



مقایسه دو کنترل کننده به روش فیدبک خطی ساز با هدف ردیابی مسیر بر روی یک عمودپرواز شش - 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

چکیده

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 05 خرداد 1394

پذیرش: 09 تیر 1394

ارائه در سایت: 24 مرداد 1394

کلید واژگان:

عمودپرواز شش - ملخه

پرنده بدون سرنشین

کوادروتور بهبودیافته

فیدبک خطی ساز

در این مقاله یک عمودپرواز شش-ملخه با پیکربندی جدید، مدلسازی شده و به منظور تعقیب مسیر مطلوب، از روش فیدبک خطی ساز با دو رویکرد، استفاده گردیده است. امروزه کوادروتورها به دلیل ساختار مکانیکی ساده و قابلیت مانوردهی بالا، یکی از پرستفاده‌ترین پرنده‌های بدون سرنشین هستند ولی به دلیل ظرفیت حمل بار پایین، در برخی کاربردها با محدودیت مواجه می‌باشند. در مدل پیشنهادی که دارای نوآوری بوده، دو ملخ هم‌محور با دور ثابت و با جهت چرخش مخالف به مرکز کوادروتور اضافه گردیده تا علاوه بر افزایش ظرفیت حمل بار، باعث افزایش پایداری آن در برابر بادهای عرضی شده و در عین حال دینامیک و نحوه هدایت آن بدون تغییر بماند. مدلسازی دینامیکی پرنده به روش نیوتن-اویلر انجام شده و معادلات بدست آمده غیرخطی، زیرتحریک، جفت‌شده و ناپایدار می‌باشند. برای کنترل عمودپرواز، روش فیدبک خطی ساز به دو صورت ارائه گردیده است. در رویکرد اول، از فیدبک خطی ساز به صورت متداول استفاده شده که کنترل کننده‌ای با حجم محاسبات بالا و شامل مشتق مرتبه سوم خروجی حاصل می‌گردد که به نوبت حسگرها بسیار حساس می‌باشد. در رویکرد دوم، با تفکیک دینامیک پرنده به دو زیرسیستم انتقالی و دورانی، کنترل کننده سلسله مراتبی به روش فیدبک خطی ساز طراحی می‌گردد که به مراتب ساده‌تر و پیاده‌سازی آن نیز آسان‌تر می‌باشد. همچنین، برای جبران دینامیک عملگرها از الگوریتم فیدبک خطی ساز دو مرحله‌ای استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که سیستم کنترلی طراحی شده با رویکرد دوم، عملکرد بهتری در ردیابی مسیر مطلوب و کاهش اثر اغتشاش دارد.

Comparison of tow Feedback Linearization method aimed at position tracking control for a novel six-rotor UAV

Mohamad Ali Tofigh, Mohamad Mahjoob*, Moosa Ayati

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 26 May 2015

Accepted 30 June 2015

Available Online 15 August 2015

Keywords:

Unmanned aerial vehicle

six-rotor aircraft

modified quadrotor

feedback linearization

ABSTRACT

In this paper, modeling and feedback linearization controller for trajectory tracking of a novel six-rotor UAV (Unmanned Aerial Vehicle) is developed. Because of the very simple structure and high maneuverability, quadrotors are one of the most preferred types of UAVs but the main problem in using them is their small payload. In the proposed novel model, two coaxial propellers are added to the center of vehicle to improve the ability of lifting heavier payloads, and to surpass anti-crosswind capability of quadrotor, while the dynamic and steering principle is preserved. The dynamic model is obtained via Newton Euler approach. Model is under actuated, nonlinear, and has strongly coupled terms. Also, two types of nonlinear controllers are presented. The first is a conventional input-output feedback linearization controller which involves high-order derivative terms and turns out to be quite sensitive to sensor noise as well as modeling uncertainty. The second controller is a feedback linearization based on the hierarchical control strategy that yields easier controller. To compensate actuator's dynamic and moreover, to avoid complexity of controller, a two-stage algorithm is utilized. The obtained simulation results confirm that the performance of hierarchical controller is more convenient in terms of position tracking and disturbance rejection than conventional controller.

1- مقدمه

محدودیت‌های ناشی از وجود موانع و مسیرهای غیرقابل عبور، جهت دست-یابی به هدف نهایی، بسیار کاراتر می‌باشند. ربات‌های پرنده نیز به لحاظ ساختاری به چهار دسته بال ثابت (هواپیما)، عمودپرواز (هلیکوپتر)، بال‌ها و ربات‌های بال‌زن تقسیم شده که در این بین، عمودپروازها به دلیل قابلیت

در دهه‌های اخیر وسایل خودمختار و کنترل از راه دور بسیاری در زمینه‌های رباتیک توسعه یافته‌اند. در یک دسته‌بندی کلی می‌توان ربات‌ها را به دو گروه ربات‌های زمینی و هوایی تقسیم‌بندی نمود که ربات‌های پرنده به دلیل عدم

Please cite this article using:

M. A. Tofigh, M. Mahjoob, M. Ayati, Comparison of tow Feedback Linearization method aimed at position tracking control for a novel six-rotor UAV, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 9, pp. 199-208, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

M. A. Tofigh, M. Mahjoob, M. Ayati, Comparison of tow Feedback Linearization method aimed at position tracking control for a novel six-rotor UAV, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 9, pp. 199-208, 2015 (In Persian)

چشم‌پوشی نمود. از طرفی، افزودن دینامیک عملگرها بطور مستقیم به دینامیک سیستم، باعث ایجاد مدلی با پیچیدگی بالا شده که کنترل آن دشوار می‌باشد. بنابراین، از الگوریتم کنترل دو مرحله‌ای استفاده می‌گردد که در مرحله اول دینامیک عملگر جبران شده و در مرحله دوم برای سیستم اصلی کنترل کننده طراحی می‌شود [12]. در بخش چهارم نیز کل پرنده در نرم افزار متلب شبیه‌سازی شده است.

2- مدلسازی عمودپرواز

در این بخش ابتدا ساختار و نحوه عملکرد عمودپرواز مورد بررسی قرار گرفته و سپس مدلسازی دینامیکی به روش نیوتن انجام می‌پذیرد.

2-1- مشخصات فیزیکی پرنده

عمودپرواز موضوع این تحقیق دارای شش روتور بوده که چهار روتور آن بطور متقارن در پیرامون پرنده و یک جفت روتور هم‌محور با ملخ بزرگتر نیز در مرکز پرنده نصب گردیده است (شکل 1). روتورهای هم‌محور دارای سرعت ثابت و یکسان بوده و اساساً نقشی در کنترل حرکت پرنده نداشته بلکه به منظور حمل بار بیشتر توسط پرنده، مورد استفاده قرار گرفته‌اند. جهت چرخش این دو روتور خلاف هم در نظر گرفته شده تا اثرات آیرودینامیکی یکدیگر را خنثی نموده و باعث برهم خوردن تعادل سیستم نگردند. روتورهای جانبی وظیفه ایجاد حرکات دلخواه در پرنده را به عهده داشته و در واقع سرعت این روتورها، ورودی سیستم می‌باشد. همچنین، به منظور حفظ تعادل سیستم جهت چرخش روتورهای روبروی هم یکسان و در خلاف جهت روتورهای مجاور می‌باشد.

در اثر دوران هر ملخ نیروی رانش برابر $T = K_t \Omega^2$ و گشتاور پسای $D = K_d \Omega^2$ ایجاد می‌شود که K_t ضریب تراست و K_d ضریب دراگ نامیده می‌شود. روتورهای مشابه هم‌محور بدلیل سرعت چرخش یکسان و جهت چرخش مخالف، گشتاور پسای یکدیگر را خنثی کرده ولی نیروی رانش آن‌ها به سمت بالا بوده و با هم جمع می‌شود. در شکل 2 وضعیت آیرودینامیکی روتورها نمایش داده شده است. برآیند نیرو و گشتاور حاصل از چرخش روتورها، حول مرکز جرم پرنده، بصورت روابط (1) تا (4) است.

$$F = K_t(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) + K_t'(\Omega_5^2 + \Omega_6^2) \quad (1)$$

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

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

$$\tau_z = K_d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (4)$$

در روابط (1) تا (4) F نیروی رانش کل، τ_x گشتاور رول، τ_y گشتاور پیچ و τ_z گشتاور یاو نامیده می‌شود. در ادامه نحوه حرکت پرنده تشریح می‌شود. در حالت شناور بایستی رابطه (1) با وزن پرنده برابر بوده و سایر گشتاورها برابر صفر باشند. همچنین، برای افزایش (کاهش) ارتفاع پرنده نیروی رانش کل بایستی از وزن پرنده بیشتر (کمتر) باشد. حرکت در راستای X (راستای Y) ناشی از دوران پرنده حول محور Y (حول محور X) بوده و برای ایجاد این حرکت بایستی رابطه (3) (رابطه (2)) مخالف صفر باشد و برای دوران پرنده حول محور Z نیز بایستی رابطه (4) مخالف صفر گردد. سرعت چرخش روتورهای هم‌محور براساس جرم قابل حمل توسط پرنده تعیین می‌گردد. با در نظر گرفتن جرم m_l برای بار حمل‌شده، سرعت از رابطه $\Omega_5^2 = \Omega_6^2 = \frac{m_l g}{2K_t'}$ بدست می‌آید ولی سرعت روتورهای جانبی توسط سیستم کنترلی محاسبه می‌گردند. بنابراین بسته به نوع موتورهای انتخابی برای روتورهای هم‌محور می‌توان جرم‌های مختلف را برای اهداف خاص توسط عمودپرواز

مانوردهی بالا و ویژگی شناور ماندن در هوا و همچنین فراز و فرود عمودی، دارای محبوبیت بیشتری می‌باشند. عمودپروازها خود دارای انواع گوناگونی از جمله هلیکوپترهای معمولی، هلیکوپترهای هم‌محور و نیز انواع چندروتورها با پیکربندهای مختلف بوده که کوادروتورها به دلیل ساختار مکانیکی ساده و اصول هدایت آسان، یکی از پرستفاده‌ترین ربات‌های پرنده بوده، چراکه تنها با تغییر دور روتورها، می‌توان هرگونه حرکت دلخواهی را ایجاد نمود.

در زمینه مدلسازی و کنترل کوادروتور، کارهای متنوعی صورت گرفته است. از جمله در [1] معادلات حرکت کوادروتور استخراج و در [2] تأثیر نیروهای آیرودینامیکی در مدلسازی کوادروتور بررسی شده است. همچنین، روش‌های کنترل غیرخطی متفاوتی از قبیل فیدبک خطی‌ساز با ساختارهای شامل مشتق مرتبه بالا و آبخاری [3,4]، روش کنترلی مود لغزشی [5]، استفاده از روش‌های تطبیقی [6]، کنترل کننده‌های مقاوم بر اساس تابع لیاپانوف [7] و همچنین از استفاده از روش‌های هوشمندی چون کنترل فازی [8] با هدف ردیابی مسیر مرجع، برای کوادروتور طراحی و پیاده‌سازی شده است. یکی از مشکلات اصلی کوادروتور ظرفیت ترابری¹ پایین بوده که برای بهبود آن، محققان ساختارهای مختلفی از جمله استفاده از شش روتور با چیدمان متقارن به جای چهار روتور [9] و یا استفاده از هشت روتور به جای چهار روتور [10، 11] ارائه داده‌اند. از عیوب ساختارهای مذکور، افزایش وزن پرنده و همچنین افزایش پیچیدگی در دینامیک و کنترل آن می‌باشد. در مدل پیشنهادی (شکل 1) با افزودن دو روتور هم‌محور به مرکز کوادروتور، علاوه بر بهبود بار مفید، وزن خام پرنده نیز چندان افزایش نمی‌یابد. همچنین، چرخش این روتورها با ممان اینرسی مشخص، همانند ژيروسکوپ عمل نموده و مقاومت پرنده در برابر دوران‌های افقی ناشی از بادهای عرضی را افزایش می‌دهد. از طرفی، استفاده از دو روتور مشابه و هم‌محور، با جهت چرخش مخالف، باعث حذف عکس‌العمل گشتاور وارده از روتور به پرنده و نیز حذف گشتاور ژيروسکوپی شده و لذا دینامیک آن نسبت به کوادروتور معمولی تغییر نمی‌یابد. در نهایت، سرعت ثابت روتورهای هم‌محور در بازه‌ی زمانی حرکت پرنده، باعث شده تنها از چهار روتور جانبی برای هدایت پرنده استفاده گردد و نحوه کنترل این عمودپرواز کاملاً مشابه کوادروتور باشد. بنابراین، مدل پیشنهادی، عملکرد کوادروتور را بدون تغییر در دینامیک و فرآیند کنترل، بهبود می‌بخشد.

در بخش دوم این مقاله مدل دینامیکی پرنده پیشنهادی به روش نیوتن استخراج شده است. در بخش سوم سیستم کنترلی به روش فیدبک خطی‌ساز ورودی- خروجی و با دو رویکرد مشتق‌گیری از خروجی (روند معمولی) و کنترل سلسله مراتبی طراحی گردیده است. با توجه به عدم مقاومت روش فیدبک خطی‌ساز در برابر دینامیک‌های مدل نشده، نمی‌توان از تأثیر عملگرها



شکل 1 عمودپرواز شش - ملخه

شش-ملخه حمل کرد.

2-2- استخراج معادلات

با انتصاب یک دستگاه اینرسی به زمین و یک دستگاه بدنی در مرکز جرم جسم مطابق شکل 2، می توان ماتریس تبدیل دورانی دستگاه بدنی نسبت به دستگاه اینرسی را با در نظر گرفتن سه دوران متوالی بر حسب زوایای اوپلر با ترتیب دوران $\psi \leftarrow \theta \leftarrow \varphi$ بصورت

$$R(\psi, \theta, \varphi) = R(x, \varphi) \cdot R(y, \theta) \cdot R(z, \psi) = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\theta & -s\theta \\ -s\psi c\theta & c\psi c\theta & c\theta \\ s\psi s\theta & -c\psi s\theta & s\theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

بدست آورد. در ماتریس فوق c و s به ترتیب مخفف \cos و \sin می باشند. با ضرب ماتریس (8) در هر بردار توصیف شده در دستگاه اینرسی، مؤلفه های آن بردار در دستگاه بدنی بدست می آید. همچنین، مؤلفه های سرعت زاویه ای جسم در دستگاه بدنی را می توان توسط رابطه (6) بر حسب نرخ زوایای اوپلر بدست آورد [13].

$$\omega^B = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\theta & c\theta s\theta \\ 0 & -s\theta & c\theta c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (6)$$

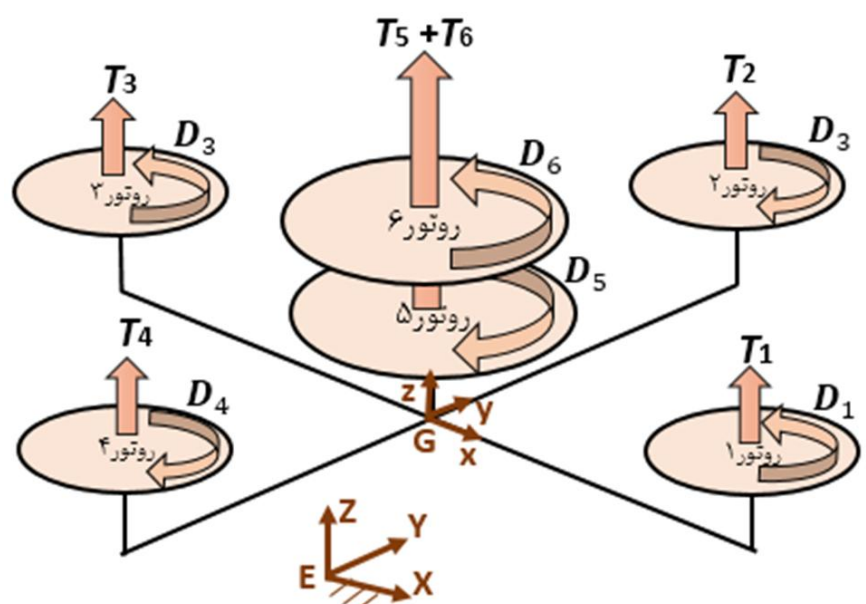
معادلات حرکت انتقالی براساس قوانین نیوتن در دستگاه اینرسی بصورت رابطه (7) می باشد. در این رابطه ضریب اصطکاک هوا می باشد.

$$m_t \cdot a^E = F_{\text{external}}^E \Rightarrow \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \frac{1}{m_t} \begin{bmatrix} F \sin \theta - k_f \dot{X}^2 \\ -F \sin \varphi \cos \theta - k_f \dot{Y}^2 \\ F \cos \varphi \cos \theta - m_t g - k_f \dot{Z}^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

نیروهای خارجی در رابطه فوق عبارتند از نیروی وزن، نیروی رانش کل ملخها و نیروهای آیرودینامیکی وارد به بدنه پرنده. معادله حرکت زاویه ای سیستم متشکل از چند جرم متحرک براساس قوانین نیوتن-اوپلر نیز به صورت رابطه (8) می باشد.

$$\sum M_G = \sum_{i=1}^6 \left(\frac{\delta H_i}{\delta t} + \omega_i^B \times H_i + R_{O_i/G} \times m_i a_i \right) \quad (8)$$

نقطه G در معادله فوق مرکز جرم سیستم بوده، نقاط O_i مرکز جرم هر کدام از اجرام متحرک، H_i تکانه زاویه ای هر جزء حول مرکز جرم آن، $R_{O_i/G}$ فاصله مرکز جرم هر جزء تا مرکز جرم کل سیستم و a_i نیز شتاب مرکز جرم هر جزء متحرک می باشد. سمت چپ معادله فوق برآیند گشتاورهای خارجی



شکل 2 شماتیک آیرودینامیک ملخها

است که عبارتند از روابط (2-4) و گشتاورهای آیرودینامیکی وارد بر کل جسم. با محاسبه تک تک ترم های معادله (8) در دستگاه بدنی معادلات نهایی بصورت

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} ((I_y - I_z)qr - J_z q \Omega + \tau_x - k_{ft} p) / I_x \\ ((I_z - I_x)pr + J_z p \Omega + \tau_y - k_{ft} q) / I_y \\ ((I_x - I_y)pq - J_z \dot{\Omega} + \tau_z - k_{ft} r) / I_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

حاصل می گردد. در رابطه فوق k_{ft} ضریب اصطکاک هوا در برابر حرکت دورانی و $\Omega = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4$ جمع جبری سرعت روتورها و $J_z p \Omega$ و $J_z q \Omega$ جمع جبری شتاب روتورها می باشد. همچنین، ترم های $J_z p \Omega$ و $J_z q \Omega$ گشتاور ژيروسکوپی روتورهای جانبی بوده و بایستی در نظر داشت که گشتاور ژيروسکوپی روتورهای هم محور یکدیگر را خنثی کرده و تأثیری در معادلات حرکت نداشته است.

طراحی سیستم کنترل بر اساس دینامیک اصلی سیستم (روابط 6، 7، 9) بسیار مشکل می باشد. در مرجع [14] اشاره شده است که با فرض اینکه جسم در هر لحظه در یک جهت دوران نماید رابطه (10) برقرار خواهد بود.

$$p = \dot{\varphi}, \quad q = \dot{\theta}, \quad r = \dot{\psi} \quad (10)$$

البته با فرض کوچک بودن زوایای اوپلر نیز از رابطه (6) مشاهده می گردد که سرعت زاویه ای پرنده در دستگاه بدنی با نرخ زوایای اوپلر برابر می باشد. همچنین از اثرات آیرودینامیکی در معادلات صرف نظر شده و تأثیر آنها بصورت اغتشاش به سیستم اعمال می گردد. با توجه به فرضیات مطرح شده دینامیک عمودپرواز بصورت

$$m\ddot{X} = u_1 \sin \theta \quad (11)$$

$$m\ddot{Y} = -u_1 \sin \varphi \cos \theta \quad (12)$$

$$m\ddot{Z} = u_1 \cos \varphi \cos \theta - mg \quad (13)$$

$$I_x \ddot{\varphi} = (I_y - I_z) \dot{\psi} \dot{\theta} - J_z \dot{\theta} \Omega + u_2 \quad (14)$$

$$I_y \ddot{\theta} = (I_z - I_x) \dot{\psi} \dot{\varphi} + J_z \dot{\varphi} \Omega + u_3 \quad (15)$$

$$I_z \ddot{\psi} = (I_x - I_y) \dot{\varphi} \dot{\theta} - J_z \dot{\varphi} \Omega + u_4 \quad (16)$$

حاصل می شود که در آن u_1 تا u_4 ورودی کنترلی بوده و بصورت $[u_1, u_2, u_3, u_4]^T = [F, \tau_x, \tau_y, \tau_z]^T$ تعریف شده اند. همچنین جهت اجتناب از تکینگی فرض می شود زوایای φ و θ در بازه $(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2})$ قرار گیرند.

3- طراحی سیستم کنترل

در این بخش روش فیدبک خطی ساز، یکی از محبوبترین روش های کنترل برای سیستم های غیرخطی، با دو رویکرد متفاوت جهت کنترل عمودپرواز شش-ملخه ارائه می گردد. فیدبک خطی ساز یک سیستم غیرخطی را به سیستم معادل خطی تبدیل نموده تا بتوان به سادگی با روش های خطی سیستم را کنترل کرد. عمودپرواز مورد بررسی دارای شش درجه آزادی $[\varphi, \theta, \psi, X, Y, Z]$ و چهار ورودی بصورت $U = [u_1, u_2, u_3, u_4]^T$ می باشد که یک سیستم زیرتحرک بوده و تنها چهار خروجی را می توان بطور مستقل کنترل کرد. در این مقاله X, Y, Z و ψ به عنوان خروجی در نظر گرفته می شود.

3-1- ارائه فیدبک خطی ساز به روش متداول

روابط (11)، (12) و (13) که دینامیک انتقالی پرنده را توصیف می کنند تنها شامل ورودی u_1 بوده و نمی توان با این ورودی هر سه معادله را به فرم خطی

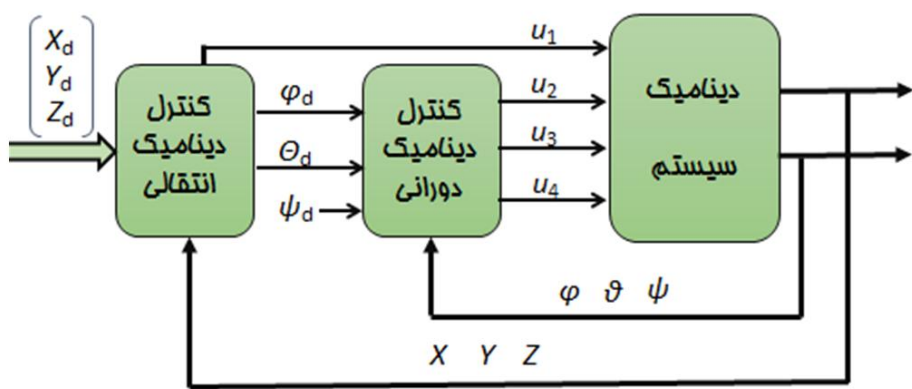
که با انتخاب مقادیر مثبت برای پارامترهای $k_{\psi 1}$ و $k_{\psi 2}$ خطای $e_{\psi} = \psi - \psi_d$ به صفر همگرا می شود.

با توجه به اینکه از خروجی های $X - Y - Z$ هر کدام چهار مرتبه و از خروجی ψ نیز دو مرتبه مشتق گیری شده تا ورودی به طور مستقیم در خروجی ظاهر شود، بنابراین مرتبه نسبی سیستم نیز برابر 14 است. از طرفی، با در نظر گرفتن u_1, u_1 بعنوان حالت های جدید، سیستم تعمیم یافته دارای بردار حالت بصورت $X = [\dot{\varphi}, \varphi, \dot{\theta}, \theta, \dot{\psi}, \psi, \dot{z}, z, \dot{y}, y, \dot{x}, x, \dot{u}_1, u_1]^T$ بوده و در نتیجه سیستم نیز از مرتبه 14 می باشد. 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 می ماند.

3-2- خطی سازی فیدبک بصورت کنترل سلسله مراتبی

کنترل کننده ارائه شده در بخش قبل که به روش فیدبک خطی ساز معمولی بدست آمد، دارای حجم محاسبات بالا و نیز وجود ترم های مشتق دوم و سوم خروجی در آن می باشد که باعث حساسیت به نویز فرکانس بالا می شود. در این بخش با تقسیم معادلات (11-16) به دو زیرسیستم انتقالی و دورانی، یک حلقه کنترل برای دینامیک انتقالی و یک حلقه کنترل با گین بالا برای دینامیک دورانی با ساختار متوالی ارائه می گردد. پایداری حلقه بسته چنین ساختار سلسله مراتبی در [16] بحث شده است.

از معادلات (11) و (12) مشاهده می شود که حرکت پرنده در راستای X و Y به زوایای پیچ و رول وابسته بوده و حرکت Z با ورودی u_1 قابل کنترل است. حلقه کنترل انتقالی، ورودی u_1 و زوایای مطلوب φ_d و θ_d را بگونه ای محاسبه می کند که خروجی به مقادیر مطلوب X_d, Y_d, Z_d همگرا شده و در حلقه کنترل دورانی نیز سیگنال های کنترلی u_2 تا u_4 طوری تولید می شود که زوایای پرنده مقادیر مطلوب φ_d, θ_d و ψ_d را با نرخ بالا ردیابی نمایند. شکل 3 دیگرام کنترل سلسله مراتبی را نمایش می دهد.



شکل 3 دیگرام کنترل سلسله مراتبی

$$\begin{bmatrix} mX^{(4)} \\ mY^{(4)} \\ mZ^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \theta & 0 & \frac{u_1}{I_y} \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \varphi & -\frac{u_1}{I_x} \cos \theta \cos \varphi & \frac{u_1}{I_y} \sin \varphi \sin \theta \\ \cos \theta \cos \varphi & -\frac{u_1}{I_x} \sin \varphi \cos \theta & -\frac{u_1}{I_y} \cos \theta \sin \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{u}_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} 2\theta \dot{u}_1 \cos \theta - u_1 \dot{\theta}^2 \sin \theta + \frac{u_1}{I_y} \cos \theta (-B_1 \dot{\psi} \dot{\varphi} + J_z \dot{\varphi} \dot{\Omega} + J'_z \dot{\varphi} \dot{\Omega}_5) \\ 2u_1 \dot{\theta} \dot{\varphi} \cos \varphi \sin \theta + \left(2\theta \dot{u}_1 + \frac{u_1}{I_y} ((I_z - I_x) \dot{\psi} \dot{\varphi} + J_z \dot{\varphi} \dot{\Omega}) \right) \sin \theta \sin \varphi - \left(2\dot{u}_1 \dot{\varphi} + \frac{u_1}{I_x} ((I_y - I_z) \dot{\psi} \dot{\theta} - J_z \dot{\theta} \dot{\Omega}) \right) \cos \varphi \cos \theta + u_1 (\dot{\theta}^2 + \dot{\varphi}^2) \sin \varphi \cos \theta \\ 2u_1 \dot{\theta} \dot{\varphi} \sin \varphi \sin \theta - \left(2\dot{u}_1 \dot{\theta} + \frac{u_1}{I_y} ((I_z - I_x) \dot{\psi} \dot{\varphi} + J_z \dot{\varphi} \dot{\Omega}) \right) \cos \varphi \sin \theta - \left(2\dot{u}_1 \dot{\varphi} + \frac{u_1}{I_x} ((I_y - I_z) \dot{\psi} \dot{\theta} - J_z \dot{\theta} \dot{\Omega}) \right) \sin \varphi \cos \theta - u_1 (\dot{\theta}^2 + \dot{\varphi}^2) \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix}$$

معادل تبدیل نمود. بنابراین براساس روش فیدبک خطی ساز متداول [15] بایستی از این روابط مشتق گیری شود تا ورودی های u_2 و u_3 ظاهر گردد. با دو مرتبه مشتق گیری روابط (17) حاصل می گردد.

$$\begin{aligned} mX^{(4)} &= \ddot{u}_1 \sin \theta + 2\dot{\theta} \dot{u}_1 \cos \theta - u_1 \dot{\theta}^2 \sin \theta + u_1 \ddot{\theta} \cos \theta \\ mY^{(4)} &= (-\ddot{u}_1 + u_1 \dot{\varphi}^2 + u_1 \dot{\theta}^2) \sin \varphi \cos \theta + (2\dot{\theta} \dot{u}_1 + u_1 \ddot{\theta}) \sin \theta \sin \varphi - (2\dot{u}_1 \dot{\varphi} + u_1 \ddot{\varphi}) \cos \varphi \cos \theta \\ &\quad + 2u_1 \dot{\theta} \dot{\varphi} \cos \varphi \sin \theta \\ mZ^{(4)} &= (\ddot{u}_1 - u_1 \dot{\varphi}^2 - u_1 \dot{\theta}^2) \cos \varphi \cos \theta - (2\dot{\theta} \dot{u}_1 + u_1 \ddot{\theta}) \sin \theta \cos \varphi - (2\dot{u}_1 \dot{\varphi} + u_1 \ddot{\varphi}) \sin \varphi \cos \theta \\ &\quad + 2u_1 \dot{\theta} \dot{\varphi} \sin \varphi \sin \theta \end{aligned} \quad (17)$$

با ظاهر شدن مشتق دوم زوایای اوپلر در رابطه (17) و جایگزینی از روابط (14) و (15) ورودی های کنترلی در مشتق چهارم خروجی بصورت رابطه (18) نمایان می گردند. با معرفی سیستم تعمیم یافته شامل بردار ورودی $U = [\ddot{u}_1, u_2, u_3]^T$ و با بازنویسی رابطه (18) بصورت $[X^{(4)}, Y^{(4)}, Z^{(4)}]^T = [\beta] U^T + [\alpha]$ می توان با طراحی سیگنال های کنترلی بصورت

$$\begin{bmatrix} \ddot{u}_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} = [\beta]^{-1} (-[\alpha] + m \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix}) \quad (19)$$

سیستم تعمیم یافته را به فرم

$$X^{(4)} = v_1, \quad Y^{(4)} = v_2, \quad Z^{(4)} = v_3 \quad (20)$$

بر حسب ورودی های مجازی v_1 تا v_3 خطی نمود. با در نظر گرفتن ورودی های مجازی بصورت

$$\begin{cases} V_1 = X_d^{(4)} - k_{x1} \ddot{e}_x - k_{x2} \dot{e}_x - k_{x3} e_x - k_{x4} e_x \\ V_2 = Y_d^{(4)} - k_{y1} \ddot{e}_y - k_{y2} \dot{e}_y - k_{y3} e_y - k_{y4} e_y \\ V_3 = Z_d^{(4)} - k_{z1} \ddot{e}_z - k_{z2} \dot{e}_z - k_{z3} e_z - k_{z4} e_z \end{cases} \quad (21)$$

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

$$\begin{cases} e_x^{(4)} + k_{x1} \ddot{e}_x + k_{x2} \dot{e}_x + k_{x3} e_x + k_{x4} e_x = 0 \\ e_y^{(4)} + k_{y1} \ddot{e}_y + k_{y2} \dot{e}_y + k_{y3} e_y + k_{y4} e_y = 0 \\ e_z^{(4)} + k_{z1} \ddot{e}_z + k_{z2} \dot{e}_z + k_{z3} e_z + k_{z4} e_z = 0 \end{cases} \quad (22)$$

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

با توجه به رابطه (16) کنترل کننده ψ نیز بصورت رابطه (23) طراحی می گردد

$$u_4 = (I_x - I_y) \dot{\varphi} \dot{\theta} + J_z \dot{\Omega} + I_z (\ddot{\psi}_d - k_{\psi 1} \dot{e}_{\psi} - k_{\psi 2} e_{\psi}) \quad (23)$$

3-2-1- حلقه کنترل انتقالی

وظیفه حلقه کنترل انتقالی تولید مقادیر مطلوب برای زوایای رول و پیچ و همچنین پایدارسازی ارتفاع پرنده می باشد. با معرفی ورودی های مجازی $u_x = \sin \theta$ و $u_y = \sin \varphi \cos \theta$ زیرسیستم انتقالی بصورت

$$\begin{cases} \ddot{X} = \frac{u_1 u_x}{m} \\ \ddot{Y} = \frac{-u_1 u_y}{m} \\ \ddot{Z} = -g + \frac{u_1 \cos \varphi \cos \theta}{m} \end{cases} \quad (24)$$

حاصل می شود. معادلات فوق بر حسب ورودی $[u_x, u_y, u_1]$ فول تحریک بوده و با طراحی کنترل کننده به روش فیدبک خطی ساز و استفاده از کنترل PD بصورت رابطه (25)، خروجی به مقادیر Z_d, X_d, Y_d همگرا خواهد شد.

$$\begin{aligned} u_1 &= \frac{m}{\cos \varphi \cos \theta} (g + \ddot{Z}_d - w_{z1} \dot{e}_z - w_{z2} e_z) \\ u_x &= \frac{m}{u_1} (\ddot{X}_d - w_{x1} \dot{e}_x - w_{x2} e_x) \\ u_y &= -\frac{m}{u_1} (\ddot{Y}_d - w_{y1} \dot{e}_y - w_{y2} e_y) \end{aligned} \quad (25)$$

اگر حلقه کنترل دورانی سریعتر از حلقه کنترل انتقالی به مقادیر مطلوب همگرا شود، می توان انتظار داشت که $\theta = \theta_d$ و $\varphi = \varphi_d$ وقتی که دینامیک انتقالی بررسی می شود. بنابراین مقادیر مطلوب زوایای پیچ و رول بصورت (26) و (27) محاسبه شده و به حلقه کنترل دورانی ارسال می گردند.

$$\theta_d = \sin^{-1} \left(\frac{m}{u_1 u_x} \right) \quad (26)$$

$$\varphi_d = \sin^{-1} \left(-\frac{m}{u_1 u_y} \right) \quad (27)$$

3-2-2- حلقه کنترل دورانی

دینامیک دورانی پرنده (رابطه 14-16) نیز بر حسب ورودی های $[u_4, u_3, u_2]$ فول تحریک بوده که با حذف ترم های غیرخطی به روش فیدبک خطی ساز و استفاده از کنترل کننده PD بصورت

$$\begin{aligned} u_2 &= (I_z - I_y) \dot{\psi} \dot{\theta} + J_z \dot{\theta} \Omega - I_x (w_{\varphi 1} \dot{e}_\varphi + w_{\varphi 2} e_\varphi - \ddot{\varphi}_d) \\ u_3 &= (I_x - I_z) \dot{\psi} \dot{\phi} - J_z \dot{\phi} \Omega - I_y (w_{\theta 1} \dot{e}_\theta + w_{\theta 2} e_\theta - \ddot{\theta}_d) \\ u_4 &= (I_y - I_x) \dot{\phi} \dot{\theta} + J_z \dot{\Omega} - I_z (w_{\psi 1} \dot{e}_\psi + w_{\psi 2} e_\psi - \ddot{\psi}_d) \end{aligned} \quad (28)$$

زوایای پرنده به مقادیر مطلوب φ_d, θ_d و ψ_d همگرا خواهند شد. در روابط فوق داریم: $e_\varphi = \varphi - \varphi_d, e_\theta = \theta - \theta_d, e_\psi = \psi - \psi_d$

کنترل کننده های (25) و (28) تضمین می کنند که دینامیک انتقالی و دورانی حلقه بسته بصورت

$$\ddot{e}_\sigma + w_{\sigma 1} \dot{e}_\sigma + w_{\sigma 2} e_\sigma = 0 ; \quad \sigma = x, y, z, \varphi, \theta, \psi \quad (29)$$

با انتخاب مقادیر مثبت و مناسب پارامترهای $w_{\sigma 1}$ و $w_{\sigma 2}$ پایدار خواهند بود. ورودی های کنترلی ارائه شده در این بخش تنها مشتق اول خروجی بوده و همچنین دارای حجم محاسبات نسبتاً پائینی می باشند.

3-3- الگوریتم دو مرحله ای جهت جبران دینامیک عملگر

ورودی های کنترلی بدست آمده از دو بخش قبل مستقیماً به دینامیک سیستم اعمال نمی شوند بلکه این ورودی ها به عملگرها وارد شده و خروجی عملگرها به دینامیک سیستم اعمال می گردد. به دلیل وجود دینامیک در عملگر، سیگنال های اعمال شده به سیستم با سیگنال های تولید شده توسط کنترل کننده متفاوت بوده، لذا عملکرد سیستم کنترلی تحت تأثیر قرار خواهد

گرفت. همچنین، کنترل کننده فیدبک خطی ساز نسبت به دینامیک های مدل نشده مقاوم نبوده و چشم پوشی از دینامیک عملگرها می تواند به ناپایداری سیستم منجر شود [12]. بنابراین در این بخش به جبران دینامیک عملگرها پرداخته می شود.

موتورهای استفاده شده برای عمودپرواز موضوع تحقیق، از نوع جریان مستقیم برشلس در نظر گرفته می شوند. موتور مربوط به ملخ های هم محور نقشی در عملکرد سیستم کنترلی نداشته، زیرا سرعت این روتورها در کل زمان حرکت پرنده ثابت می ماند، بنابراین از مدل کردن آن پرهیز می شود. دینامیک موتور جریان مستقیم بصورت (30) می باشد که در آن Ω_m سرعت چرخش محور و v_m ولتاژ ورودی می باشد [17].

$$J_M \dot{\Omega}_M = -\frac{K_M^2}{R} \Omega_M - K_d \Omega_M^2 + \frac{K_M}{R} v_M \quad (30)$$

همچنین در این رابطه J_M ممان اینرسی موتور، R مقاومت آرمیچر، K_d ضریب اصطکاک هوا و K_M ثابت سرعت به ولتاژ می باشد.

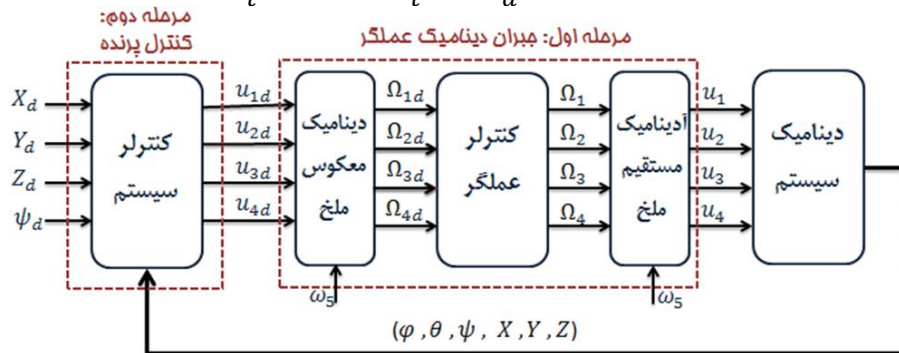
دینامیک موتور (رابطه 30) به طور مستقیم به دینامیک سیستم باعث ایجاد سیستم پیچیده ای شده که کنترل آن بسیار دشوار می باشد. بنابراین، از الگوریتم فیدبک خطی ساز دو مرحله ای استفاده می گردد [12]. در این الگوریتم از دو کنترل کننده مجزا برای جبران دینامیک عملگر و دینامیک پرنده به روش فیدبک خطی ساز استفاده می شود که پیاده سازی آن بسیار ساده تر از کنترل کننده طراحی شده برای سیستم شامل دینامیک عملگر و دینامیک پرنده می باشد. کنترل کننده مربوط به دینامیک پرنده در دو بخش قبل ارائه گردید. جهت جبران دینامیک موتور به روش فیدبک خطی ساز و استفاده از کنترل تناسبی، ورودی کنترلی بصورت

$$v_M = \frac{R J_M}{K_M} \left(\frac{K_d}{J_M} \Omega_M^2 + \frac{K_M^2}{R J_M} \Omega_M + \dot{\Omega}_{Md} - K_{CM} e_\Omega \right) \quad (31)$$

طراحی می شود که در آن $e_\Omega = \Omega_M - \Omega_{Md}$ و K_{CM} نیز پارامتر کنترل کننده بوده که هر چه این پارامتر بزرگتر انتخاب شود خروجی موتور سریع تر به ورودی مرجع میل می کند.

در شکل 4 شماتیک الگوریتم کنترل دو مرحله ای نمایش داده شده است. در بلوک کنترلر سیستم، ورودی های u_1 تا u_4 جهت ردیابی مسیر مرجع براساس روش های دو بخش قبل، تولید شده و این سیگنال ها با توجه به روابط (32) در بلوک دینامیک معکوس ملخ، سرعت هر یک از روتورهای جانبی را مشخص می کنند.

$$\begin{cases} \Omega_1^2 = \frac{u_1 - 2k_t' \Omega_5^2}{4k_t} - \frac{u_3}{2lk_t} - \frac{u_4}{4k_d} \\ \Omega_2^2 = \frac{u_1 - 2k_t' \Omega_5^2}{4k_t} - \frac{u_2}{2lk_t} + \frac{u_4}{4k_d} \\ \Omega_3^2 = \frac{u_1 - 2k_t' \Omega_5^2}{4k_t} + \frac{u_3}{2lk_t} - \frac{u_4}{4k_d} \\ \Omega_4^2 = \frac{u_1 - 2k_t' \Omega_5^2}{4k_t} + \frac{u_2}{2lk_t} + \frac{u_4}{4k_d} \end{cases} \quad (32)$$



شکل 4 نمودار الگوریتم کنترل دو مرحله ای

جدول 1 پارامترهای کنترل کننده

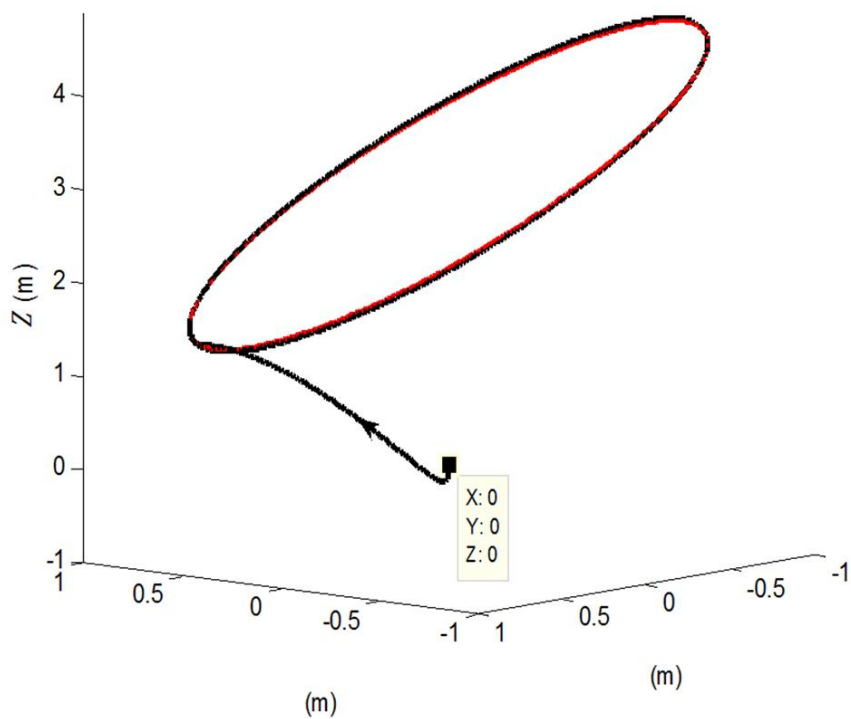
پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
$w_{x1} = w_{y1} = w_{z1}$	6/32	$k_{x1} = k_{y1} = k_{z1}$	70/71
$w_{x2} = w_{y2} = w_{z2}$	10	$k_{x2} = k_{y2} = k_{z2}$	77/95
$w_{\phi1} = w_{\theta1} = w_{\psi1}$	80	$k_{x3} = k_{y3} = k_{z3}$	35/9
$w_{\phi2} = w_{\theta2} = w_{\psi2}$	1567	$k_{x4} = k_{y4} = k_{z4}$	8/53
k_{cm}	200	$k_{\psi1}$	7/103
		$k_{\psi2}$	15/81

جدول 2 پارامترهای عمودپرواز

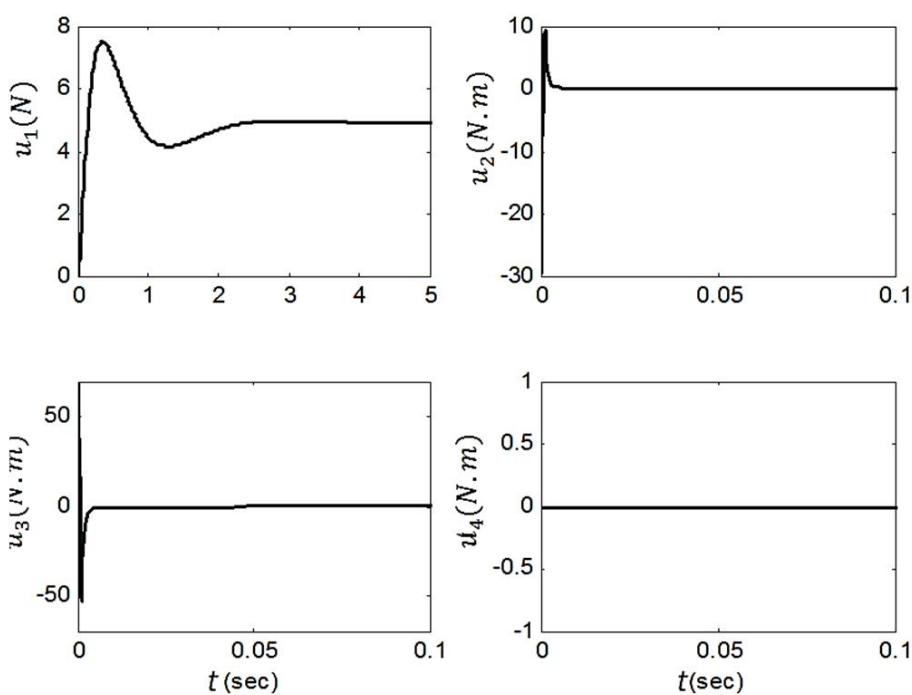
پارامتر	مقدار	واحد	پارامتر	مقدار	واحد
k_t	$4e-5$	kg.m	m_b	0/5	kg
k_t'	$2e-4$	kg.m	m_l	2	kg
k_d	$3e-6$	kg.m ²	$I_x = I_y$	0/0048	kg.m ²
J_z	$8e-5$	kg.m ²	I_z	0/0081	kg.m ²
Ω_6	156/6	Rad/s	Ω_5	156/6	Rad.s ⁻¹

جدول 3 مقایسه نرم دوم خطای خروجی در ردیابی مسیر فرکانس پایین

کنترل کننده	$\ e_x\ $	$\ e_y\ $	$\ e_z\ $
فیدبک خطی ساز معمولی	0/003	0/0002	0/025
فیدبک خطی ساز سلسه مراتبی	0/002	0/0001	0/013



شکل 6 مسیر پرواز با فیدبک خطی ساز معمولی و مسیر مطلوب



شکل 7 ورودی تولید شده با فیدبک خطی ساز معمولی در تعقیب مسیر فرکانس پایین

سرعت‌های بدست آمده به عنوان ورودی مرجع وارد بلوک کنترلر عملگر شده که در آن با توجه به رابطه (31) خروجی با نرخ بالا به سرعت‌های مطلوب همگرا می‌شود. در نهایت در بلوک دینامیک مستقیم ملخ ورودی‌های اعمالی به دینامیک پرنده (روابط 11-16) از روابط (1-4) ساخته می‌شوند.

4- نتایج شبیه‌سازی

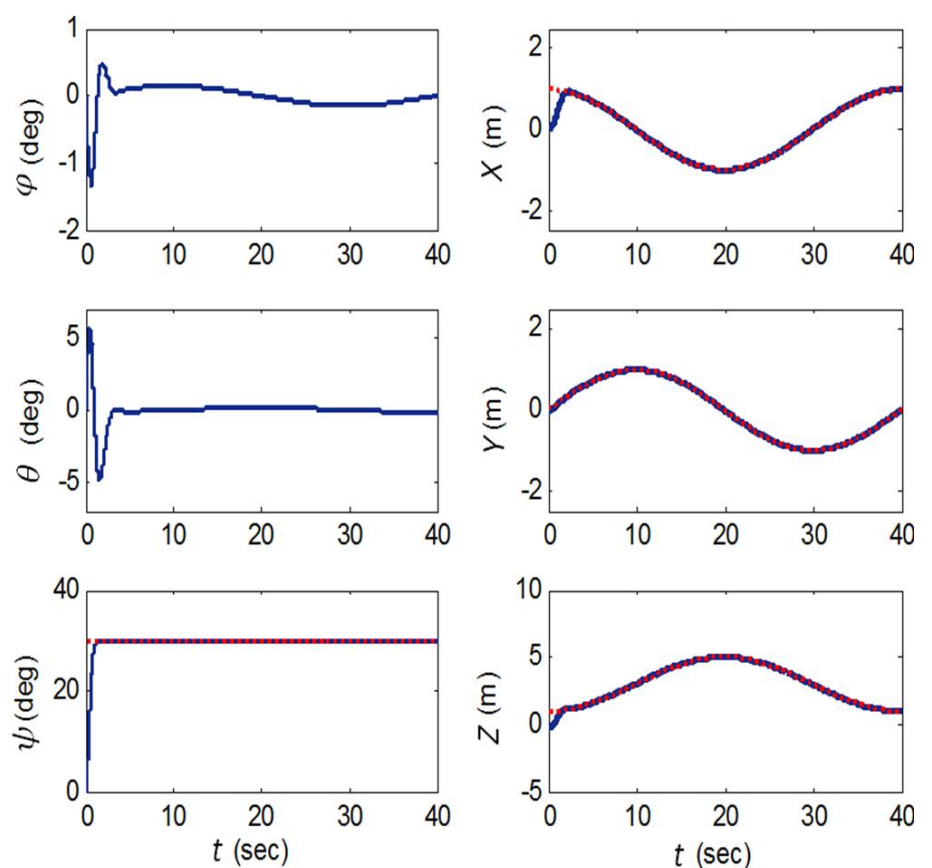
در این بخش به منظور ارزیابی عملکرد سیستم‌های کنترلی پیشنهاد شده برای عمودپرواز و مقایسه آن‌ها، چند شبیه‌سازی در نرم‌افزار متلب انجام شده و نتایج مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. وزن خام پرنده 1 کیلوگرم بوده که به وسیله روتورهای جانبی جبران شده و وزن بار قابل حمل توسط آن نیز 2 کیلوگرم در نظر گرفته می‌شود که با روتورهای هم‌محور جبران می‌گردد. پارامترهای کنترل کننده به روش LQR طوری انتخاب شده‌اند تابع هزینه زیر مینیمم گردد.

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{t_f} (X^T Q X + U^T R U) dt \quad (33)$$

برای فیدبک خطی ساز معمولی ماتریس‌های وزن‌دهی بصورت $Q = \text{diag}[5000, 1000, 100, 1]$ و $R = 0.5$ و برای فیدبک خطی ساز سلسله مراتبی نیز $Q = \text{diag}[100, 20]$ و $R = 1$ در نظر گرفته می‌شود. در جداول 1 و 2 پارامترهای کنترل کننده و عمودپرواز ذکر شده است.

4-1- ردیابی مسیر فرکانس پایین

جهت بررسی عملکرد سیستم‌های کنترلی ارائه شده، مسیر مرجع با معادله $\psi_d = \frac{\pi}{3}$ و $z_d = 3 - 2 \cos\left(\frac{\pi t}{20}\right)$, $x_d = \cos\left(\frac{\pi t}{20}\right)$, $y_d = \sin\left(\frac{\pi t}{20}\right)$ در نظر گرفته می‌شود. نمودارهای شکل 5 الی 10 پاسخ سیستم، مسیر پرواز پرنده و ورودی کنترلی را برای دو روش پیشنهادی نشان می‌دهند. مقادیر نرم دوم خطای ردیابی خروجی برای دو سیستم کنترلی در جدول 3 ذکر شده است. ملاحظه می‌گردد که هر دو سیستم کنترلی، عملکرد مناسبی در ردیابی مسیر بیضوی داشته، زیرا هم ورودی کنترلی در محدوده مجاز بوده و هم خطای ردیابی قابل قبول می‌باشد.

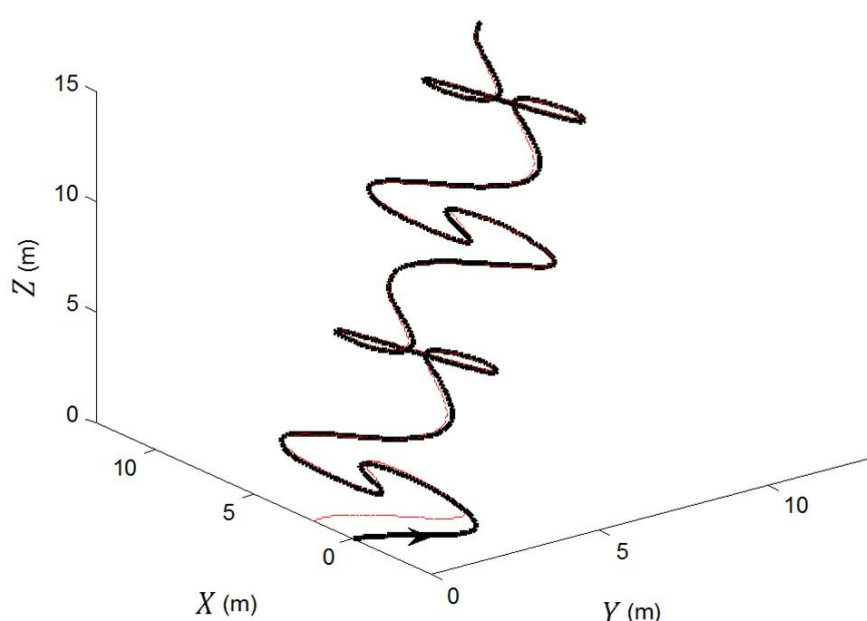


شکل 5 خروجی سیستم با فیدبک خطی ساز معمولی در تعقیب مسیر فرکانس پایین

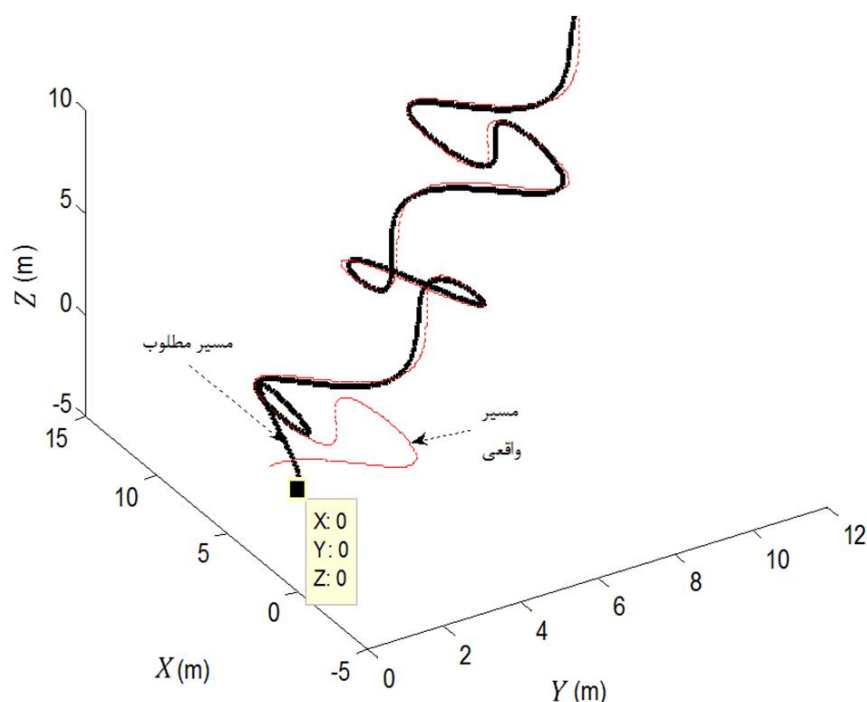
شکل های 17 و 18 نیز پاسخ سیستم حلقه بسته به ازای دو کنترل کننده پیشنهادی را در ردیابی مسیر فرکانس بالا نمایش می دهند. مقادیر نرم دوم خطای خروجی دو سیستم کنترلی در ردیابی مسیر فرکانس بالا در جدول 4 ذکر شده است. با مقایسه ورودی کنترلی دو روش ارائه شده، در شکل های 17 و 18 و نیز مقایسه مقادیر خطای خروجی، در جدول 4 ملاحظه می گردد که کنترل کننده فیدبک خطی ساز به صورت سلسله مراتبی با تولید ورودی کوچکتر، ردیابی کامل تری نسبت به کنترل کننده فیدبک خطی ساز بصورت معمولی انجام داده و خروجی آن سریع تر به مقادیر مطلوب همگرا شده است. همانطور که بررسی شد، سیستم کنترلی فیدبک خطی ساز ارائه شده به روش معمولی، به دلیل وجود مشتق مرتبه سوم در خروجی، عملکرد مناسبی در ردیابی مسیرهای فرکانس بالا ندارد و هرچه فرکانس مسیر بیشتر باشد عملکرد آن نامناسب تر خواهد شد. در حالیکه هر دو سیستم کنترلی در ردیابی مسیر فرکانس پایین عملکرد یکسان و رضایت بخشی داشتند. در ضمن وجود نویز فرکانس بالا در حسگرها نیز باعث ایجاد اختلال در کارایی کنترل کننده فیدبک خطی ساز ارائه شده به روش معمولی می شود.

جدول 4 مقایسه نرم دوم خطای خروجی در ردیابی مسیر فرکانس بالا

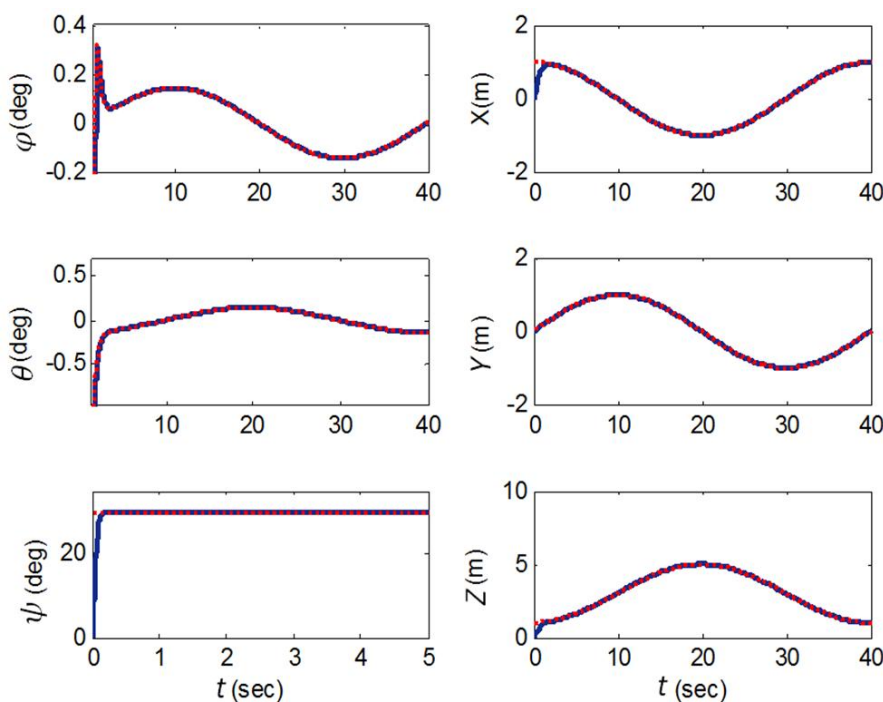
$\ e_z\ $	$\ e_y\ $	$\ e_x\ $	کنترل کننده
0/01	0/4	0/08	فیدبک خطی ساز معمولی
0/0023	0/08	0/02	فیدبک خطی ساز سلسله مراتبی



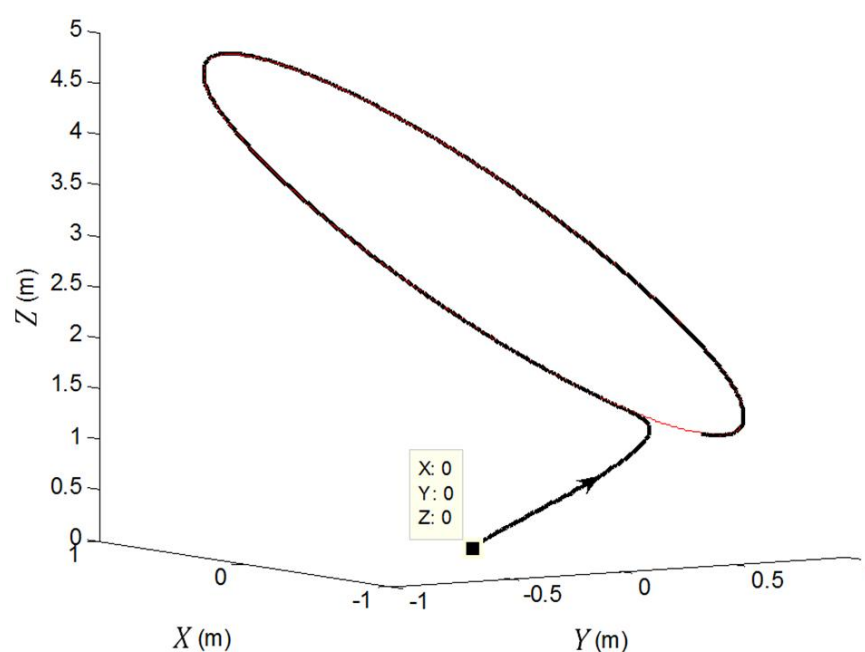
شکل 11 مسیر پرواز پرنده با فیدبک خطی ساز سلسله مراتبی



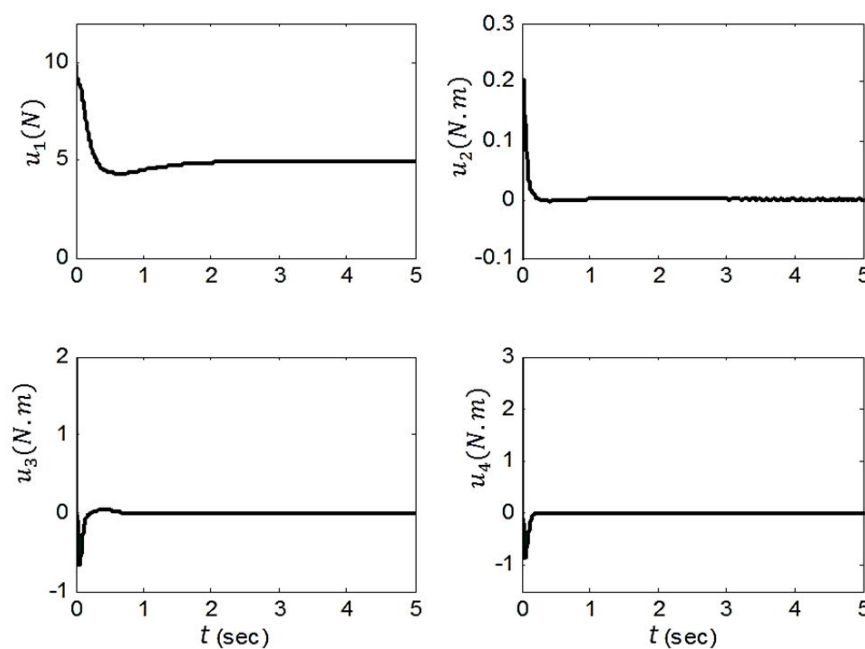
شکل 12 مسیر پرواز پرنده با فیدبک خطی ساز معمولی



شکل 8 خروجی سیستم با کنترل سلسله مراتبی در تعقیب مسیر فرکانس پایین



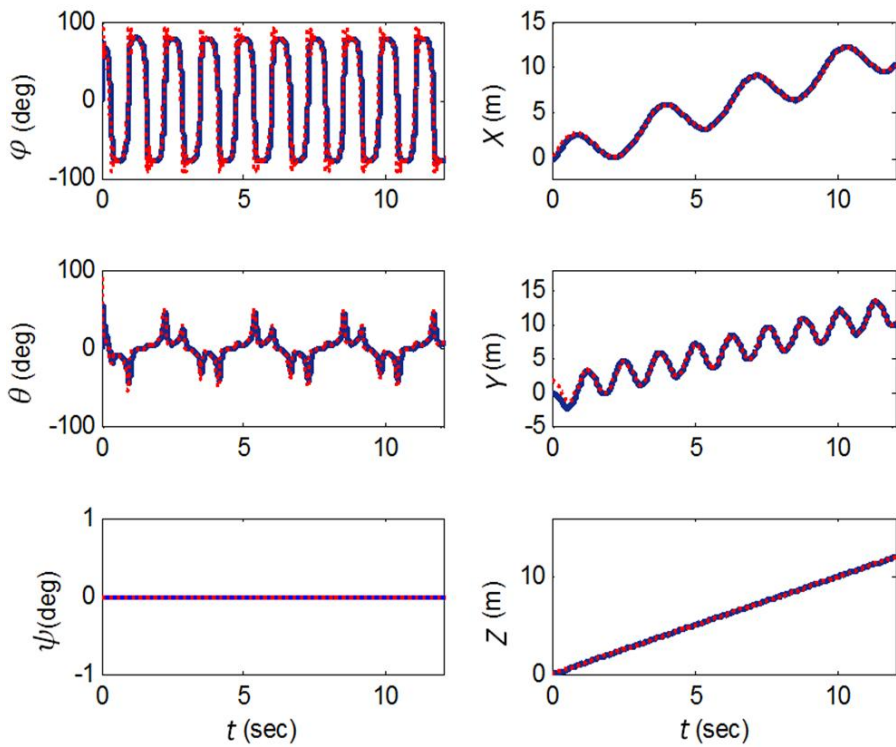
شکل 9 مسیر پرواز با فیدبک خطی ساز دو مرحله ای و مسیر مطلوب



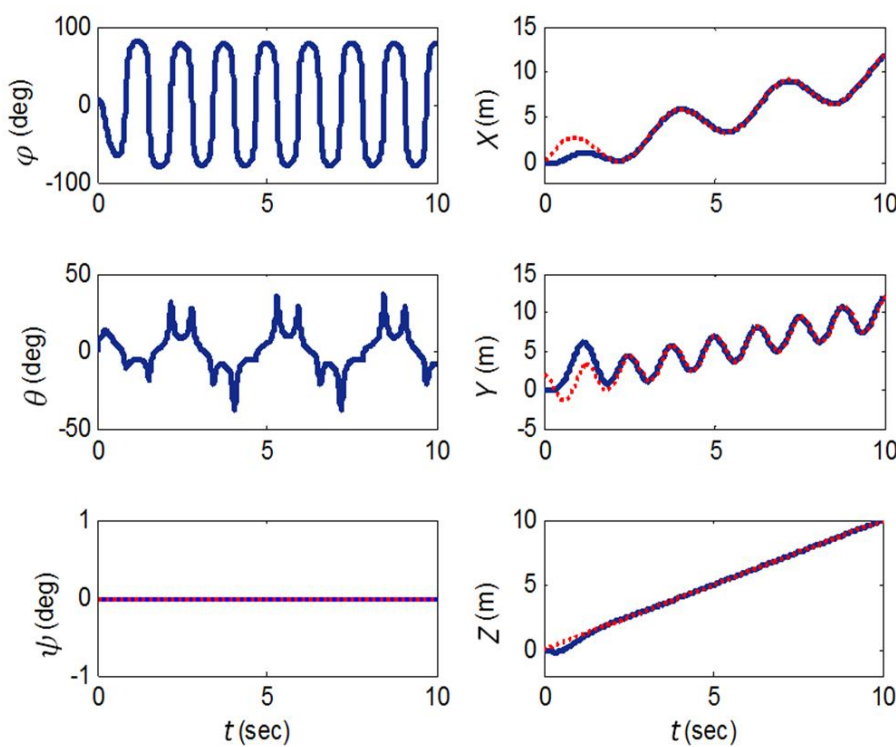
شکل 10 ورودی تولید شده با کنترل سلسله مراتبی در تعقیب مسیر فرکانس پایین

4-2- ردیابی مسیر فرکانس بالا

در قسمت قبل ملاحظه گردید که هر دو سیستم کنترلی، مسیر فرکانس پایین را به خوبی ردیابی می کنند. در این بخش با در نظر گرفتن مسیر مطلوب به فرم $(x_d = t + 2 \sin(2t), y_d = t + 2 \cos(5t), z_d = 0)$ و $\psi_d = 0$ عملکرد سیستم های کنترلی در پاسخ به ورودی فرکانس بالا شبیه سازی شده است. شکل های 11 الی 16 مسیر پرواز و ورودی کنترلی و



شکل 17 خروجی سیستم با کنترل سلسله مراتبی در تعقیب مسیر فرکانس بالا



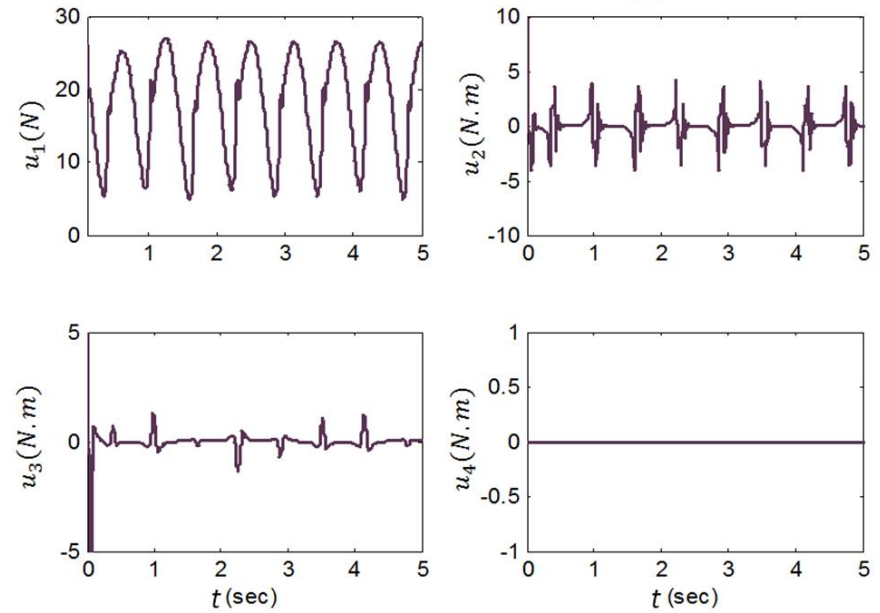
شکل 18 خروجی سیستم با فیدبک خطی ساز معمولی در تعقیب مسیر فرکانس بالا

4-3- عملکرد سیستم‌های کنترلی در حضور اغتشاش

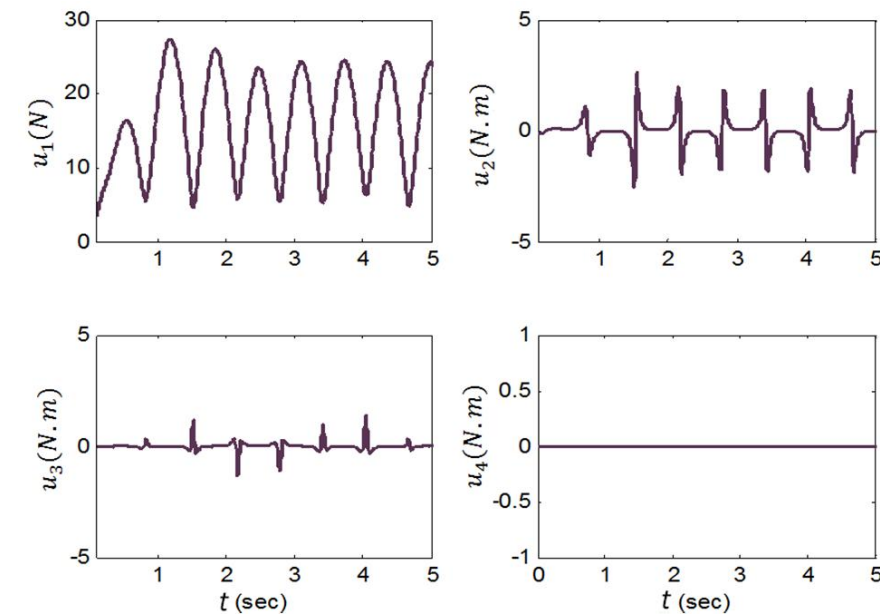
به منظور ارزیابی مقاومت سیستم‌های کنترلی پیشنهادی در برابر اغتشاش، نیروهای آیرودینامیک که در طراحی کنترل کننده از آن‌ها صرف نظر شد بصورت اغتشاش پله با دامنه 0/8 و ترکیبی از توابع هارمونیک بصورت معادله $d(t) = \sin(0.8\pi t) + \cos(0.2\pi t) + \sin(0.4\pi t) + \cos(0.6\pi t)$ و 10 ثانیه پس از شروع پرواز در راستای محور X به سیستم اعمال می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی برای دو سیستم کنترلی، در ردیابی مسیر بیضی، در شکل - های 19 الی 26 نشان می‌دهد که کنترل کننده فیدبک خطی ساز با ساختار سلسله مراتبی اثر اغتشاش پله و هارمونیک را تضعیف نموده و عملکرد بهتری نسبت به کنترل کننده فیدبک خطی ساز ارائه شده به روش معمولی دارد. در جدول 5 خطای ردیابی خروجی X در حضور اغتشاش برای دو سیستم کنترلی پیشنهادی مقایسه شده است.

جدول 5 مقایسه نرم دوم خطای ردیابی خروجی X در حضور اغتشاش

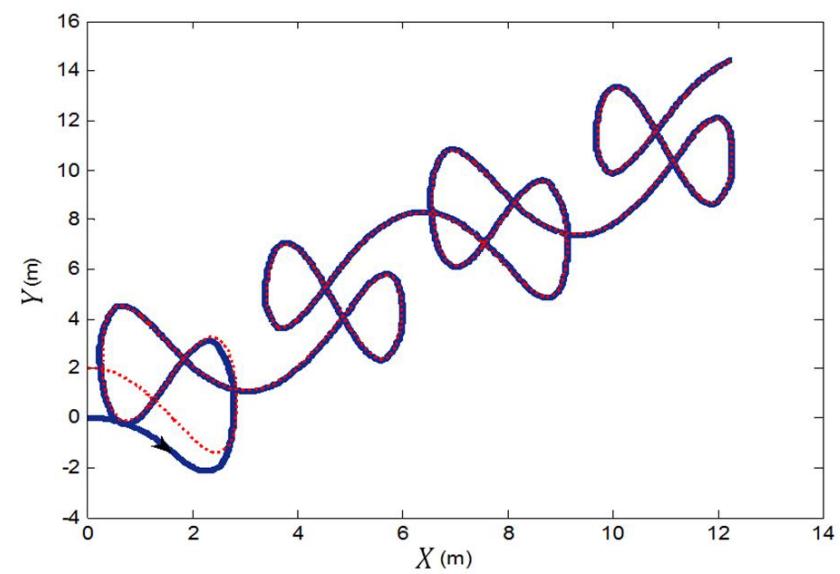
اغتشاش هارمونیک	اغتشاش پله	
$\ e_x\ = 0/07$	$\ e_x\ = 0/005$	فیدبک خطی ساز سلسله مراتبی
$\ e_x\ = 1/22$	$\ e_x\ = 0/27$	فیدبک خطی ساز معمولی



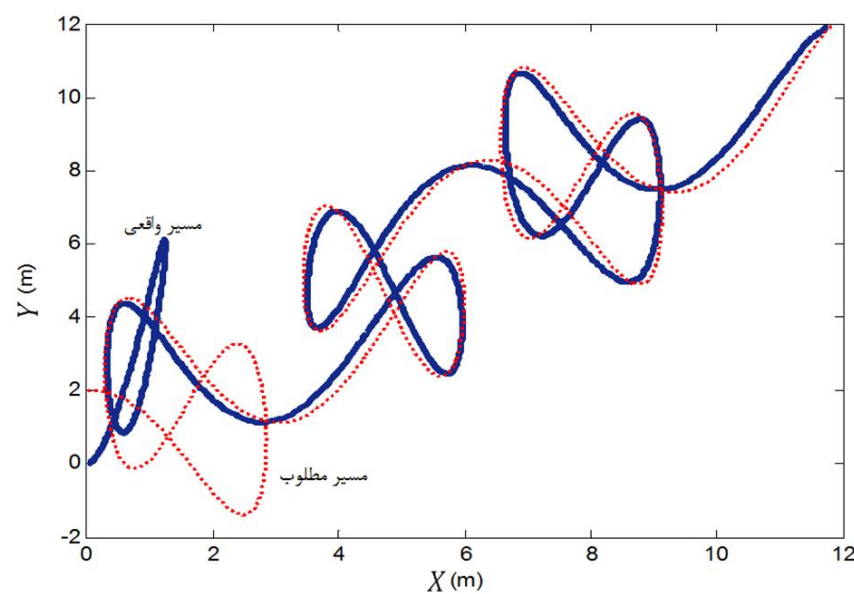
شکل 13 ورودی تولید شده با کنترل سلسله مراتبی در تعقیب مسیر فرکانس بالا



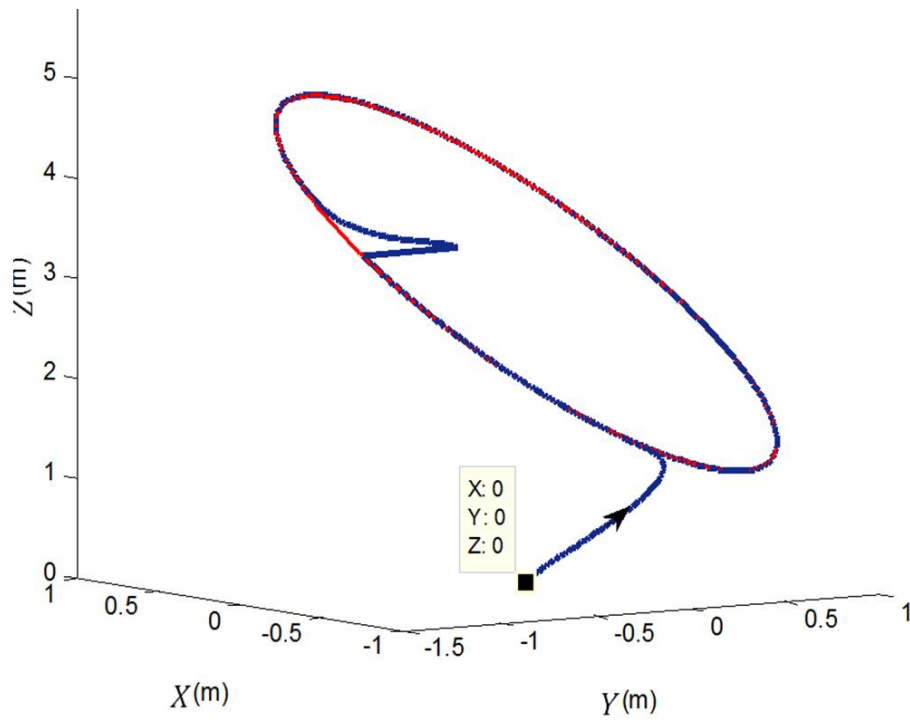
شکل 14 ورودی تولید شده با فیدبک خطی ساز معمولی در تعقیب مسیر فرکانس بالا



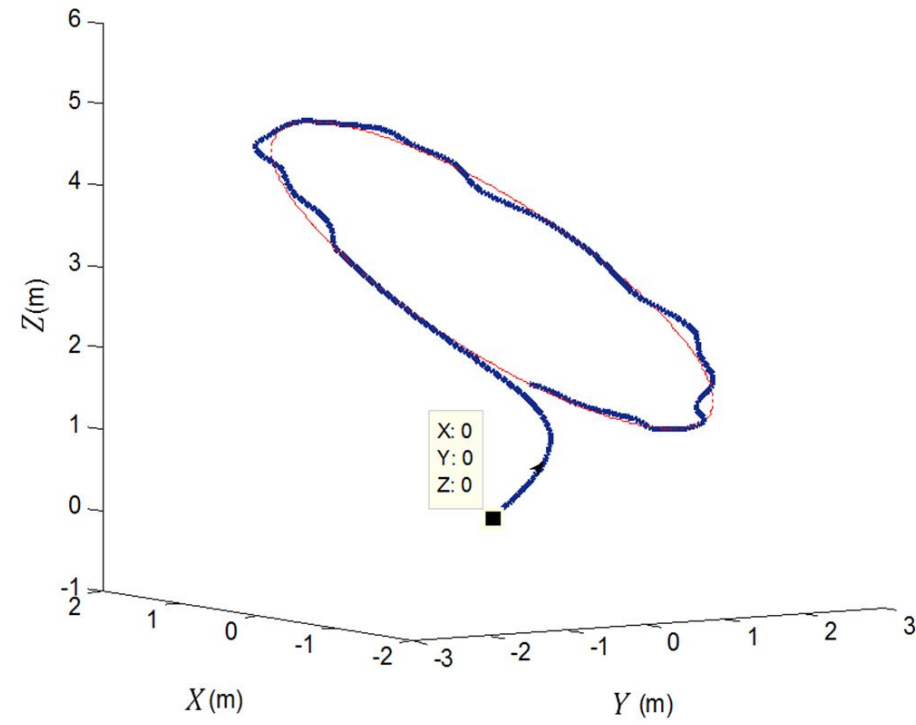
شکل 15 نمای دوبعدی مسیر پرواز با فیدبک خطی ساز سلسله مراتبی



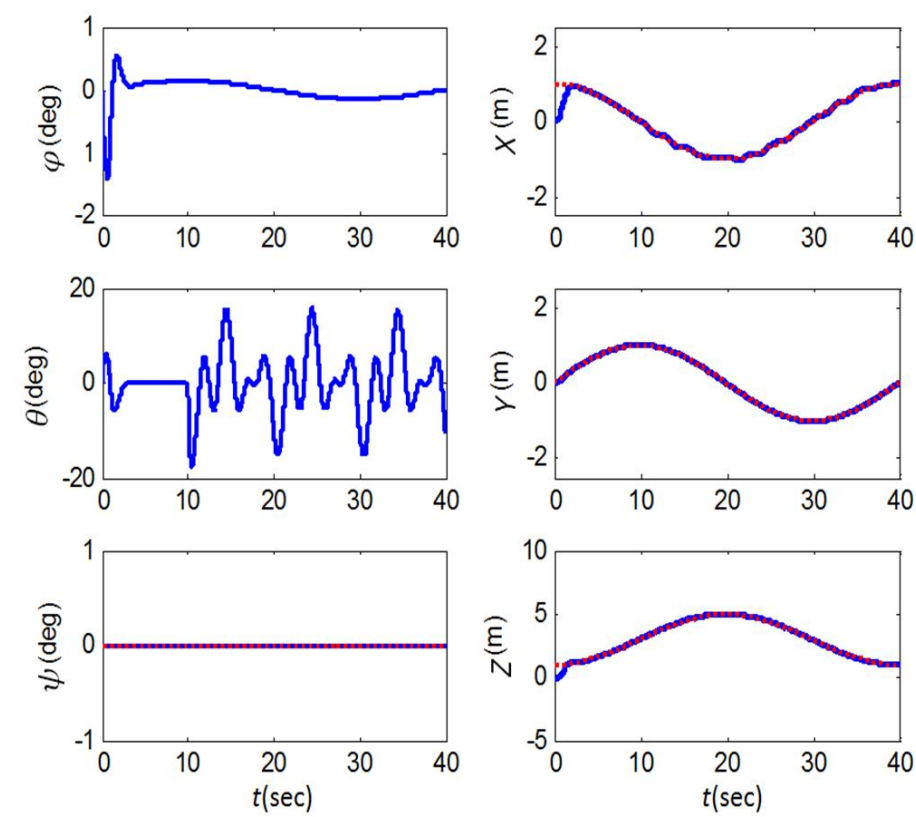
شکل 16 نمای دوبعدی مسیر پرواز با فیدبک خطی ساز معمولی



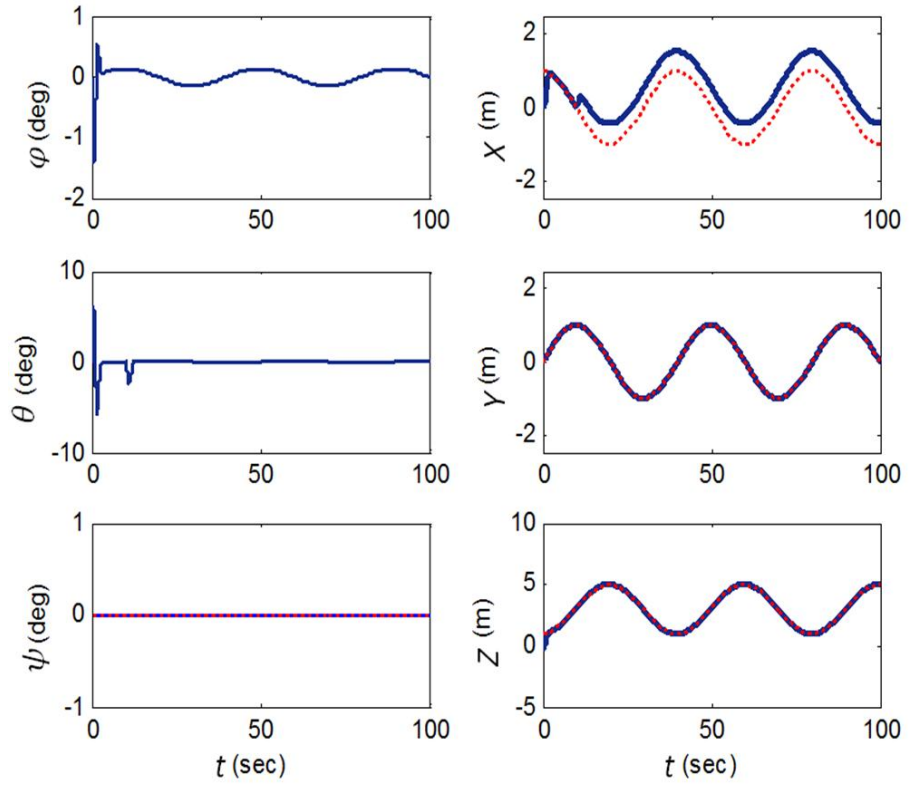
شکل 22 عملکرد کنترل کننده فیدبک خطی ساز سلسله مراتبی در حضور اغتشاش پله



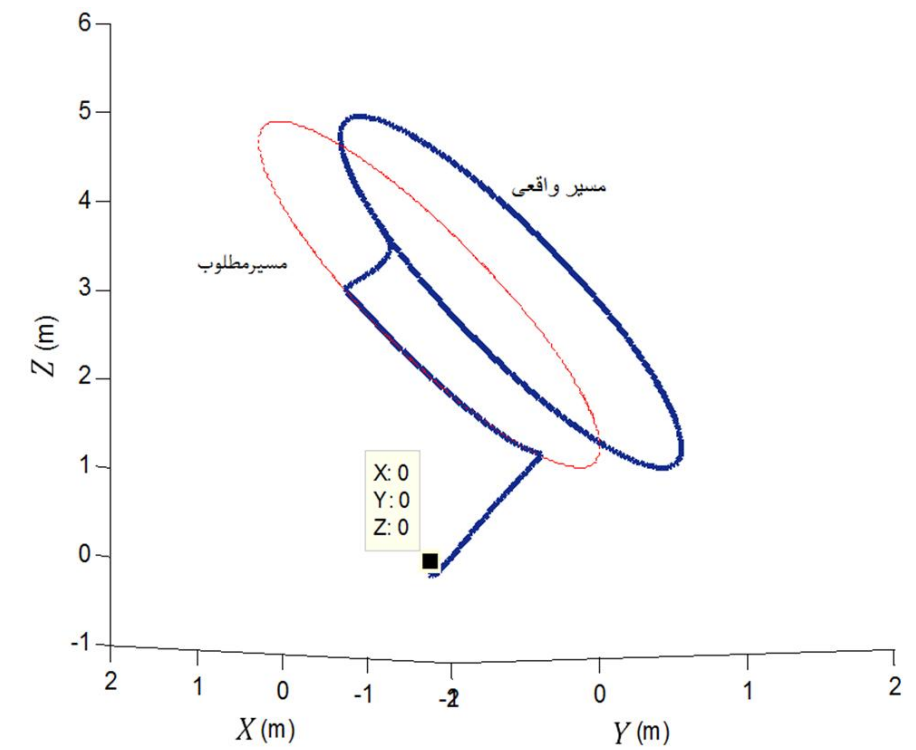
شکل 23 عملکرد فیدبک خطی ساز سلسله مراتبی در حضور اغتشاش هارمونیک



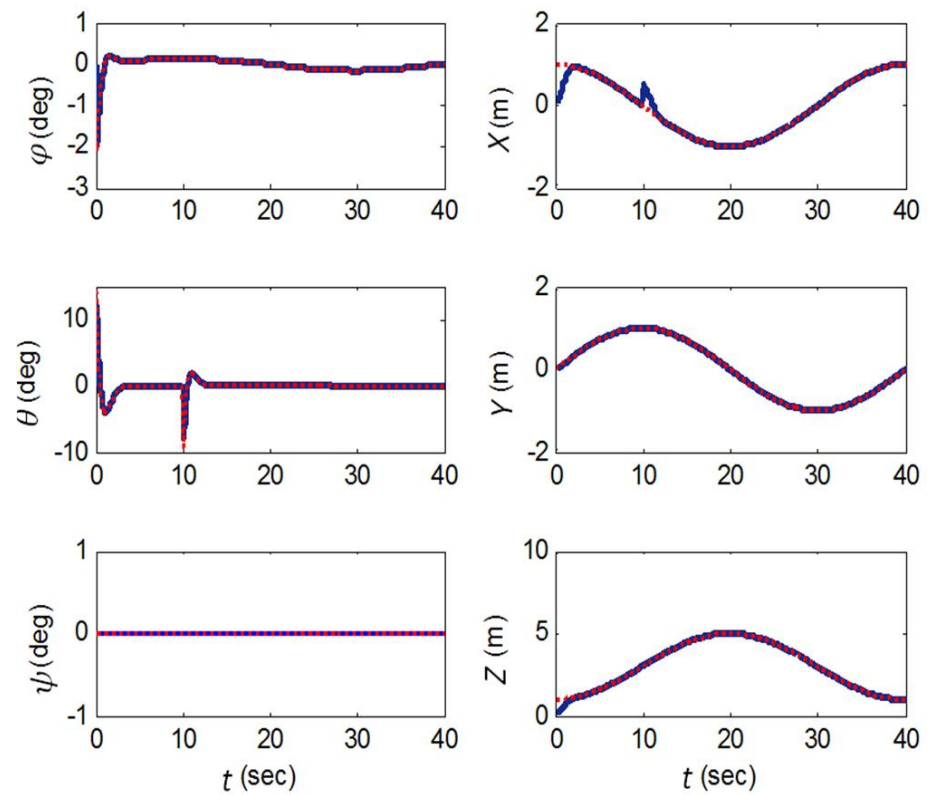
شکل 24 خروجی فیدبک خطی ساز سلسله مراتبی در حضور اغتشاش هارمونیک



شکل 19 خروجی سیستم با فیدبک خطی ساز معمولی در حضور اغتشاش پله



شکل 20 عملکرد کنترل کننده فیدبک خطی ساز معمولی در حضور اغتشاش پله

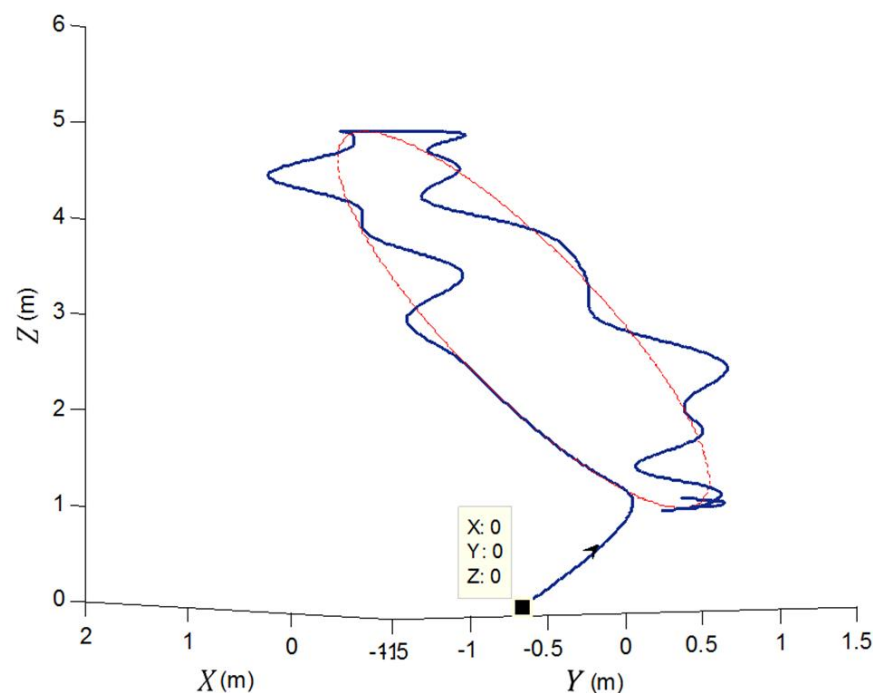


شکل 21 خروجی سیستم با فیدبک خطی ساز سلسله مراتبی در حضور اغتشاش پله

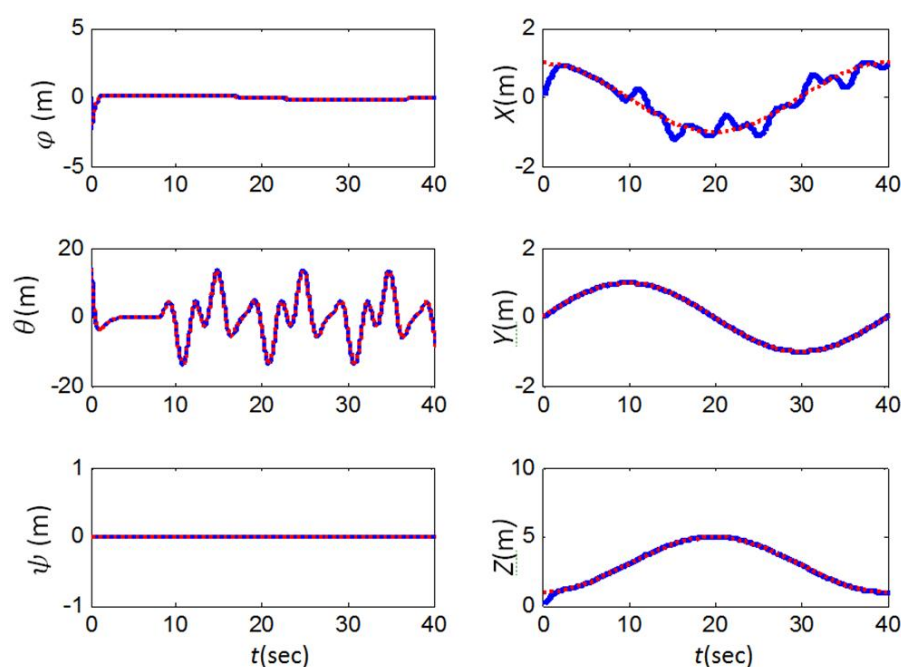
که نسبت به نویز حسگرها دارای حساسیت می باشد. لذا در رویکردی دیگر، روش فیدبک خطی ساز ورودی-خروجی به صورت سلسله مراتبی ارائه گردید که منجر به طراحی کنترل کننده ای با حجم محاسبات کمتر و تنها شامل مشتق مرتبه اول خروجی شده که پیاده سازی آن به مراتب آسان تر می باشد. نتایج شبیه سازی نشان داد که هر دو کنترل کننده در ردیابی مسیرهای فرکانس پایین عملکرد مناسبی داشته ولی در ردیابی مسیرهای فرکانس بالا و کاهش اثر اغتشاش، کنترل کننده فیدبک خطی ساز سلسله مراتبی دارای عملکرد بهتری نسبت به فیدبک خطی ساز معمولی می باشد. بنابراین استفاده از روش فیدبک خطی ساز بصورت سلسله مراتبی برای کنترل چنین سیستم های زیرتحریکی، کارایی مناسب تری خواهد داشت. همچنین کنترل کننده ارائه شده مقید به دامنه محدودی از جرم محموله نبوده و جرم محموله مجاز قابل حمل، بر اساس ظرفیت عملگرها تعیین می گردد.

6-مراجع

- [1] P. Castillo, A. Dzul, and R. Lozano, Real-Time Stabilization and Tracking Four-Rotor Mini Rotorcraft, *IEEE TRANSACTIONS ON CONTROL SYSTEMS TECHNOLOGY*, vol. 12, pp. 510-516, 2004.
- [2] G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, Precision flight control for a multi-vehicle quad rotor helicopter testbed, *Control Engineering Practice*, vol. 19, pp. 1023-1036, 2011.
- [3] 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.
- [4] H. Voos, "Nonlinear Control of a Quadrotor Micro-UAV using Feedback-Linearization", ed. Spain: *International Conference on Mechatronics IEEE*, 2009, p. 6.
- [5] H. Ramirez-Rodriguez and V. Parra-Vega, Robust Backstepping Control Based on I ntegral Sliding Modes for Tracking of Quadrotors, *J Intell Robot Syst*, vol. 73, pp. 51-66, 2014.
- [6] 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.
- [7] H. Liu, Y. Bai, G. Lu, Z. Shi, and Y. Zhong, Robust Tracking Control of a Quadrotor Helicopter, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 75, pp. 595-608, 2013.
- [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] 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.
- [10] 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.
- [11] A. a. Alaimo, V. Artale, and A. Ricciardello, PID Controller Applied to Hexacopter Flight, *J Intell Robot Syst*, vol. 73, pp. 261-270, 2014.
- [12] M. K. Mohamed, *design and control of UAV system: a Tri-Rotor aircraft*, doctor of philosophy, university of manchester, England, 2012.
- [13] J. H. Ginsberg, *Advanced Engineering Dynamics*, Second Edition ed. New York: Cambridge University Press, 1998.
- [14] 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.
- [15] H. K. Khalil, *Nonlinear systems*, 3 ed. USA: Prentice Hall, 2002.
- [16] 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.
- [17] M. Alakula, *Power Electronic Control* vol. 3: KFS, 2003.



شکل 25 عملکرد فیدبک خطی ساز معمولی در حضور اغتشاش



شکل 26 خروجی فیدبک خطی ساز معمولی در حضور اغتشاش هارمونیک

5-نتیجه گیری

در این مقاله مدلسازی دینامیکی یک عمودپرواز بدون سرنشین شش-ملخه با ساختار پیشنهادی جدید به روش نیوتن انجام شد. مدل پیشنهاد شده مشکل پائین بودن ظرفیت حمل بار کوادروتور معمولی را با اضافه شدن دو ملخ هم محور (با جهت چرخش عکس) در مرکز آن، برطرف نموده و در عین حال دینامیک و نحوه کنترل آن بدون تغییر حفظ می نماید. بنابراین عمودپرواز شش-ملخه دارای کاربرد به مراتب گسترده تری نسبت به کوادروتور معمولی می باشد. با توجه به دینامیک غیرخطی پرنده از روش فیدبک خطی-ساز ورودی-خروجی به دو صورت معمولی و سلسله مراتبی برای کنترل پرنده، با هدف تعقیب مسیر مطلوب، استفاده شد. همچنین، جهت جلوگیری از پیچیدگی سیستم کنترلی، از الگوریتم کنترل دو مرحله برای جبران دینامیک عملگرها استفاده شد. بکارگیری روش فیدبک خطی ساز ورودی-خروجی به صورت متداول، به دلیل زیرتحریک بودن سیستم، باعث تولید کنترل کننده ای با حجم محاسبات بالا و شامل مشتق مرتبه سوم خروجی شد