتند از نیروی وزن، مجموع نیروی رانش کل ملخ‌ها و نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بدنه پرنده.

معادله حرکت زاویه‌ای برای سیستم متشکل از چند جرم متحرک در براساس قوانین نیوتن-اویلر نیز به صورت (9) می‌باشد.

$$\sum M_G = \sum_{i=1}^6 \left(\frac{\delta H_i}{\delta t} + \omega_i^B \times H_i + R_{O_i/G} \times m_i a_i \right) \quad (9)$$

که نقطه G در معادله (9) مرکز جرم سیستم است و نقاط O_i نیز مرکز جرم هر کدام از اجرام متحرک فرض می‌شود، H_i تکانه زاویه‌ای هر جزء حول مرکز جرم آن است، $R_{O_i/G}$ فاصله مرکز جرم هر جزء تا مرکز جرم کل سیستم است و a_i نیز شتاب مرکز جرم هر جزء متحرک است. سمت چپ معادله فوق برآیند گشتاورهای خارجی است که عبارتند از روابط (2-4) و گشتاورهای آیرودینامیکی وارد بر کل جسم. با محاسبه تک تک ترم‌های معادله (9) در دستگاه بدنی معادلات نهایی حرکت دورانی بصورت رابطه (10) بدست می‌آیند.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (A_1 q r - J_z q \Omega - J_z' q \Omega_5 + \tau_x - k_{ft} p) / I_x \\ (B_1 p r + J_z p \Omega + J_z' p \Omega_5 + \tau_y - k_{ft} q) / I_y \\ (C_1 p q - J_z \dot{\Omega} - J_z' \dot{\Omega}_5 + \tau_z - k_{ft} r) / I_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

که در رابطه (10) داریم:

$$\begin{cases} A_1 = I_y - I_z - 4J_z - 2J_z' \\ B_1 = I_z - I_x + 4J_z + 2J_z' \\ C_1 = I_x - I_y \\ \Omega = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 \\ \dot{\Omega} = \dot{\Omega}_1 - \dot{\Omega}_2 + \dot{\Omega}_3 - \dot{\Omega}_4 \end{cases}$$

و k_{ft} ضریب پسای دورانی (ضریب اصطکاک هوا در برابر دوران پرنده) بوده و به روش‌های تجربی مشخص می‌گردد. معادلات (8) و (10) دینامیک انتقالی و دورانی عمودپرواز پنج-ملخه را توصیف می‌کنند. رفتار دینامیکی پرنده پنج ملخه بطور کامل در [15] بررسی شده است.

3- طراحی سیستم کنترل

در ابتدا برای جلوگیری از پیچیدگی سیستم کنترلی، با در نظر گرفتن فرضیات مناسب، معادلات حرکت ساده‌تر می‌شوند: (1) با توجه به سرعت نسبتاً پایین پرنده در حرکات انتقالی و دورانی، از اثرات آیرودینامیکی در مدل ریاضی پرنده جهت طراحی کنترل‌کننده، صرف‌نظر شده و این نیروها بصورت اغتشاش به سیستم حلقه بسته اعمال می‌گردند. (2) برای ساده‌سازی معادلات حرکت زاویه‌ای از فرمول (9) مشاهده می‌شود که با فرض کوچک بودن زوایای اویلر سرعت زاویه‌ای پرنده در دستگاه بدنی با نرخ زوایای اویلر برابر

$$\tau_y = K_t l (\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (3)$$

$$\tau_z = K_d (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) + K_{d5} \Omega_5^2 \quad (4)$$

نیروی F در راستای محور Z بوده و باعث تغییر ارتفاع پرنده می‌شود، همچنین گشتاورهای τ_x و τ_y و τ_z به ترتیب باعث دوران پرنده حول محورهای X و Y و Z می‌شوند.

برای شناور ماندن پرنده در هوا بایستی برآیند نیروی رانش پنج ملخ با نیروی وزن پرنده برابر بوده و همچنین مجموع گشتاور پسای ملخ‌ها نیز برابر صفر باشند تا از چرخش پرنده به دور خود جلوگیری شود. سرعت ملخ‌های مقابل هم در حالت شناور برابر بوده و سرعت ثابت ملخ پنج بر اساس رابطه (5) به گونه‌ای تعیین می‌شود که سرعت دیگر ملخ‌ها در طی حرکت پرنده در محدوده مجاز باقی بماند.

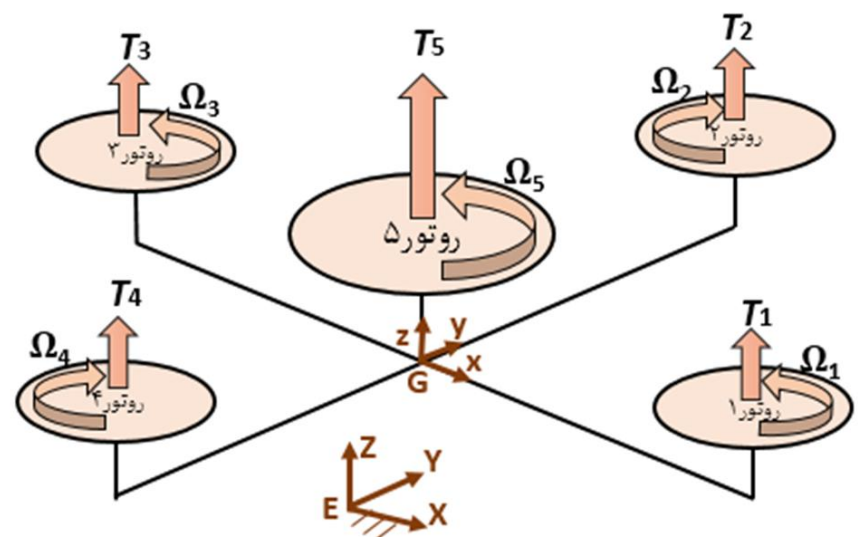
$$\begin{cases} 2K_t (\Omega_2^2 + \Omega_1^2) + K_{t5} \Omega_5^2 = mg \\ 2K_d (\Omega_1^2 - \Omega_2^2) + K_{d5} \Omega_5^2 = 0 \end{cases} \quad (5)$$

از روابط (5) ملاحظه می‌شود که با افزایش سرعت ملخ پنجم بایستی سرعت ملخ‌های 2 و 4 نیز افزایش یافته و در عین حال سرعت ملخ‌های 1 و 3 کاهش یابد. با توجه به اینکه مانوردهی پرنده توسط ملخ‌های 1 تا 4 انجام می‌شود لذا در طی پرواز پرنده باز هم سرعت ملخ‌های 1 و 3 کاهش و سرعت ملخ‌های 2 و 4 نیز افزایش می‌یابد، از طرفی حداقل سرعت هر ملخ صفر و حداکثر آن نیز دارای سقف محدودی می‌باشد. بنابراین، سرعت ملخ 5 بایستی به گونه‌ای انتخاب شود که در طول حرکت پرنده در حالت‌های مختلف پرواز، سرعت ملخ‌های جانبی از مقادیر محدودشان تجاوز نکنند و این یک عامل محدود کننده در تعیین مقدار جبران وزن پرنده توسط ملخ پنج می‌باشد. چنانچه ملخ 5 بگونه‌ای طراحی گردد که ضریب برا و پسای آن به یک نسبت بزرگتر از ضریب برا و پسای ملخ‌های جانبی باشد، از معادلات (5) مشاهده می‌شود که به ازای نیروی رانش تولید شده برابر $0.5mg$ توسط ملخ 5 سرعت ملخ-های 1 و 3 صفر خواهد شد. بنابراین حداکثر 50 درصد وزن پرنده را می‌توان در چنین شرایطی توسط ملخ پنجم جبران نمود.

1-2- استخراج معادلات

به منظور مدل‌سازی پرنده، یک دستگاه اینرسی متصل به زمین و یک دستگاه بدنی در مرکز جرم جسم در نظر گرفته می‌شود (شکل 3). ماتریس تبدیل دستگاه بدنی نسبت به دستگاه بصورت رابطه (6) می‌باشد.

$$R(\psi, \theta, \varphi) = R(x, \psi) \cdot R(y, \theta) \cdot R(z, \varphi) = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\theta + c\psi s\theta s\varphi & s\psi s\theta - c\psi s\theta c\varphi \\ -s\psi c\theta & c\psi c\theta - s\psi s\theta s\varphi & c\psi s\theta + s\psi s\theta c\varphi \\ -s\theta & -c\theta s\varphi & c\theta c\varphi \end{bmatrix} \quad (6)$$



شکل 3 نیروی رانش و گشتاور پسای تولیدشده ناشی از چرخش هر ملخ

$$\begin{cases} X^{(4)} = V_1 \\ Y^{(4)} = V_2 \\ Z^{(4)} = V_3 \end{cases} \quad (14)$$

در روابط (14) تا V_3 ورودی جدید بوده و با انتخاب آن‌ها بصورت:

$$\begin{cases} V_1 = X_d^{(4)} - k_{x1}\ddot{e}_x - k_{x2}\dot{e}_x - k_{x3}e_x - k_{x4}e_x \\ V_2 = Y_d^{(4)} - k_{y1}\ddot{e}_y - k_{y2}\dot{e}_y - k_{y3}e_y - k_{y4}e_y \\ V_3 = Z_d^{(4)} - k_{z1}\ddot{e}_z - k_{z2}\dot{e}_z - k_{z3}e_z - k_{z4}e_z \end{cases} \quad (15)$$

(که در آن $e_x = X - X_d$ ، $e_y = Y - Y_d$ و $e_z = Z - Z_d$) معادلات خطای خروجی بصورت:

$$\begin{cases} e_x^{(4)} + k_{x1}\ddot{e}_x + k_{x2}\dot{e}_x + k_{x3}e_x + k_{x4}e_x = 0 \\ e_y^{(4)} + k_{y1}\ddot{e}_y + k_{y2}\dot{e}_y + k_{y3}e_y + k_{y4}e_y = 0 \\ e_z^{(4)} + k_{z1}\ddot{e}_z + k_{z2}\dot{e}_z + k_{z3}e_z + k_{z4}e_z = 0 \end{cases} \quad (16)$$

بدست آمده که با برگزیدن مقادیر مثبت برای پارامترهای $[k_{x1} \dots k_{x4}]$ ، $[k_{y1} \dots k_{y4}]$ و $[k_{z1} \dots k_{z4}]$ معادلات فوق پایدار شده و با گذشت زمان محدود، خروجی به مقادیر مطلوب همگرا خواهد شد.

کنترل‌کننده ψ نیز بر اساس روش خطی‌سازی پس‌خورده بصورت زیر طراحی می‌گردد که بخشی از آن ترم‌های غیرخطی معادله را حذف کرده و بخشی دیگر کنترل‌کننده PD بوده که پایدارسازی زاویه را به عهده دارد.

$$u_4 = J_z \ddot{\Omega} + J_z' \dot{\Omega}_5 - C_1 \dot{\phi} \dot{\theta} + I_z (\ddot{\psi}^d - k_{\psi 1} \dot{e}_\psi - k_{\psi 2} e_\psi) \quad (17)$$

با انتخاب مقادیر مثبت برای پارامترهای $k_{\psi 1}$ و $k_{\psi 2}$ همگرایی خطای خروجی $e_\psi = \psi - \psi_d$ به صفر تضمین می‌شود.

با توجه به اینکه از خروجی‌های $X - Y - Z$ هر کدام چهار مرتبه و از خروجی ψ نیز دو مرتبه مشتق‌گیری شده تا ورودی به طور مستقیم در خروجی ظاهر شود، بنابراین مرتبه نسبی سیستم نیز برابر 14 است. از طرفی، با در نظر گرفتن \dot{u}_1, u_1 بعنوان حالت‌های جدید، سیستم تعمیم‌یافته دارای بردار حالت بصورت $X = [\dot{\phi}, \phi, \dot{\theta}, \theta, \dot{\psi}, \psi, \dot{z}, z, \dot{y}, y, \dot{x}, x, \dot{u}_1, u_1]^T$ بوده و در نتیجه سیستم نیز از مرتبه 14 می‌باشد. با توجه به اینکه مرتبه نسبی سیستم با مرتبه کل سیستم برابر است، دینامیک داخلی وجود ندارد. بنابراین همه متغیرهای حالت سیستم از جمله زوایای پیچ و رول پایدار می‌مانند.

کنترل‌کننده ارائه شده به روش خطی‌سازی پس‌خورده (روابط (13) و (17)) دارای حجم محاسبات بالایی بوده و شامل مشتق مرتبه سوم خروجی می‌باشد که به نوبت حسگرها بسیار حساس خواهد بود. بنابراین استفاده از روش خطی‌سازی پس‌خورده ورودی-خروجی برای کنترل عمودپرواز پنج-ملخه مناسب نمی‌باشد.

3-2- طراحی کنترل‌کننده به روش گام به عقب

در این بخش روش گام به عقب برای کنترل عمودپرواز پنج-ملخه ارائه می‌گردد. رویکرد روش گام به عقب بر این اساس است که یک کنترل‌کننده

$$\begin{bmatrix} \ddot{u}_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S\theta & 0 & \frac{u_1}{I_y} C\theta \\ -C\theta S\phi & -\frac{u_1}{I_x} C\theta C\phi & \frac{u_1}{I_y} S\phi S\theta \\ C\theta C\phi & -\frac{u_1}{I_x} S\phi C\theta & -\frac{u_1}{I_y} C\theta S\theta \end{bmatrix}^{-1} \times (m \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 2\dot{\theta}\dot{u}_1 C\theta - u_1 \dot{\theta}^2 S\theta + \frac{u_1}{I_y} C\theta (-B_1 \dot{\psi} \dot{\phi} + J_z \dot{\phi} \Omega + J_z' \dot{\phi} \Omega_5) \\ 2u_1 \dot{\theta} \dot{\phi} C\phi S\theta + \left(2\dot{\theta}\dot{u}_1 + \frac{u_1}{I_y} (-B_1 \dot{\psi} \dot{\phi} + J_z \dot{\phi} \Omega + J_z' \dot{\phi} \Omega_5) \right) S\theta S\phi - \left(2\dot{u}_1 \dot{\phi} + \frac{u_1}{I_x} (-A_1 \dot{\psi} \dot{\theta} - J_z \dot{\theta} \Omega - J_z' \dot{\theta} \Omega_5) \right) C\phi C\theta + u_1 (\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2) S\phi C\theta \\ 2u_1 \dot{\theta} \dot{\phi} S\phi S\theta - u_1 (\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2) C\phi C\theta - (2\dot{u}_1 \dot{\theta} + \frac{u_1}{I_y} (-B_1 \dot{\psi} \dot{\phi} + J_z \dot{\phi} \Omega + J_z' \dot{\phi} \Omega_5)) C\phi S\theta - (2\dot{u}_1 \dot{\phi} + \frac{u_1}{I_x} (-A_1 \dot{\psi} \dot{\theta} - J_z \dot{\theta} \Omega - J_z' \dot{\theta} \Omega_5)) S\phi C\theta \end{bmatrix}) \quad (13)$$

می‌شود ($p = \dot{\phi}$, $q = \dot{\theta}$, $r = \dot{\psi}$). همچنین در مرجع [16] نشان داده شده که با فرض اینکه جسم در هر لحظه در یک جهت دوران نماید سرعت زاویه‌ای جسم با نرخ زوایای اوایلر برابر خواهد شد. بنابراین معادلات (11) با تقریب خوبی حرکت پرنده را به ازای زوایای اوایلر کوچک توصیف می‌کنند.

$$\begin{cases} m\ddot{X} = u_1 \sin \theta \\ m\ddot{Y} = -u_1 \sin \phi \cos \theta \\ m\ddot{Z} = u_1 \cos \phi \cos \theta - mg \\ I_x \ddot{\phi} = A_1 \dot{\psi} \dot{\theta} - J_z \dot{\theta} \Omega - J_z' \dot{\theta} \Omega_5 + u_2 \\ I_y \ddot{\theta} = B_1 \dot{\psi} \dot{\phi} + J_z \dot{\phi} \Omega + J_z' \dot{\phi} \Omega_5 + u_3 \\ I_z \ddot{\psi} = C_1 \dot{\phi} \dot{\theta} - J_z \dot{\Omega} - J_z' \dot{\Omega}_5 + u_4 \end{cases} \quad (11)$$

در رابطه (11) ورودی کنترلی بصورت $[u_1, u_2, u_3, u_4]^T$ تعریف می‌شوند. عمودپرواز دارای شش درجه آزادی بصورت بردار $[\phi, \theta, \psi, X, Y, Z]^T$ و چهار ورودی کنترلی بصورت $U = [u_1, u_2, u_3, u_4]^T$ می‌باشد. با توجه به اینکه تعداد ورودی‌ها از تعداد درجات آزادی کمتر است لذا سیستم زیر تحریک بوده و تنها چهار خروجی را می‌توان بطور مستقل کنترل کرد. در این پژوهش موقعیت مرکز جرم و زاویه هدینگ پرنده (X, Y, Z و ψ) به عنوان خروجی در نظر گرفته می‌شود.

3-1- طراحی کنترل‌کننده خطی‌سازی پس‌خورده ورودی - خروجی

با توجه به غیرخطی بودن معادلات حرکت، در این بخش از روش خطی‌سازی پس‌خورده برای کنترل عمودپرواز استفاده می‌شود. کنترل‌کننده خطی‌سازی پس‌خورده یک سیستم غیرخطی را به سیستم خطی معادل تبدیل نموده تا بتوان سیستم خطی شده را با روش‌های خطی کنترل کرد. با در نظر گرفتن خروجی مذکور از معادلات (11) مشاهده می‌گردد که برای نمایان شدن ورودی کنترلی در خروجی بایستی از دینامیک انتقالی پرنده مشتق‌گیری شود. با دو مرتبه مشتق‌گیری از این معادلات، روابط (12) حاصل می‌شوند.

$$\begin{aligned} mX^{(4)} &= \ddot{u}_1 \sin \theta + 2\dot{\theta}\dot{u}_1 \cos \theta - u_1 \dot{\theta}^2 \sin \theta + u_1 \ddot{\theta} \cos \theta \\ mY^{(4)} &= (-\ddot{u}_1 + u_1 \dot{\phi}^2 + u_1 \dot{\theta}^2) \sin \phi \cos \theta + (2\dot{\theta}\dot{u}_1 + u_1 \ddot{\theta}) \sin \theta \sin \phi - (2\dot{u}_1 \dot{\phi} + u_1 \ddot{\phi}) \cos \phi \cos \theta \\ &\quad + 2u_1 \dot{\theta} \dot{\phi} \cos \phi \sin \theta \\ mZ^{(4)} &= (\ddot{u}_1 - u_1 \dot{\phi}^2 - u_1 \dot{\theta}^2) \cos \phi \cos \theta - (2\dot{\theta}\dot{u}_1 + u_1 \ddot{\theta}) \sin \theta \cos \phi - (2\dot{u}_1 \dot{\phi} + u_1 \ddot{\phi}) \sin \phi \cos \theta \\ &\quad + 2u_1 \dot{\theta} \dot{\phi} \sin \phi \sin \theta \end{aligned} \quad (12)$$

با ظاهر شدن مشتق دوم زوایای اوایلر در روابط فوق و جایگزینی آن‌ها از دینامیک دورانی روابط (11) ورودی کنترلی در مشتق چهارم خروجی نمایان شده که با در نظر گرفتن بردار $U = [\ddot{u}_1, u_2, u_3]^T$ به عنوان ورودی جدید، می‌توان با طراحی ورودی کنترلی بصورت روابط (13) معادلات سیستم را به فرم (14) خطی نمود.

با دنبال کردن همین روند، سایر ورودی‌های کنترلی بصورت (27) بدست می‌آیند.

$$u_3 = I_y \left(-\frac{B_1}{I_y} x_2 x_6 - \frac{J_z}{I_y} x_2 \Omega - \frac{J_z'}{I_y} x_2 \Omega_5 + \ddot{x}_{3d} + z_3 - \alpha_3^2 z_3 - \alpha_4 z_4 \right) \quad (27)$$

$$u_4 = I_z \left(-\frac{C_1}{I_z} x_2 x_4 + \frac{J_z}{I_z} \dot{\Omega} + \frac{J_z'}{I_z} \dot{\Omega}_5 + \ddot{x}_{5d} + z_5 - \alpha_5^2 z_5 - \alpha_6 z_6 \right) \quad (28)$$

$$u_1 = \frac{m}{\cos x_1 \cos x_3} \left(-g + \ddot{x}_{11d} + z_{11} - \alpha_{11}^2 z_{11} - \alpha_{12} z_{12} \right) \quad (29)$$

$$u_x = \frac{m}{u_1} (\ddot{x}_{7d} + z_7 - \alpha_7^2 z_7 - \alpha_8 z_8) \quad (30)$$

$$u_y = \frac{m}{u_1} (\ddot{x}_{9d} + z_9 - \alpha_9^2 z_9 - \alpha_{10} z_{10}) \quad (31)$$

که:

$$\begin{cases} z_i = x_{id} - x_i \\ z_{i+1} = x_{i+1} - \dot{x}_{id} - \alpha_i z_i \end{cases} \quad i = 1, 3, 5, 7$$

معادلات دینامیکی سیستم (روابط (18)) زیر تحریک بوده و ملاحظه می‌گردد که حرکت انتقالی سیستم به حرکت دورانی وابسته بوده درحالیکه حرکت دورانی مستقل می‌باشد. بنابراین، به منظور پیاده‌سازی سیستم کنترلی طراحی شده به روش گام به عقب از ایده کنترل سلسله‌مراتبی استفاده می‌گردد. در این ایده دو حلقه کنترلی مجزا برای کنترل موقعیت و زوایای پرنده در نظر گرفته می‌شود که در حلقه کنترل موقعیت، سیگنال u_1 از رابطه (29) و زوایای مطلوب رول و پیچ از روابط (32) و (33) محاسبه شده:

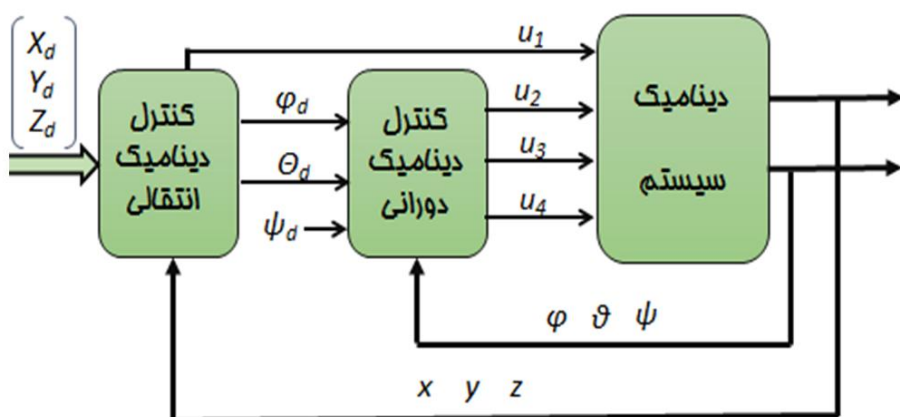
$$x_{3d} = \sin^{-1} \left(\frac{m}{u_1} (\ddot{x}_{7d} + z_7 - \alpha_7^2 z_7 - \alpha_8 z_8) \right) \quad (32)$$

$$x_{1d} = \sin^{-1} \left(\frac{-m}{u_1 \cos x_{3d}} (\ddot{x}_{9d} + z_9 - \alpha_9^2 z_9 - \alpha_{10} z_{10}) \right) \quad (33)$$

و در حلقه کنترل دورانی با تولید ورودی u_2 تا u_4 زوایای پرنده با نرخ بالا به مقادیر مطلوب همگرا می‌شود. در شکل 4 دیگرام کنترل سلسله‌مراتبی نمایش داده شده و پایداری کلی چنین ساختار کنترلی نیز توسط نویسندگان مقاله [18] بررسی شده است.

4- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش برای ارزیابی عملکرد سیستم کنترلی گام به عقب ارائه شده برای عمودپرواز، سه شبیه‌سازی مختلف انجام شده تا قابلیت‌های پایداری، تعقیب مسیر دلخواه و همچنین مقاوم بودن در برابر اغتشاش بررسی شود. سرعت ملخ مرکزی در همه مانورها ثابت و برابر 150 rad/s در نظر گرفته می‌شود. پارامترهای کنترل‌کننده به روش سعی و خطا بصورت $\alpha_1 = \alpha_3 = \alpha_7 = \alpha_9 = \alpha_{11} = 2.81$ ، $\alpha_2 = \alpha_4 = \alpha_6 = 52.42$ ، $\alpha_5 = 15.94$ و $\alpha_8 = \alpha_{10} = \alpha_{12} = 3.75$ انتخاب می‌شوند. سایر پارامترهای عمودپرواز در جدول 1 ذکر شده است.



شکل 4 دیگرام کنترل سلسله‌مراتبی

بازگشتی با در نظر گرفتن برخی حالت‌های سیستم بعنوان ورودی مجازی، طراحی کرده و نهایتاً ورودی‌های کنترلی واقعی برای پایداری کل سیستم مورد استفاده قرار می‌گیرند [17].

با تعریف متغیرهای حالت بصورت بردار $X^T = [\varphi, \dot{\varphi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}]^T$ معادلات سیستم را به فرم فضای حالت، بصورت (18) بازنویسی می‌کنیم.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \\ \dot{x}_7 \\ \dot{x}_8 \\ \dot{x}_9 \\ \dot{x}_{10} \\ \dot{x}_{11} \\ \dot{x}_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 \\ (1/I_x)(A_1 x_4 x_6 - J_z x_4 \Omega - J_z' x_4 \Omega_5 + u_2) \\ x_4 \\ (1/I_y)(B_1 x_2 x_6 + J_z x_2 \Omega + J_z' x_2 \Omega_5 + u_3) \\ x_6 \\ (1/I_z)(C_1 x_2 x_4 - J_z \dot{\Omega} - J_z' \dot{\Omega}_5 + u_4) \\ x_8 \\ u_1 u_x / m \\ x_{10} \\ -u_1 u_y / m \\ x_{12} \\ (1/m)(u_1 \cos x_1 \cos x_3 - mg) \end{bmatrix} \quad (18)$$

در روابط (18) $u_x = \sin x_3$ و $u_y = \sin x_1 \cos x_3$ ورودی جدید می‌باشد. معادلات (18) با در نظر گرفتن ورودی‌های جدید، تحریک کامل بوده که در ادامه به روش گام به عقب ورودی‌های کنترلی طراحی می‌گردند. در اولین گام با تعریف خطای ردیابی بصورت:

$$z_1 = x_{1d} - x_1 \quad (19)$$

و با انتخاب تابع لیاپانوف $v(z_1) = \frac{1}{2} z_1^2$ مشتق زمانی آن بصورت (20) حاصل می‌گردد.

$$\dot{v}(z_1) = z_1 (\dot{x}_{1d} - x_2) \quad (20)$$

با در نظر گرفتن حالت x_2 به عنوان ورودی مجازی و با طراحی آن بصورت:

$$x_2 = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 z_1 \quad (21)$$

رابطه (20) با انتخاب مقدار مثبت برای پارامتر α_1 بصورت زیر منفی معین شده و پایداری z_1 تضمین می‌شود.

$$\dot{v}(z_1) = -\alpha_1 z_1^2 \quad (22)$$

حالت x_2 در رابطه (21) در واقع یک مقدار مطلوب (x_2^d) می‌باشد که چنانچه متغیر حالت واقعی x_2 با آن برابر شود آنگاه x_1 به مقدار مطلوب x_{1d} همگرا می‌شود. برای این منظور متغیر خطای جدید بصورت (23) معرفی می‌گردد.

$$z_2 = x_2 - \dot{x}_{1d} - \alpha_1 z_1 \quad (23)$$

در گام دوم با در نظر گرفتن تابع لیاپانوف جدید بصورت $v(z_1, z_2) = \frac{1}{2}(z_1^2 + z_2^2)$ و مشتق زمانی آن بصورت (24):

$$\dot{v}(z_1, z_2) = -\alpha_1 z_1^2 + z_2 \left(\frac{A_1}{I_x} x_4 x_6 - \frac{J_z}{I_x} x_4 \Omega - \frac{J_z'}{I_x} x_4 \Omega_5 + \frac{u_2}{I_x} - \ddot{x}_{1d} + \alpha_1 (z_2 + \alpha_1 z_1) - z_1 \right) \quad (24)$$

و با طراحی ورودی کنترلی بصورت:

$$u_2 = I_x \left(-\frac{A_1}{I_x} x_4 x_6 + \frac{J_z}{I_x} x_4 \Omega + \frac{J_z'}{I_x} x_4 \Omega_5 + \ddot{x}_{1d} + z_1 - \alpha_1^2 z_1 - \alpha_2 z_2 \right) \quad (25)$$

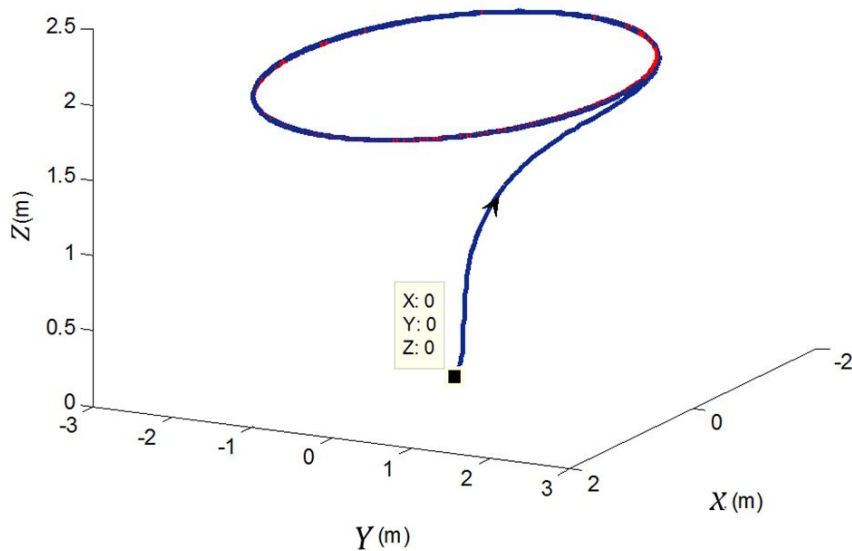
رابطه (24) با انتخاب $(\alpha_2 > \alpha_1)$ منفی معین شده و بنابراین تضمین می‌گردد که حالت‌های جدید (z_1 و z_2) به صفر میل کرده و حالت x_2 به مقدار مطلوب (رابطه (21)) همگرا شده که در نتیجه آن، حالت x_1 بطور مجانبی به x_{1d} همگرا می‌شود.

$$\dot{v}(z_1, z_2) = -\alpha_1 z_1^2 - (\alpha_2 - \alpha_1) z_2^2 \leq 0 \quad (26)$$

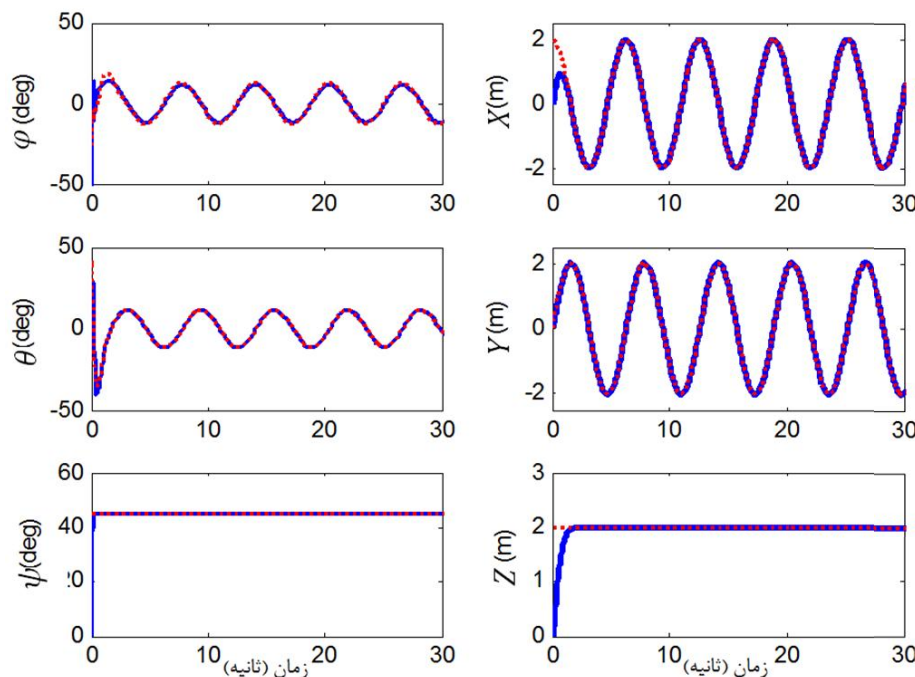
شکل 8 خروجی سیستم و مقادیر مطلوب را نمایش می‌دهد، کوچک ماندن زوایای پیچ و رول در این نمودار، فرض دوم در ساده‌سازی معادلات حرکت را برقرار نموده و دقت معادلات (11) را تأیید می‌کند. همچنین نمودار خطای ردیابی در شکل 9 و مقادیر نرم دوم خطای خروجی در جدول 2 نشان می‌دهد که ردیابی مسیر دایروی با دقت مناسبی انجام می‌شود. تغییرات ورودی کنترلی نیز در شکل 10 قابل مشاهده می‌باشد.

جدول 2 نرم دوم خطای خروجی در ردیابی مسیر دایروی

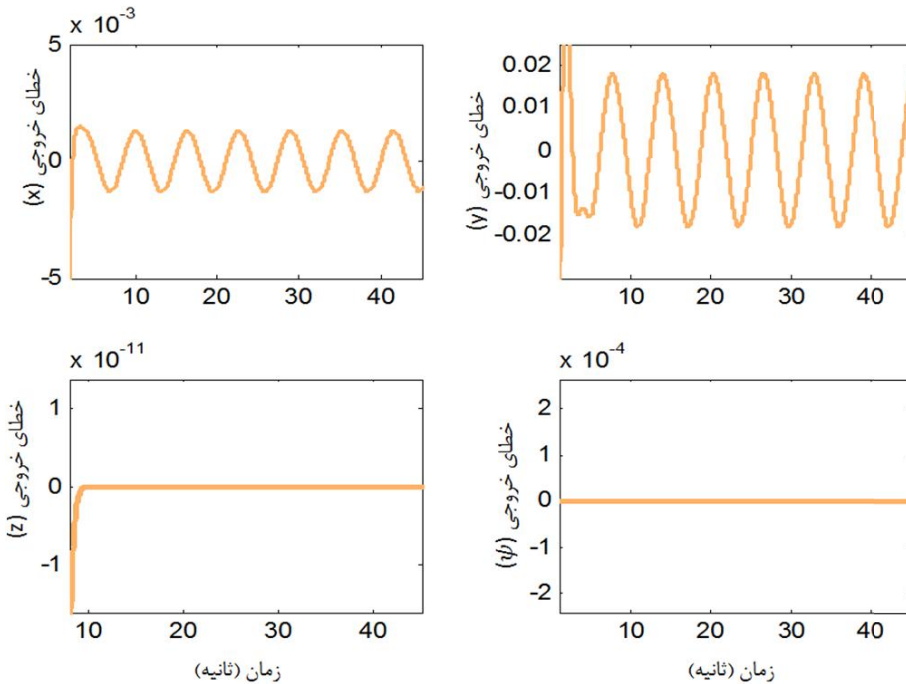
$\ e_x\ $	$\ e_y\ $	$\ e_z\ $	$\ e_\psi\ $
0/001	0/012	0/0002	0



شکل 7 مسیر پرواز پرنده در ردیابی مسیر مرجع دایروی



شکل 8 خروجی سیستم در ردیابی مسیر مرجع دایروی



شکل 9 خطای خروجی در ردیابی مسیر دایروی

جدول 1 پارامترهای عمودپرواز

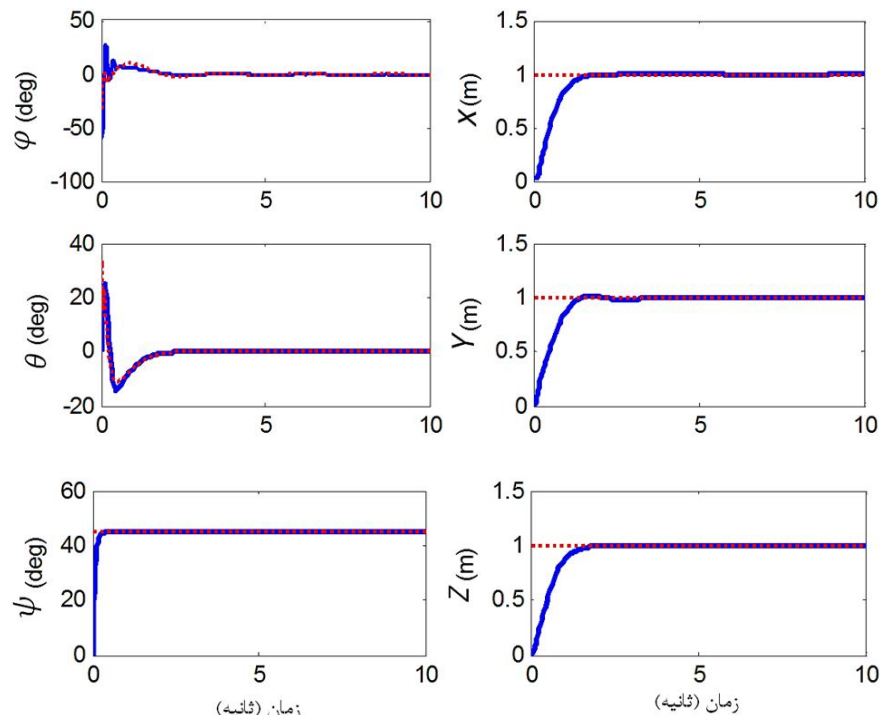
پارامتر	مقدار	واحد	پارامتر	مقدار	واحد
k_t	$4e-5$	kg.m	m_t	2	kg
k_{t5}	$2e-4$	kg.m	$I_x = I_y$	0/0048	kg.m ²
k_d	$3e-6$	kg.m ²	I_z	0/0081	kg.m ²
J_z	$8e-5$	kg.m ²	J	$2e-5$	kg.m ²

4-1- پایدارسازی

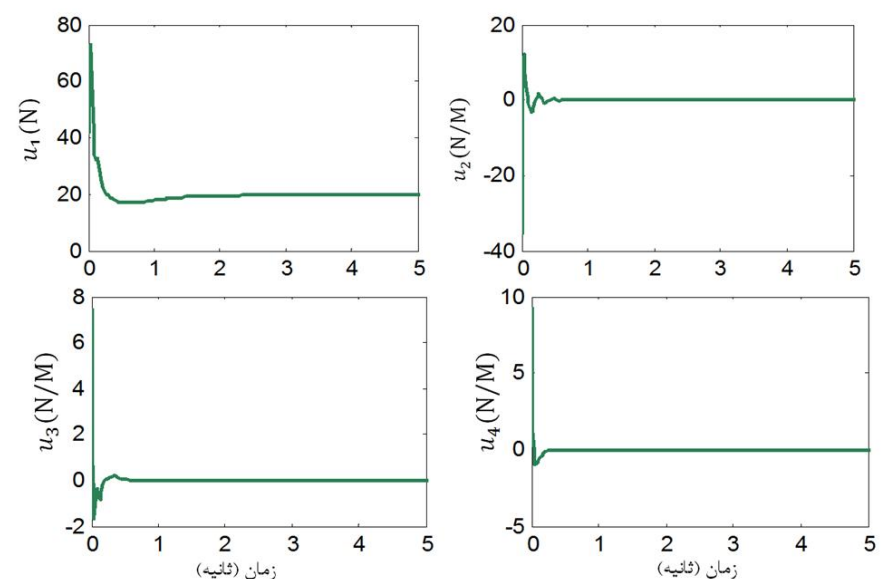
به منظور بررسی پایداری و رفتار گذرای سیستم حلقه بسته، با در نظر گرفتن ورودی مرجع ثابت بصورت $(x_d = y_d = z_d = 1, \psi_d = \frac{\pi}{4})$ پاسخ به ورودی پله شبیه‌سازی شده است. در شکل 5 مشاهده می‌شود که خروجی سیستم بدون فراجش و بدون خطای ماندگار به ورودی مرجع همگرا شده‌اند. در شکل 6 نیز ورودی کنترلی تولیدشده توسط کنترل‌کننده گام به عقب نمایش داده شده است. پارامترهای کنترل‌کننده به گونه‌ای انتخاب شدند که پاسخ حلقه‌کنترل زوایا سریع‌تر از پاسخ حلقه‌کنترل موقعیت باشد، زیرا این یکی از شرایط لازم برای پایداری ساختار کنترل سلسله‌مراتبی می‌باشد [18].

4-2- ردیابی مسیر مرجع

جهت ارزیابی عملکرد سیستم کنترلی در ردیابی، پرنده بایستی مسیر مرجعی با معادله $(x_d = 2 \cos(t), y_d = 2 \sin(t), z_d = 2, \psi_d = \frac{\pi}{4})$ را در ارتفاع 2 متری تعقیب نماید. شرایط اولیه بصورت $(\varphi = \theta = \psi = X = 0)$ در نظر گرفته می‌شود. مسیر پرواز پرنده در شکل 7 نشان می‌دهد که کنترل‌کننده گام به عقب بخوبی قادر به ردیابی مسیر دایروی می‌باشد.



شکل 5 پاسخ پرنده با کنترل‌کننده گام به عقب به ورودی پله



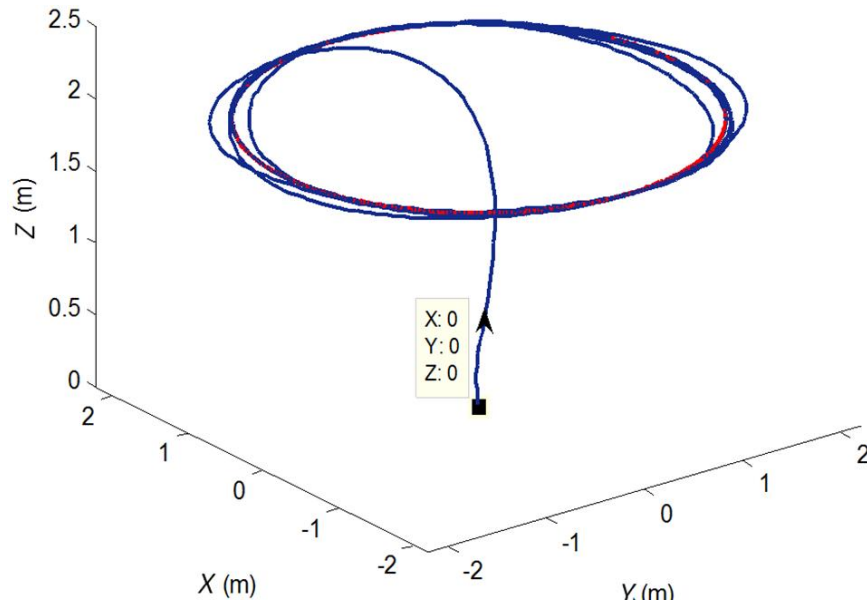
شکل 6 ورودی کنترلی در پاسخ به سیگنال مرجع پله

4-4- عملکرد سیستم کنترلی در حضور اثر اغتشاش

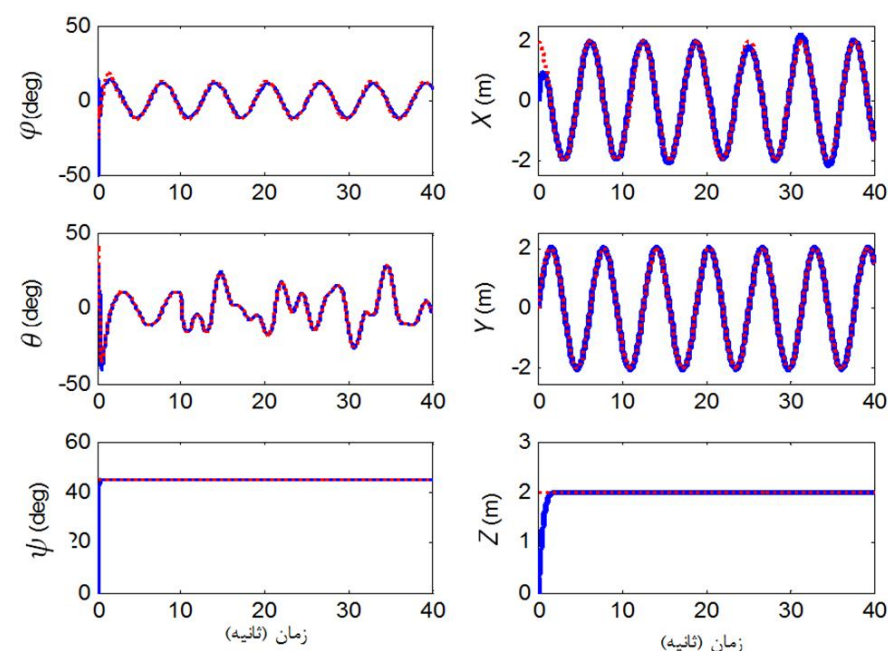
به منظور ارزیابی مقاومت سیستم کنترل گام به عقب در برابر اغتشاش، نیروی آیرودینامیکی که در مدلسازی پرنده از اثر آن چشم‌پوشی شده بود بصورت ترکیبی از توابع هارمونیک با فرکانس‌های مختلف با معادله $d(t) = (\sin(0.8\pi t) + \cos(0.2\pi t) + \sin(0.4\pi t) + \cos(0.6\pi t))$ شده و 10 ثانیه پس از شروع پرواز پرنده در راستای محور X به دینامیک سیستم اعمال می‌گردد. همانطور که در شکل‌های 13 و 14 مشاهده می‌شود، سیستم حلقه بسته در حضور اغتشاش ناپایدار نشده و با دقت قابل قبولی مسیر دایروی را ردیابی می‌نماید. بنابراین کنترل‌کننده گام به عقب ارائه شده برای عمودپرواز پنج-ملخه در برابر اغتشاش مقاوم می‌باشد. در شکل 12 مشاهده می‌گردد که اعمال اغتشاش در راستای X باعث شده کنترل‌کننده با تغییر زاویه پیچ، از واگرا شده شدن خروجی X جلوگیری نماید.

5- نتیجه‌گیری

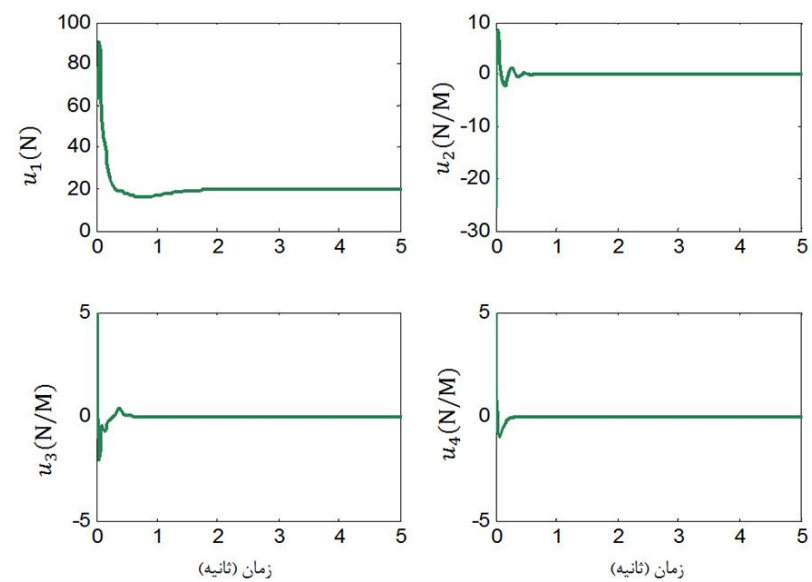
در این مقاله مدلسازی دینامیکی کامل یک عمودپرواز بدون سرنشین دارای پنج ملخ با ساختار پیشنهادی جدید به روش نیوتن اویلر انجام شد. مدل پیشنهاد شده مشکل پایین بودن ظرفیت حمل بار کوادروتور معمولی را با اضافه شدن یک ملخ در مرکز آن، برطرف نموده، بنابراین عمودپرواز پنج-ملخه دارای کاربرد گسترده‌تری نسبت به کوادروتور معمولی می‌باشد. با توجه به دینامیک غیرخطی پرنده از روش خطی‌سازی پس‌خورده ورودی-خروجی برای کنترل پرنده، با هدف تعقیب مسیر مطلوب، استفاده شد که بکارگیری آن به دلیل زیرتحریک بودن سیستم، باعث تولید کنترل‌کننده‌ای با حجم



شکل 13 مسیر پرواز پرنده در حضور اغتشاش



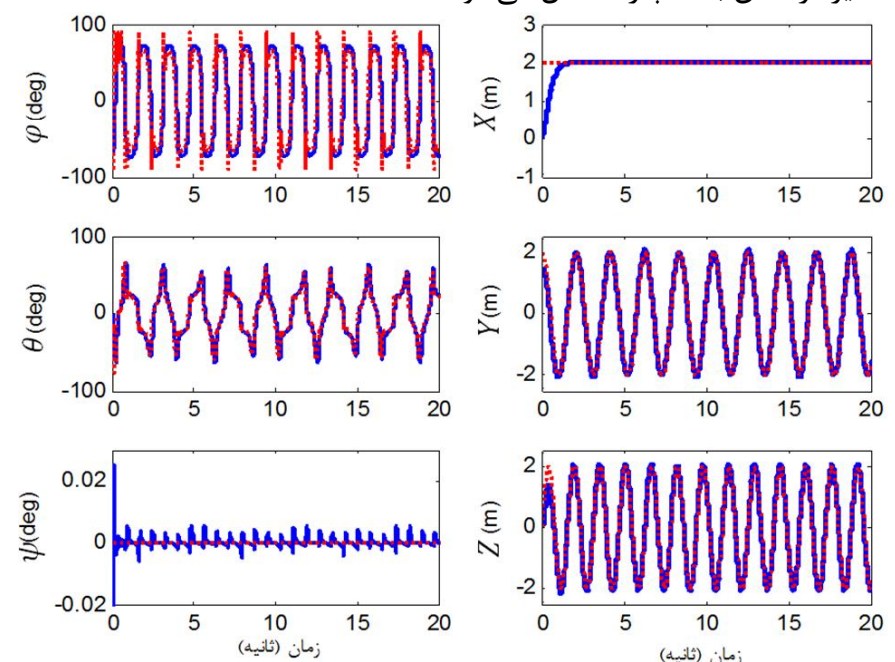
شکل 14 عملکرد سیستم کنترل گام به عقب در ردیابی در حضور اغتشاش



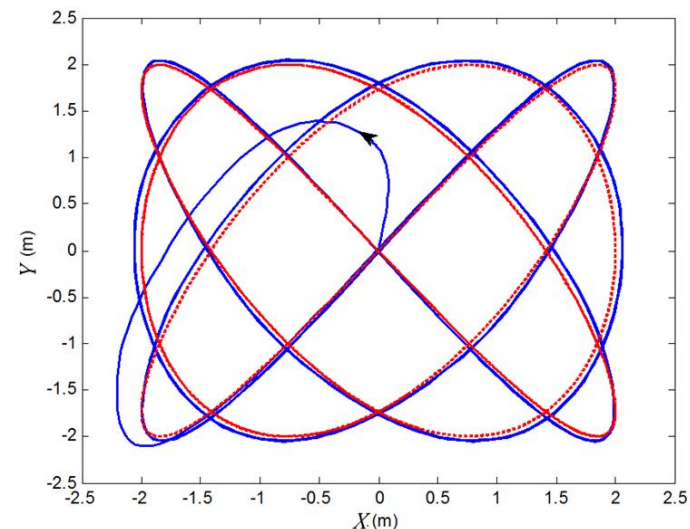
شکل 10 ورودی کنترلی تولیدشده در ردیابی مسیر دایروی

4-3- عملکرد سیستم کنترلی در ردیابی مسیر پیچیده

در این بخش با در نظر گرفتن مسیر مرجعی با معادله $(x_d = 2 \cos(3t), y_d = 2 \sin(4t), z_d = 2, \psi_d = 0)$ عملکرد کنترل‌کننده گام به عقب در دنبال کردن مسیر فرکانس بالا مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. نتایج شبیه‌سازی در شکل 11 نشان می‌دهد که ردیابی این مسیر مستلزم تغییر بزرگ در زوایای رول و پیچ بوده و این باعث شده در برهه‌هایی از زمان، سرعت ملخ‌های یک و سه به مقدار صفر رسیده و کنترل‌کننده u_4 به درستی عمل نکند که در پی آن زاویه یابو به خوبی کنترل نشده و در مدت پرواز پرنده این زاویه از مقدار مطلوب خود منحرف می‌شود. شکل 12 نشان می‌دهد که موقعیت پرنده با دقت مطلوبی مسیر مرجع را تعقیب می‌نماید. بنابراین عملکرد سیستم کنترلی به دلیل پیکربندی خاص پرنده در ردیابی مسیر فرکانس بالا دچار اختلال می‌شود.



شکل 11 خروجی سیستم در ردیابی مسیر مرجع فرکانس بالا



شکل 12 مسیر پرواز پرنده در ردیابی مسیر مرجع فرکانس بالا

- [5] T. Lee, "Robust Adaptive Attitude Tracking on SO(3) With an Application to a Quadrotor UAV," *IEEE TRANSACTIONS ON CONTROL SYSTEMS TECHNOLOGY*, vol. 21, pp. 1924-1930, 2013.
- [6] H. Ramirez-Rodriguez and V. Parra-Vega, "Robust Backstepping Control Based on Integral Sliding Modes for Tracking of Quadrotors," *J Intell Robot Syst*, vol. 73, pp. 51-66, 2014.
- [7] S. Nadda and A. Swarup, "Development of Backstepping Based Sliding Mode Control for a Quadrotor," *IEEE 10th International Colloquium on Signal Processing & its Applications*, Kuala Lumpur, Malaysia, 2014.
- [8] T. Sangyam, P. Laohapiengsak, and W. Chongcharoen, "Path Tracking of UAV Using Self-Tuning PID Controller Based on Fuzzy Logic," *SICE Annual Conference Taipei*, Taiwan 2010.
- [9] M. Santos, V. Lopez, and F. Morata, "Intelligent Fuzzy Controller of a Quadrotor," *IEEE*, p. 141-146, 2010.
- [10] D. Gautam and C. H., "Control of a Quadrotor Using a Smart Self-Tuning Fuzzy PID Controller," *International Journal of Advanced Robotic Systems*, p. 1, 2013.
- [11] c. Yang, z. yang, and x. huang, "modelling and robust trajectory tracking control for a novel six-rotor uav," *mathematical problem in engineering*, vol. 2013, p. 13, 2013.
- [12] A. Sámano, R. Castro, R. Lozano, and S. Salazar, "Modeling and Stabilization of a Multi-Rotor Helicopter," *J Intell Robot Syst*, vol. 69, pp. 161-169, 2013.
- [13] A. a. Alaimo, V. Artale, and A. Ricciardello, "PID Controller Applied to Hexacopter Flight," *J Intell Robot Syst*, vol. 73, pp. 261-270, 2014.
- [14] J. H. GINSBERG, *Advanced Engineering Dynamics*, Second Edition ed. New York: Cambridge University Press, 1998.
- [15] M. A. Tofigh, M. Mahjoob, and M. Ayati, "Modeling and nonlinear tracking control of a novel multi-rotor UAV," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 15, pp. 281-290, 2015.. (In Persian)
- [16] D. Lara, G. Romero, A. Sanchez, R. Lozano, and A. Guerrero, "Robustness margin for attitude control of a four rotor mini-rotorcraft: Case of study," *Mechatronics*, vol. 20, pp. 143-152, 2010.
- [17] M. Krstić and I. Kanellakopoulos, *Non-linear and adaptive control design*: Wiley, 1995.
- [18] S. Bertrand, N. Guénard, T. Hamel, H. Piet-Lahanier, and L. Eck, "A hierarchical controller for miniature VTOL UAVs: Design and stability analysis using singular perturbation theory," *Control Engineering Practice*, vol. 19, pp. 1099-1108, 2011.

محاسبات بالا و شامل مشتق مرتبه سوم خروجی شد که نسبت به نویز حسگرها دارای حساسیت می‌باشد. بنابراین استفاده از این روش برای کنترل پرنده پنج-ملخه مناسب نمی‌باشد. در رویکردی دیگر، روش کنترل غیرخطی گام به عقب ارائه گردید که منجر به ایجاد کنترل‌کننده‌ای با حجم محاسبات کمتر و تنها شامل مشتق مرتبه اول خروجی شده و برای پیاده‌سازی آن از ایده‌ی کنترل سلسله‌مراتبی استفاده گردید. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که روش کنترلی گام به عقب عملکرد مناسبی در پایدارسازی و تعقیب مسیر مطلوب هموار و در برابر اغتشاش مقاوم می‌باشد. البته عملکرد سیستم کنترلی به دلیل پیکربندی خاص پرنده، در ردیابی مسیر فرکانس بالا چندان مطلوب نمی‌باشد و محدوده مجاز پرواز برای عملکرد مطلوب کنترلر فرکانس-های کمتر از 4 هرتز در نظر گرفته می‌شود. بنابراین مدل پیشنهادی در وظایفی از قبیل دیده‌بانی و نظارت که پایداری بالایی نیاز دارد و همچنین در دنبال کردن مسیر هموار کارایی مطلوبی دارد.

6-مراجع

- [1] D. Lee, H. Jin Kim, and S. Sastry, "Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter," *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 7, pp. 419-428, 2009.
- [2] H. Voos, "Nonlinear Control of a Quadrotor Micro-UAV using Feedback-Linearization" in *Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Mechatronics*, Malaga, Spain, 2009.
- [3] L. Besnard, Y. B. Shtessel, and B. Landrum, "Quadrotor vehicle control via sliding mode controller driven by sliding mode disturbance observer," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 349, pp. 658-684, 2012.
- [4] C. Nicol, C. J. B. Macnab, and A. Ramirez-Serrano, "Robust adaptive control of a quadrotor helicopter," *Mechatronics*, vol. 21, pp. 927-938, 9// 2011.