مجله مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1394، دوره 15، شماره 9، ص‌ص 199-208

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

مقایسه دو کنترل‌کننده به روش فیدبک خطی‌ساز با هدف ردیابی مسیر بر روی یک عمودپرواز شش - ملخه با پیکربندی جدید

محمد علی توفیق [1]، محمد محجوب [2*]، سید موسی آیتی [3]

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: 05 خرداد 1394
پذیرش: 09 تیر 1394
ارائه در سایت: 24 مرداد 1394

کلید واژگان:
عمودپرواز شش- ملخه
پرنده بدون سرنشین
کوادروتور بهبودیافته
فیدبک خطی‌ساز

چکیده

در این مقاله یک عمودپرواز شش-ملخه با پیکربندی جدید، مدلسازی شده و به منظور تعقیب مسیر مطلوب، از روش فیدبک خطی‌ساز با دو رویکرد، استفاده گردیده است. امروزه کوادروتورها به دلیل ساختار مکانیکی ساده و قابلیت مانوردهی بالا، یکی از پراستفاده‌ترین 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 خطی‌ساز به دو صورت ارائه گردیده است. در رویکرد اول، از فیدبک خطی‌ساز به صورت متداول استفاده شده که کنترل‌کننده‌ای با حجم محاسبات بالا و شامل مشتق مرتبه سوم خروجی حاصل می‌گردد که به نویز حسگرها بسیار حساس می‌باشد. در رویکرد دوم، با تفکیک دینامیک پرنده به دو زیرسیستم انتقالی و دورانی، کنترل‌کننده سلسله مراتبی به روش فیدبک خطی‌ساز طراحی می‌گردد که به مراتب ساده‌تر و پیاده‌سازی آن نیز آسان‌تر می‌باشد. همچنین، برای جبران دینامیک عملگرها از الگوریتم فیدبک خطی‌ساز دو مرحله‌ای استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که سیستم کنترلی طراحی‌شده 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

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 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 بال‌ثابت (هواپیما)، عمودپرواز (هلیکوپتر)، بال‌ها و ربات‌های بال‌زن تقسیم شده که در این بین، عمودپروازها به دلیل قابلیت

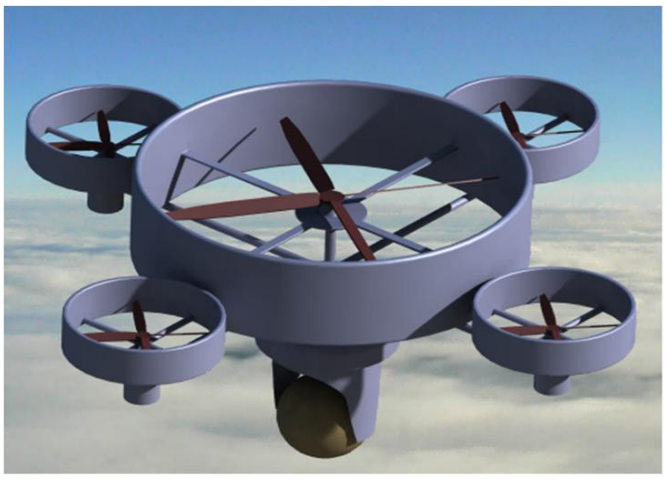
برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

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)

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 پراستفاده‌ترین ربات‌های پرند 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 آبشاری [4،3]، روش کنترلی مود لغزشی [5]، استفاده از روش‌های تطبیقی [6]، کنترل‌کننده‌های 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 ترابری[1] پایین بوده که برای بهبود آن، محققیق 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 ژیروسکوپ 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 ژیروسکوپی 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

1- Pay load

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 کنترل‌کننده 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 مخلاف، 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

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، می‌توان ماتریس تبدیل دورانی دستگاه بدنی نسبت به دستگاه اینرسی را با در نظر گرفتن سه دوران متوالی بر حسب زوایای اویلر با ترتیب دوران $\psi \leftarrow \theta \leftarrow \varphi$ بصورت

$$R(\psi,\theta,\varphi) = R(x,\varphi).R(y,\theta).R(z,\psi)$$

$$= \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\varphi + c\psi s\theta s\varphi & s\psi s\varphi - c\psi s\theta c\varphi \\ -s\psi c\theta & c\psi c\varphi - s\psi s\theta s\varphi & c\psi s\varphi + s\psi s\theta c\varphi \\ -s\theta & -c\theta s\varphi & c\theta c\varphi \end{bmatrix} \quad (5)$$

بدست آورد. در ماتریس فوق c و s به ترتیب مخفف cos و sin می‌باشند. با ضرب ماتریس (8) در هر بردار توصیف شده در دستگاه اینرسی، مؤلفه‌های آن بردار در دستگاه بدنی بدست می‌آید. همچنین، مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای جسم در دستگاه بدنی را می‌توان توسط رابطه (6) بر حسب نرخ زوایای اویلر بدست آورد [13].

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

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

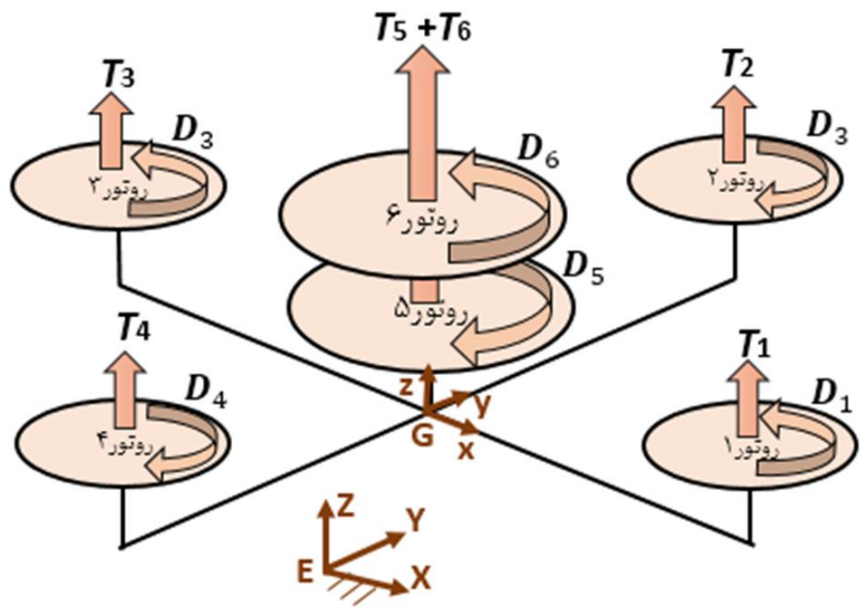
$$m_t.a^E = F^E_{\text{external}} \quad \Longrightarrow$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \frac{1}{m_t} \begin{bmatrix} F\sin\theta - k_f\dot{X}^2 \\ -F\sin\varphi\cos\theta - k_f\dot{Y}^2 \\ F\cos\varphi\cos\theta - m_t\, g - k_f\dot{Z}^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

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

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

نقطه G در معادله فوق مرکز جرم سیستم بوده، نقاط O_i مرکز جرم هرکدام از اجرام متحرک، H_i تکانه زاویه‌ای هر جزء حول مرکز جرم آن، $R_{oi/G}$ فاصله مرکز جرم هر جزء تا مرکز جرم کل سیستم و a_i نیز شتاب مرکز جرم هر جزء متحرک می‌باشد. 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 ترم‌های 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 می‌گردد. 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 $\dot{\Omega}$ جمع جبری شتاب روتورها می‌باشد. همچنین، ترم‌های $J_z q\Omega$ و $J_z p\Omega$ گشتاور ژیروسکوپی روتورهای جانبی بوده و بایستی در نظر داشت که گشتاور ژیروسکوپی روتورهای هم‌محور 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 می‌باشد. در مرجع [14] اشاره شده است که با فرض اینکه جسم در هر لحظه در یک جهت دوران نماید رابطه (10) برقرار خواهد بود.

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

البته با فرض کوچک بودن زوایای اویلر نیز از رابطه (6) مشاهده می‌گردد که سرعت زاویه‌ای پرنده در دستگاه بدنی با نرخ زاوایای اویلر برابر می‌باشد. همچنین از اثرات آیرودینامیکی در معادلات صرف‌نظر شده و تأثیر آن‌ها بصورت اغتشاش به سیستم اعمال می‌گردد. با توجه به فرضیات مطرح شده دینامیک عمودپرواز بصورت

$$\begin{cases} m\ddot{X} = u_1 \sin\theta & (11) \\ m\ddot{Y} = -u_1 \sin\varphi\cos\theta & (12) \\ m\ddot{Z} = u_1 \cos\varphi\cos\theta - mg & (13) \\ I_x\ddot{\Phi} = (I_y - I_z)\dot{\psi}\dot{\theta} - J_z\dot{\theta}\Omega + u_2 & (14) \\ I_y\ddot{\theta} = (I_z - I_x)\dot{\psi}\dot{\phi} + J_z\dot{\phi}\Omega + u_3 & (15) \\ I_z\ddot{\psi} = (I_x - I_y)\dot{\phi}\dot{\theta} - J_z\dot{\Omega} + u_4 & (16) \end{cases}$$

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

3- طراحی سیستم کنترل

در این بخش روش فیدبک خطی‌ساز، یکی از محبوبترین روش‌های کنترل برای سیستم‌های غیرخطی، با دو رویکرد متفاوت جهت کنترل عمودپرواز شش-ملخه ارائه می‌گردد. فیدبک خطی‌ساز یک سیستم غیرخطی را به سیستم معادل خطی تبدیل نموده تا بتوان به سادگی با روش‌های خطی سیستم را کنترل کرد. عمودپرواز مورد بررسی دارای شش درجه آزادی $[\varphi, \theta, \psi, X, Y, Z]$ و چهار ورودی بصورت $U = [u_1, u_2, u_3, u_4]^{\mathrm{T}}$ می‌باشد که یک سیستم زیرتحریک بوده و تنها چهار خروجی را می‌توان بطور مستقل کنترل کرد. در این مقاله X , Y , Z و ψ به عنوان خروجی در نظر گرفته می‌شود.

3-1- ارائه فیدبک خطی‌ساز به روش متداول

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

معادل تبدیل نمود. بنابراین براساس روش فیدبک خطی‌ساز متداول [15] بایستی از این روابط مشتق‌گیری شود تا ورودی‌های u_2 و u_3 ظاهر گردد. با دو مرتبه مشتق‌گیری روابط (17) حاصل می‌گردد.

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

با ظاهر شدن مشتق دوم زوایای اویلر در رابطه (17) و جایگزینی از روابط (14) و (15) ورودی‌های کنترلی در مشتق چهارم خروجی بصورت رابطه (18) نمایان می‌گردند. با معرفی سیستم تعمیم‌یافته شامل بردار ورودی $U = [\ddot{u}_1, u_2, u_3]^{\mathrm{T}}$ و با بازنویسی رابطه (18) بصورت $[X^{(4)}, Y^{(4)}, Z^{(4)}]^{\mathrm{T}} = [\beta]U^{\mathrm{T}} + [\alpha]$ می‌توان با طراحی سیگنال‌های کنترلی بصورت

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

سیستم تعمیم یافته را به فرم

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

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

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

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

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

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

با توجه به رابطه (16) کنترل‌کننده ψ نیز بصورت رابطه (23) طراحی می‌گردد

$$u_4 = (I_x - I_y)\dot{\phi}\dot{\theta} + J_z\dot{\Omega} + I_z(\ddot{\psi}_d - k_{\psi1}\dot{e}_\psi - k_{\psi2}e_\psi) \tag{23}$$

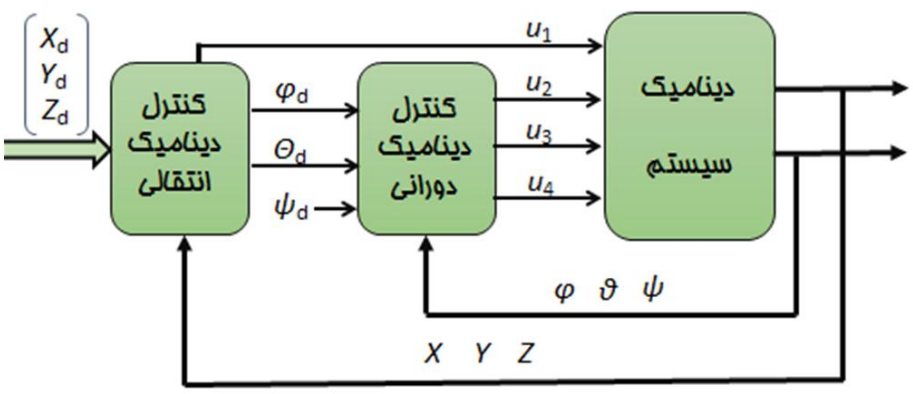
که با انتخاب مقادیر مثبت برای پارامترهای $k_{\psi1}$ و $k_{\psi2}$ خطای $e_\psi = \psi - \psi_d$ به صفر همگرا می‌شود.

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 درنظر گرفتن $u_1, \dot{u}_1$ بعنوان حالت‌های جدید، سیستم تعمیم‌یافته دارای بردار حالت بصورت $X = [\,\dot{\varphi}, \varphi, \dot{\theta}, \theta, \dot{\psi}, \psi, \dot{z}, z, \dot{y}, y, \dot{x}, x, \dot{u}_1, u_1\,]^{\mathrm{T}}$ 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 می-مانند.

3-2- خطی‌سازی فیدبک بصورت کنترل سلسله مراتبی

کنترل‌کننده ارائه شده در بخش قبل که به روش فیدبک خطی‌ساز معمولی بدست آمد، دارای حجم محاسبات بالا و نیز وجود ترم‌های مشتق دوم و سومِ خروجی در آن می‌باشد که باعث حساسیت به نویز فرکانس بالا می‌شود. 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 می‌گردد. پایداری حلقه بسته چنین ساختار سلسله مراتبی در [16] بحث شده است.

از معادلات (11) و (12) مشاهده می‌شود 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 بگونه‌ای محاسبه می‌کند که خروجی به مقادیر مطلوب X_d, Y_d و Z_d همگرا شده و در حلقه کنترل دورانی نیز سیگنال‌های کنترلی u_2 تا u_4 طوری تولید می‌شود که زوایای پرنده مقادیر مطلوب φ_d، θ_d و ψ_d را با نرخ بالا ردیابی نمایند. شکل 3 دیاگرام کنترل سلسله مراتبی را نمایش می‌دهد.



شکل 3 دیاگرام کنترل سلسله مراتبی

$$\begin{bmatrix} mX^{(4)} \\ mY^{(4)} \\ mZ^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin\theta & 0 & \frac{u_1}{I_y}\cos\theta \\ -\cos\theta\sin\varphi & -\frac{u_1}{I_X}\cos\theta\cos\varphi & \frac{u_1}{I_y}\sin\varphi\sin\theta \\ \cos\theta\cos\varphi & -\frac{u_1}{I_X}\sin\varphi\cos\theta & -\frac{u_1}{I_y}\cos\theta\sin\theta \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \ddot{u}_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} + \tag{18}$$

$$\begin{bmatrix} 2\dot{\theta}\dot{u}_1\cos\theta - u_1\dot{\theta}^2\sin\theta + \frac{u_1}{I_y}\cos\theta\left(-B_1\dot{\psi}\dot{\phi} + J_z\dot{\phi}\Omega + J_z'\dot{\phi}\Omega_5\right) \\ 2u_1\dot{\theta}\dot{\varphi}\cos\varphi\sin\theta + \left(2\dot{\theta}\dot{u}_1 + \frac{u_1}{I_y}\left((I_z - I_x)\dot{\psi}\dot{\phi} + J_z\dot{\phi}\Omega\right)\right)\sin\theta\sin\varphi - \left(2\dot{u}_1\dot{\varphi} + \frac{u_1}{I_x}\left((I_y - I_z)\dot{\psi}\dot{\theta} - J_z\dot{\theta}\Omega\right)\right)\cos\varphi\cos\theta + u_1\left(\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2\right)\sin\varphi\cos\theta \\ 2u_1\dot{\theta}\dot{\varphi}\sin\varphi\sin\theta - (2\dot{u}_1\dot{\theta} + \frac{u_1}{I_y}\left((I_z - I_x)\dot{\psi}\dot{\phi} + J_z\dot{\phi}\Omega\right))\cos\varphi\sin\theta - (2\dot{u}_1\dot{\varphi} + \frac{u_1}{I_x}\left((I_y - I_z)\dot{\psi}\dot{\theta} - J_z\dot{\theta}\Omega\right))\sin\varphi\cos\theta - u_1\left(\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2\right)\cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix}$$

3-2-1- حلقه کنترل انتقالی

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

$$\begin{cases} \ddot{X} = \dfrac{u_1 u_x}{m} \\ \ddot{Y} = \dfrac{-u_1 u_y}{m} \\ \ddot{Z} = -g + \dfrac{u_1 \cos\varphi \cos\theta}{m} \end{cases} \tag{24}$$

حاصل می‌شود. معادلات فوق بر حسب ورودی $[u_x, u_y, u_1]$ فول‌تحریک بوده و با طراحی کنترل‌کننده به روش فیدبک خطی‌ساز و استفاده از کنترل PD بصورت رابطه (25)، خروجی به مقادیر X_d, Y_d و Z_d همگرا خواهد شد.

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

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

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

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

3-2-2- حلقه کنترل دورانی

دینامیک دورانی پرنده (روابط14-16) نیز برحسب ورودی‌های $[u_4, u_3, u_2]$ فول‌تحریک بوده که با حذف ترم‌های غیرخطی به روش فیدبک خطی‌ساز و استفاده از کنترل‌کننده PD بصورت

$$\begin{aligned} u_2 &= (I_z - I_y)\dot{\psi}\dot{\theta} + J_z\dot{\theta}\Omega - I_x(w_{\varphi1}\dot{e}_\varphi + w_{\varphi2}e_\varphi - \ddot{\varphi}_d) \\ u_3 &= (I_x - I_z)\dot{\psi}\dot{\phi} - J_z\dot{\phi}\Omega - I_y(w_{\theta1}\dot{e}_\theta + w_{\theta2}e_\theta - \ddot{\theta}_d) \\ u_4 &= (I_y - I_x)\dot{\phi}\dot{\theta} + J_z\dot{\Omega} - I_z(w_{\psi1}\dot{e}_\psi + w_{\psi2}e_\psi - \ddot{\psi}_d) \end{aligned} \tag{28}$$

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

کنترل‌کننده‌های (25) و (28) تضمین می‌کنند که دینامیک انتقالی و دورانی حلقه بسته بصورت

$$\ddot{e}_\sigma + w_{\sigma1}\dot{e}_\sigma + w_{\sigma2}e_\sigma = 0 \quad ; \quad \sigma = x, y, z, \varphi, \theta, \psi \tag{29}$$

با انتخاب مقادیر مثبت و مناسب پارامترهای $w_{\sigma1}$ و $w_{\sigma2}$ پایدار خواهند بود.

ورودی‌های کنترلی ارائه شده در این بخش تنها مشتق اول خروجی بوده و همچنین دارای حجم محاسبات نسبتاً پائینی می‌باشند.

3-3- الگوریتم دو مرحله‌ای جهت جبران دینامیک عملگر

ورودی‌های کنترلی بدست آمده از دو بخش قبل مستقیماً به دینامیک سیستم اعمال نمی‌شوند بلکه این ورودی‌ها به عملگرها وارد شده و خروجی عملگرها به دینامیک سیستم اعمال می‌گردد. به دلیل وجود دینامیک در عملگر، سیگنال‌های اعمال شده به سیستم با سیگنال‌های تولید شده توسط کنترل‌کننده متفاوت بوده، لذا عملکرد سیستم کنترلی تحت تأثیر قرار خواهد گرفت. همچنین، کنترل‌کننده فیدبک خطی‌ساز نسبت به دینامیک‌های مدل نشده مقاوم نبوده و چشم پوشی از دینامیک عملگرها می‌تواند به ناپایداری سیستم منجر شود [12]. بنابراین در این بخش به جبران دینامیک عملگرها پرداخته می‌شود.

موتورهای استفاده شده برای عمودپرواز موضوع تحقیق، از نوع جریان مستقیم براشلس در نظر گرفته می‌شوند. موتور مربوط به ملخ‌های هم‌محور نقشی در عملکرد سیستم کنترلی نداشته، زیرا سرعت این روتورها در کل زمان حرکت پرنده ثابت می‌ماند، بنابراین از مدل کردن آن پرهیز می‌شود. دینامیک موتور جریان مستقیم بصورت (30) می‌باشد که در آن Ω_m سرعت چرخش محور و v_m ولتاژ ورودی می‌باشد [17].

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

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

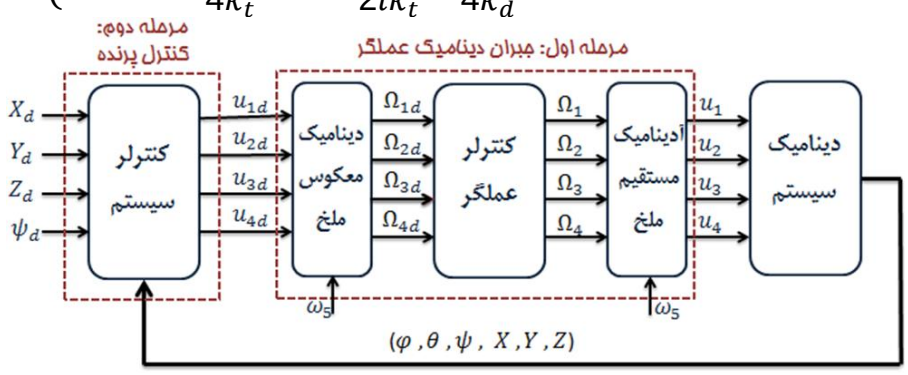
دینامیک موتور (رابطه 30) به طور مستقیم به دینامیک سیستم باعث ایجاد سیستم پیچیده‌ای شده که کنترل آن بسیار دشوار می‌باشد. بنایراین، از الگوریتم فیدبک خطی‌ساز دو مرحله‌ای استفاده می‌گردد [12]. در این الگوریتم از دو کنترل‌کننده مجزا برای جبران دینامیک عملگر و دینامیک پرنده به روش فیدبک خطی‌ساز استفاده می‌شود که پیاده‌سازی آن بسیار ساده‌تر از کنترل‌کننده طراحی‌شده برای سیستم شامل دینامیک عملگر و دینامیک پرنده می‌باشد. کنترل‌کننده مربوط به دینامیک پرنده در دو بخش قبل ارائه گردید. جهت جبران دینامیک موتور به روش فیدبک خطی‌ساز و استفاده از کنترل تناسبی، ورودی کنترلی بصورت

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

طراحی می‌شود 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 سریع‌تر به ورودی مرجع میل می‌کند.

در شکل 4 شماتیک الگوریتم کنترل دو مرحله‌ای نمایش داده شده است. در بلوک کنترلر سیستم، ورودی‌های u_1 تا u_4 جهت ردیابی مسیر مرجع براساس روش‌های دو بخش قبل، تولید شده و این سیگنال‌ها با توجه به روابط (32) در بلوک دینامیک معکوس ملخ، سرعت هر یک از روتورهای جانبی را مشخص می‌کنند.

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



شکل 4 نمودار الگوریتم کنترل دو مرحله‌ای

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

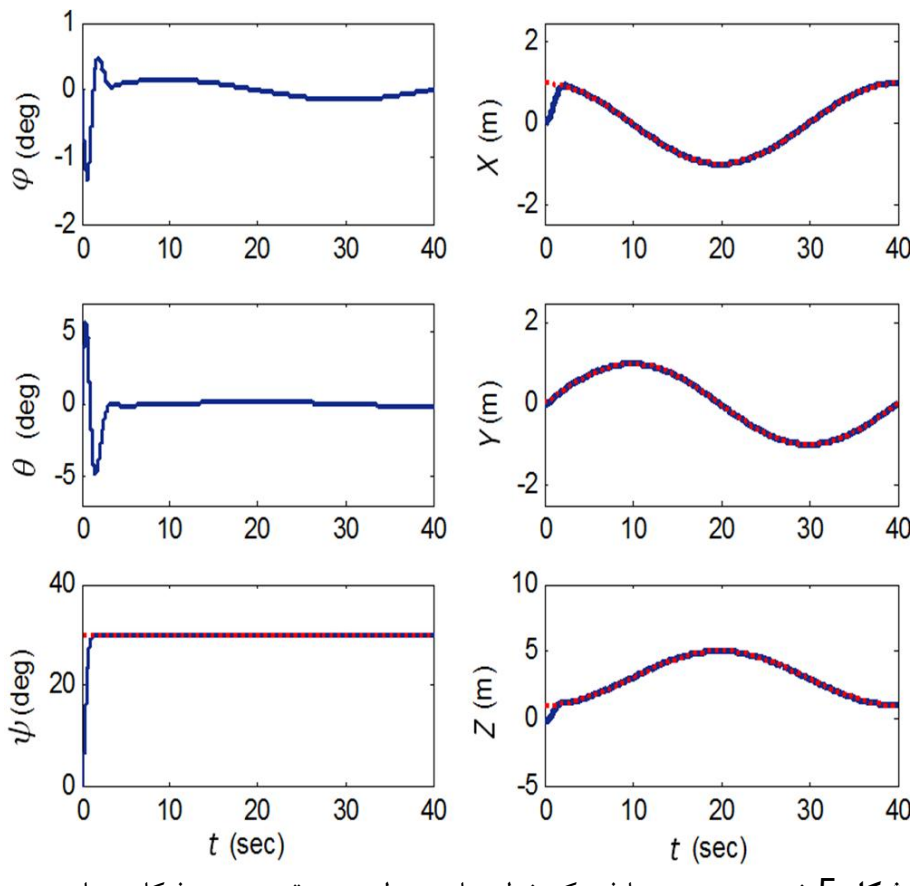
در این بخش به منظور ارزیابی عملکرد سیستم‌های کنترلی پیشنهاد شده برای عمودپرواز و مقایسه آن‌ها، چند شبیه‌سازی در نرم‌افزار متلب انجام شده و نتایج مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. وزن خام پرنده 1 کیلوگرم بوده که به وسیله روتورهای جانبی جبران شده و وزن بار قابل حمل توسط آن نیز 2 کیلوگرم در نظر گرفته می‌شود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

$$J = \frac{1}{2}\int_0^{tf} (X^{\mathrm{T}} Q X + U^{\mathrm{T}} R U)\mathrm{d}t \qquad (33)$$

برای فیدبک خطی‌ساز معمولی ماتریس‌های وزن‌دهی بصورت $Q = \mathrm{diag}[5000,1000,100,1]$ و $R = 0.5$ و برای فیدبک خطی‌ساز سلسله مراتبی نیز $Q = \mathrm{diag}[100,20]$ و $R = 1$ در نظر گرفته می‌شود. در جداول 1 و2 پارامترهای کنترل‌کننده و عمودپرواز ذکر شده است.

4-1- ردیابی مسیر فرکانس پایین

جهت بررسی عملکرد سیستم‌های کنترلی ارائه شده، مسیر مرجع با معادله $y_d = \sin\left(\frac{\pi t}{20}\right), x_d = \cos\left(\frac{\pi t}{20}\right), z_d = 3 - 2\cos\left(\frac{\pi t}{20}\right)$ و $\psi_d = \frac{\pi}{3}$ 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 خطی‌ساز معمولی در تعقیب مسیر فرکانس پایین

جدول 1 پارامترهای کنترل‌کننده

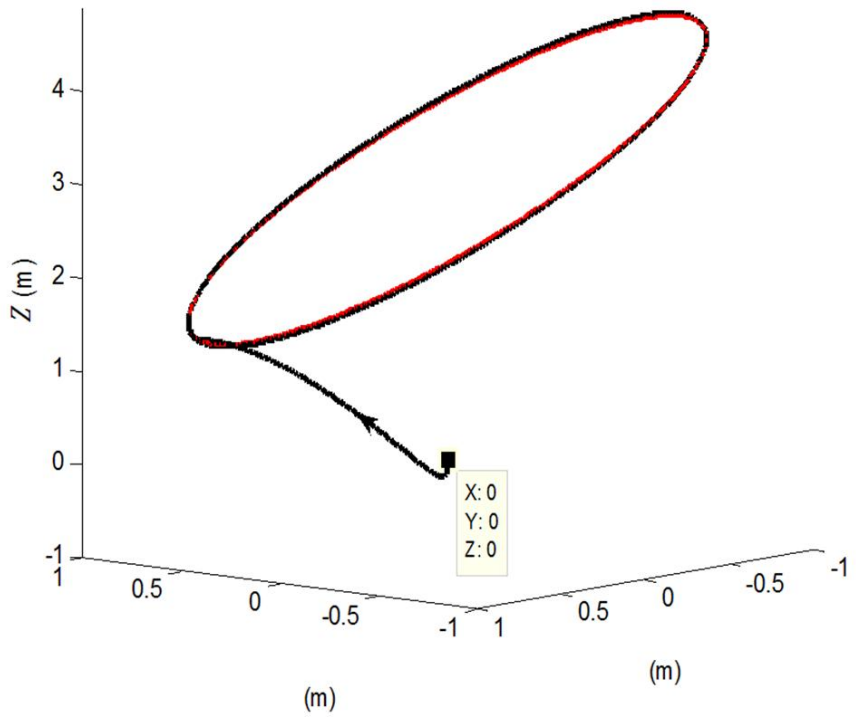
پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
$w_{x1} = w_{y1} = w_{z1}$	6/32	$k_{x1} = k_{y1} = k_{z1}$	70/71
$w_{x2} = w_{y2} = w_{z2}$	10	$k_{x2} = k_{y2} = k_{z2}$	77/95
$w_{\varphi1} = w_{\theta1} = w_{\psi1}$	80	$k_{x3} = k_{y3} = k_{z3}$	35/9
$w_{\varphi2} = w_{\theta2} = w_{\psi2}$	1567	$k_{x4} = k_{y4} = k_{z4}$	8/53
k_{cm}	200	$k_{\psi1}$	7/103
		$k_{\psi2}$	15/81

جدول 2 پارامترهای عمودپرواز

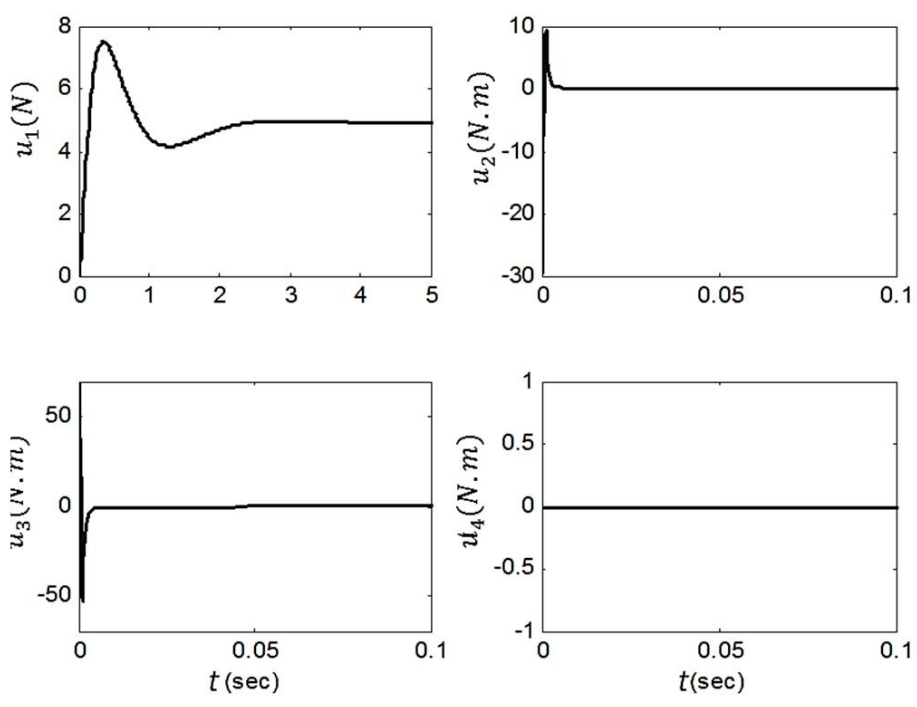
پارامتر	مقدار	واحد	پارامتر	مقدار	واحد
k_t	4e -5	kg. m	m_b	0/5	kg
k_t'	2e -4	kg. m	m_l	2	kg
k_d	3e -6	kg. m^2	$I_x = I_y$	0/0048	kg. m^2
J_z	8e -5	kg. m^2	I_z	0/0081	kg. m^2
Ω_6	156/6	Rad/s	Ω_5	156/6	Rad.s^{-1}

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

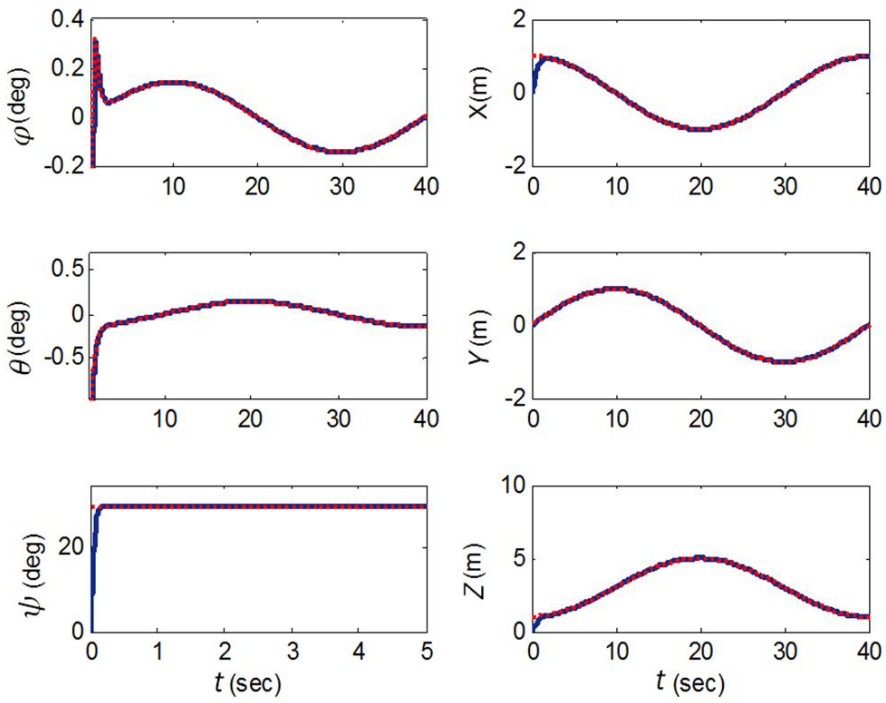
کنترل‌کننده	$\|e_x\|$	$\|e_y\|$	$\|e_z\|$
فیدبک خطی‌ساز معمولی	0/003	0/0002	0/025
فیدبک خطی‌ساز سلسه مراتبی	0/002	0/0001	0/013



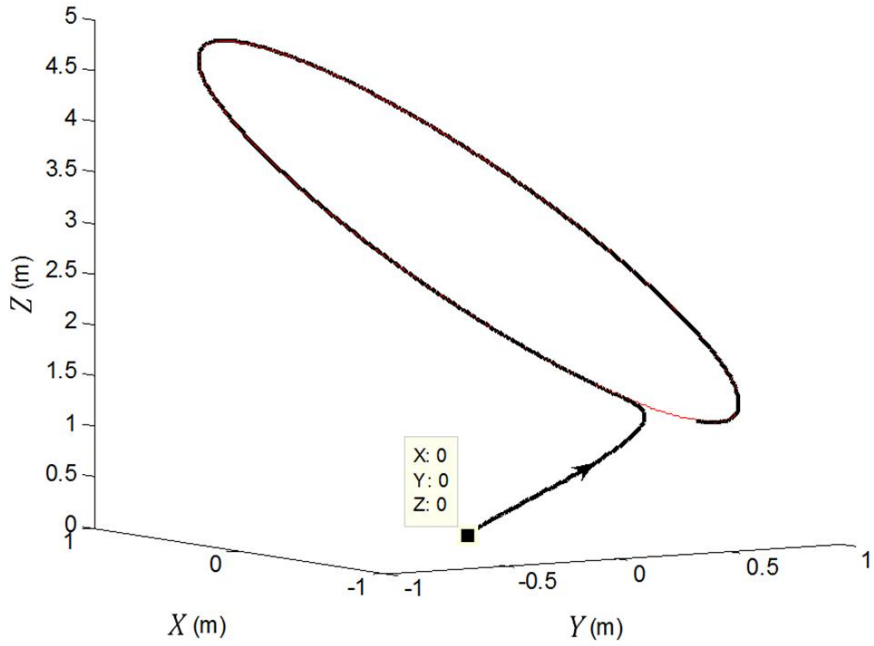
شکل 6 مسیر پرواز با فیدبک خطی‌ساز معمولی و مسیر مطلوب



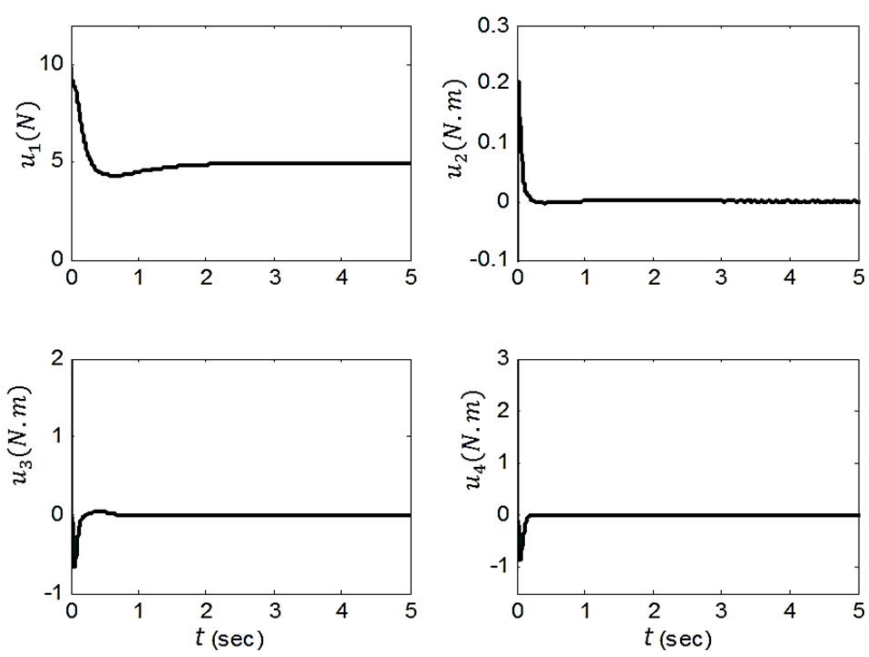
شکل 7 ورودی تولید شده با فیدبک خطی‌ساز معمولی در تعقیب مسیر فرکانس پایین



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



شکل 9 مسیر پرواز با فیدبک خطی‌ساز دو مرحله‌ای و مسیر مطلوب



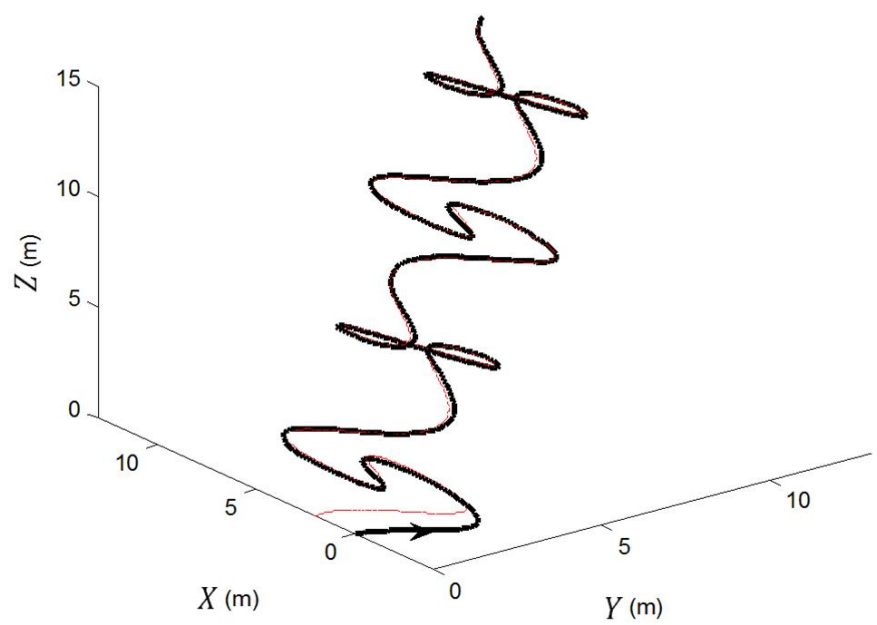
شکل 10 ورودی تولید شده با کنترل سلسله مراتبی در تعقیب مسیر فرکانس پایین

4-2-ردیابی مسیر فرکانس بالا

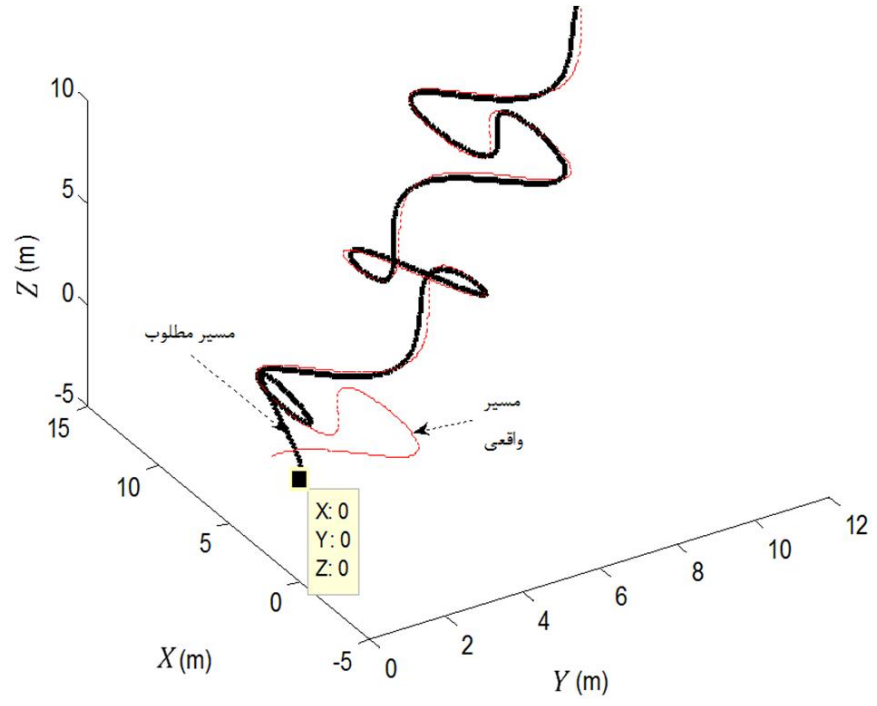
در قسمت قبل ملاحظه گردید که هر دو سیستم کنترلی، مسیر فرکانس پایین را به خوبی ردیابی می‌کنند. در این بخش با در نظر گرفتن مسیر مطلوب به فرم $(x_d = t + 2\sin(2t),\ y_d = t + 2\cos(5t),\ z_d = t,\ \psi_d = 0)$ عملکرد سیستم‌های کنترلی در پاسخ به ورودی فرکانس بالا شبیه‌سازی شده است. شکل‌های 11 الی 16 مسیر پرواز و ورودی کنترلی و شکل‌های 17 و 18 نیز پاسخ سیستم حلقه بسته به ازای دو کنترل‌کننده پیشنهادی را در ردیابی مسیر فرکانس بالا نمایش می‌دهند. 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 شکل‌های 17 و 18 و نیز مقایسه مقادیر خطای خروجی، در جدول 4 ملاحظه می‌گردد که کنترل‌کننده فیدبک خطی‌ساز به صورت سلسله مراتبی با تولید ورودی کوچکتر، ردیابی کامل‌تری نسبت به کنترل‌کننده فیدبک خطی‌ساز بصورت معمولی انجام داده و خروجی آن سریع‌تر به مقادیر مطلوب همگرا شده است. همانطور که بررسی شد، سیستم کنترلی فیدبک خطی‌ساز ارائه شده به روش معمولی، به دلیل وجود مشتق مرتبه سوم درخروجی، عملکرد مناسبی در ردیابی مسیرهای فرکانس بالا ندارد و هرچه فرکانس مسیر بیشتر باشد عملکرد آن نامناسب‌تر خواهد شد. در حالیکه هر دو سیستم کنترلی در ردیابی مسیر فرکانس پایین عملکرد یکسان و رضایت‌بخشی داشتند. در ضمن وجود نویز فرکانس بالا در حسگرها نیز باعث ایجاد اختلال در کارایی کنترل-کننده فیدبک خطی‌ساز ارائه‌شده به روش معمولی می‌شود.

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

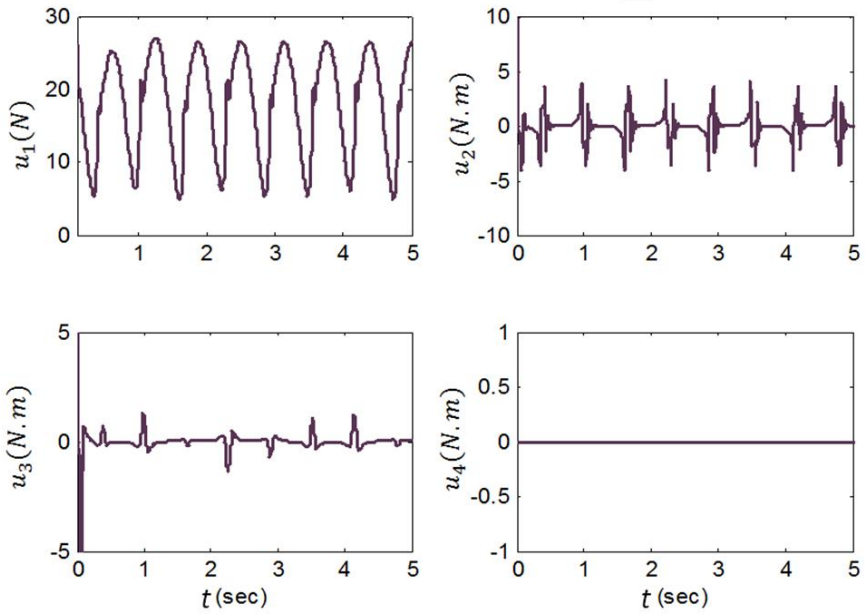
کنترل‌کننده	$\|e_x\|$	$\|e_y\|$	$\|e_z\|$
فیدبک خطی‌ساز معمولی	0/08	0/4	0/01
فیدبک خطی‌ساز سلسه مراتبی	0/02	0/08	0/0023



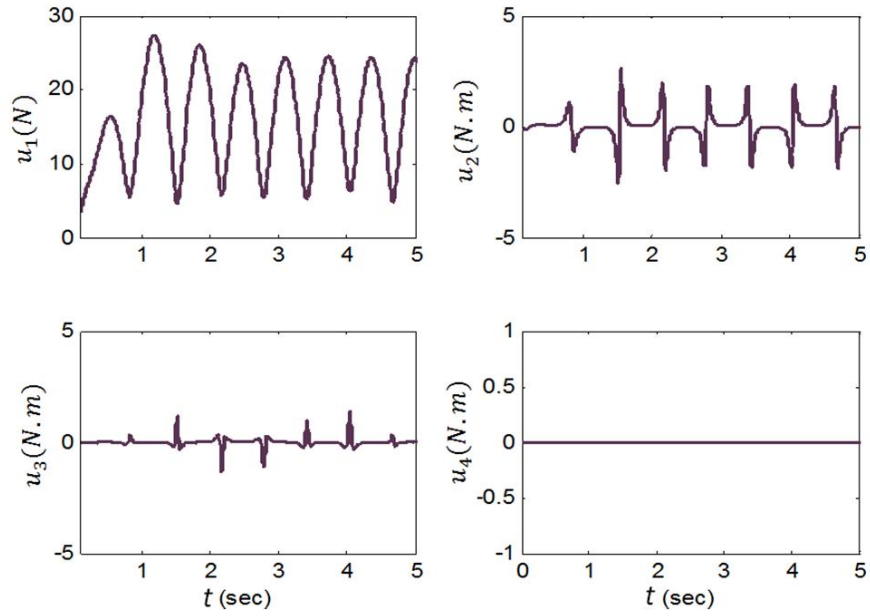
شکل 11 مسیر پرواز پرنده با فیدبک خطی‌ساز سلسله مراتبی



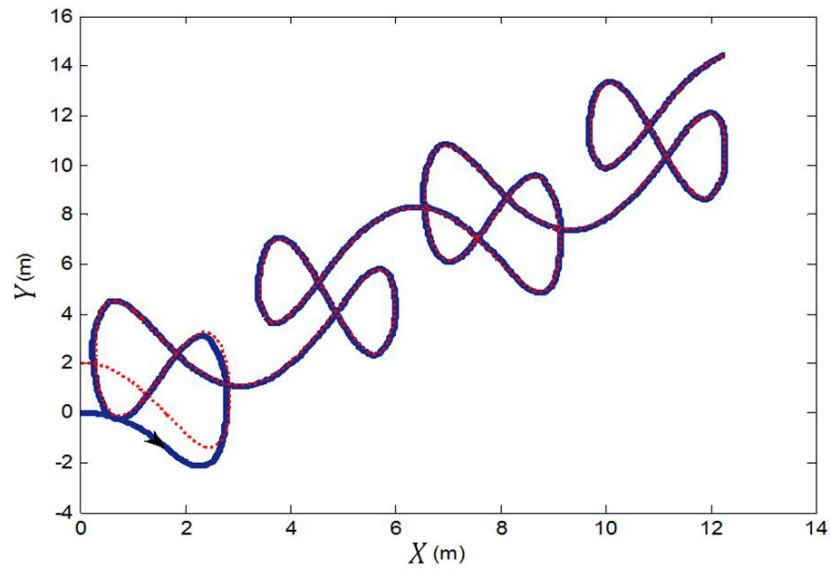
شکل 12مسیر پرواز پرنده با فیدبک خطی‌ساز معمولی



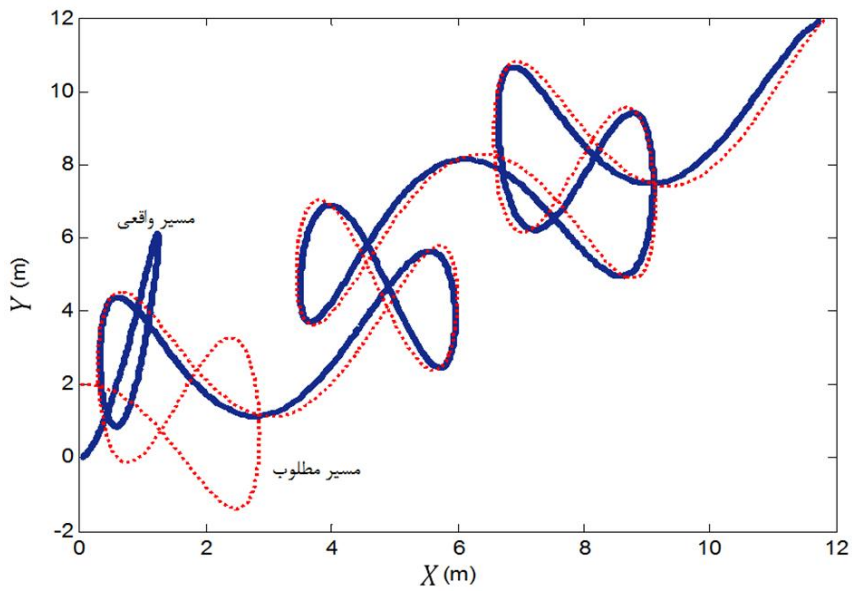
شکل 13 ورودی تولید شده با کنترل سلسله مراتبی در تعقیب مسیر فرکانس بالا



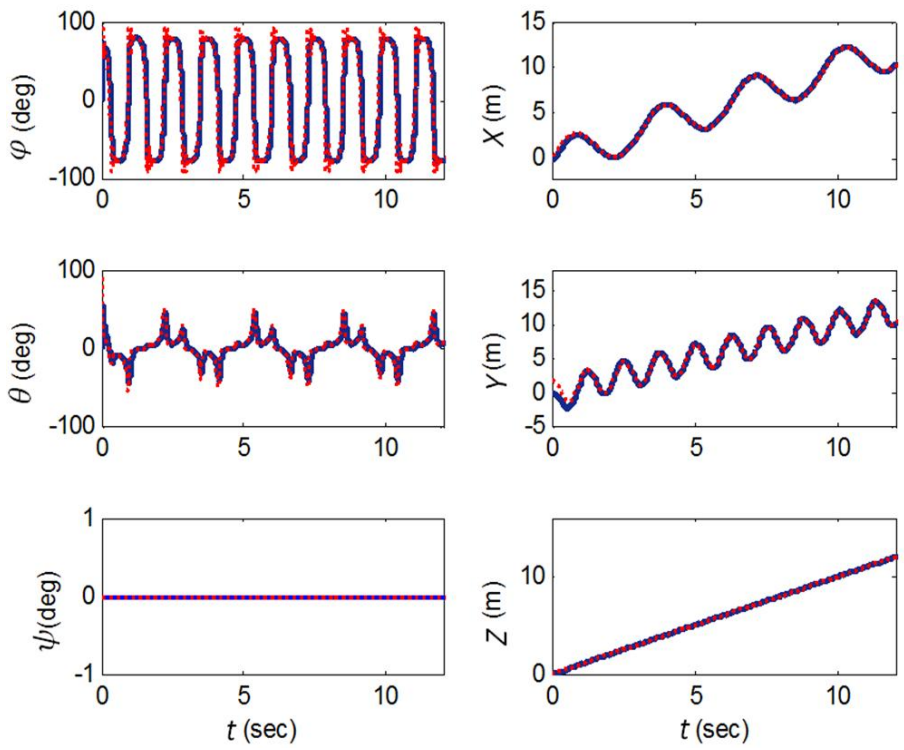
شکل 14 ورودی تولید شده با فیدبک خطی‌ساز معمولی در تعقیب مسیر فرکانس بالا



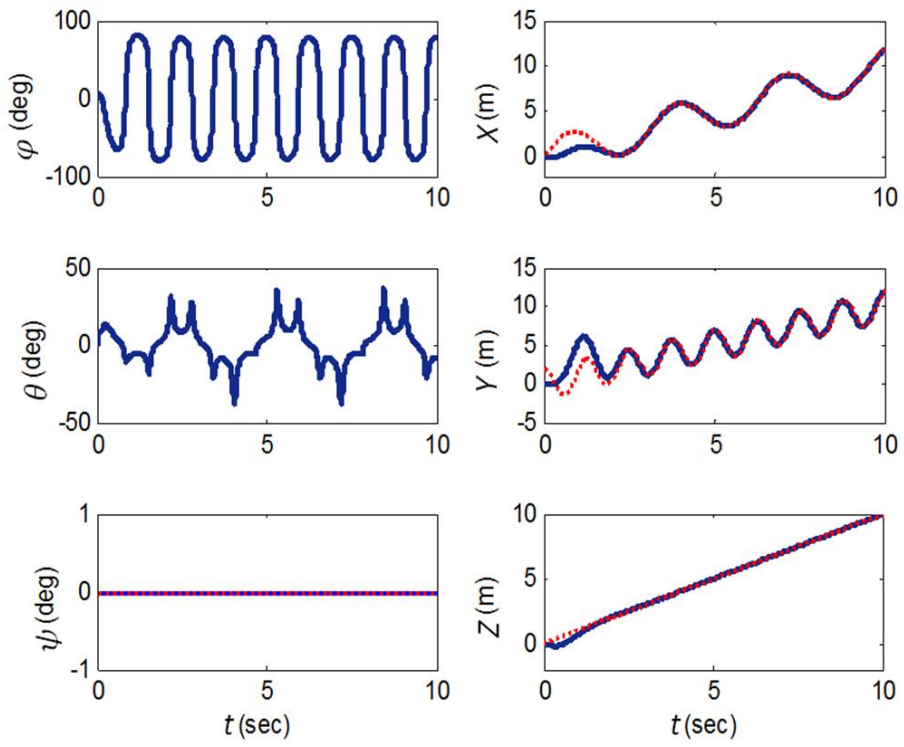
شکل 15 نمای دوبعدی مسیر پرواز با فیدبک خطی‌ساز سلسله مراتبی



شکل 16 نمای دوبعدی مسیر پرواز با فیدبک خطی‌ساز معمولی



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



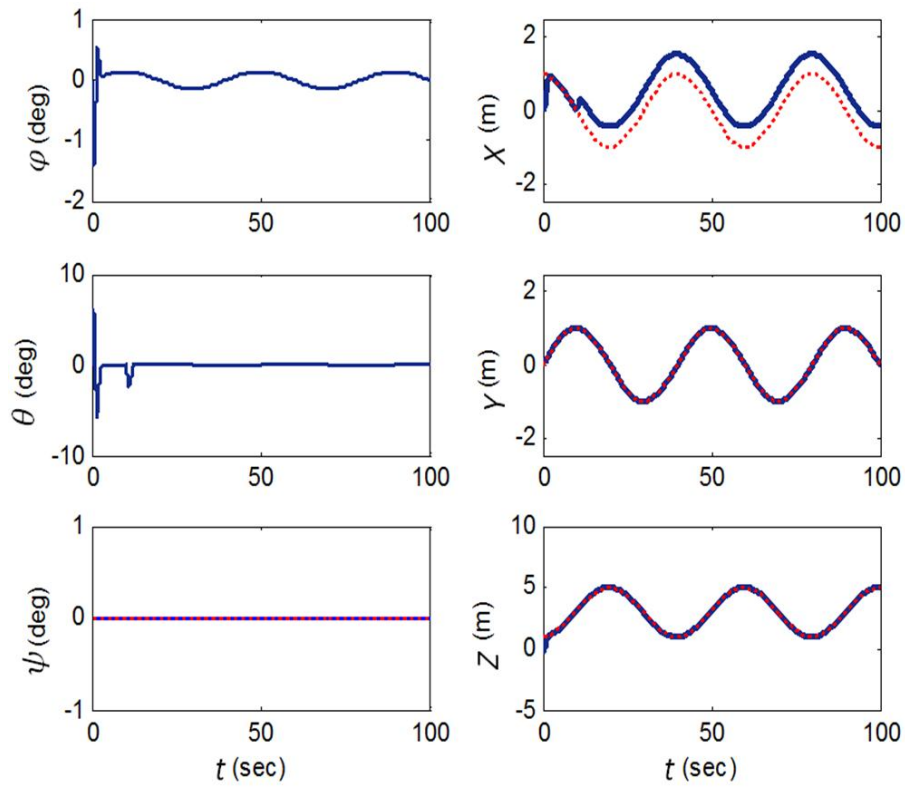
شکل 18 خروجی سیستم با فیدبک خطی‌ساز معمولی در تعقیب مسیر فرکانس بالا

4-3-عملکرد سیستم‌های کنترلی در حضور اغتشاش

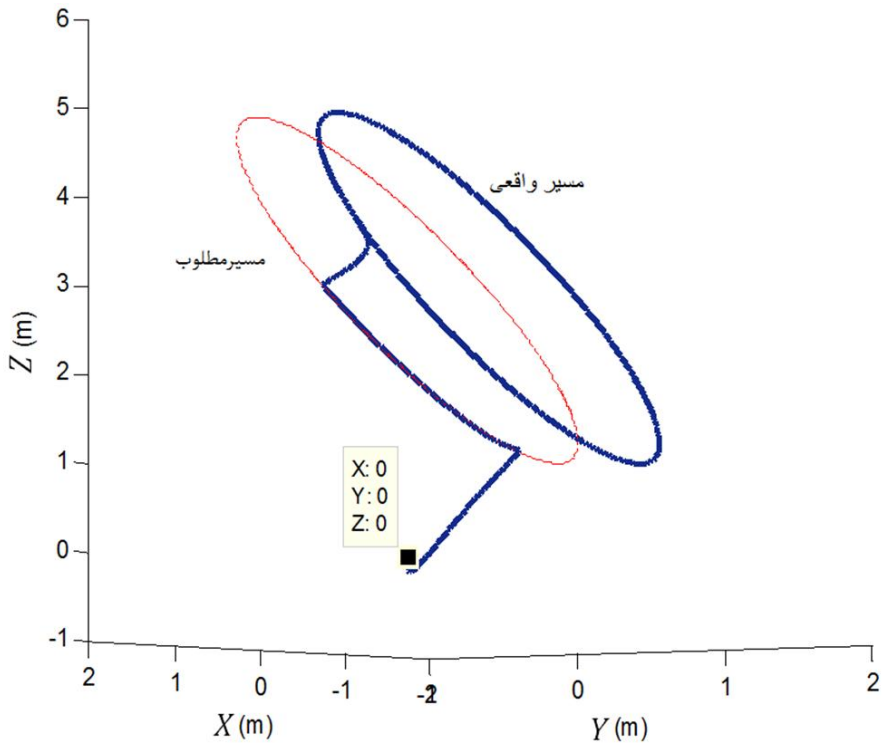
به منظور ارزیابی مقاومت سیستم‌های کنترلی پیشنهادی در برابر اغتشاش، نیروهای آیرودینامیک که در طراحی کنترل‌کننده از آن‌ها صرفنظر شد بصورت اغتشاش پله با دامنه 0/8 و ترکیبی از توابع هارمونیک بصورت معادله $d(t) = \sin(0.8\pi t) + \cos(0.2\pi t) + \sin(0.4\pi t) + \cos(0.6\pi t)$ مدل شده و 10 ثانیه پس از شروع پرواز در راستای محور X به سیستم اعمال می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی برای دو سیستم کنترلی، در ردیابی مسیر بیضوی، در شکل-های 19 الی 26 نشان می‌دهد که کنترل‌کننده فیدبک خطی‌ساز با ساختار سلسله مراتبی اثر اغتشاش پله و هارمونیک را تضعیف نموده و عملکرد بهتری نسبت به کنترل‌کننده فیدبک خطی‌ساز 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

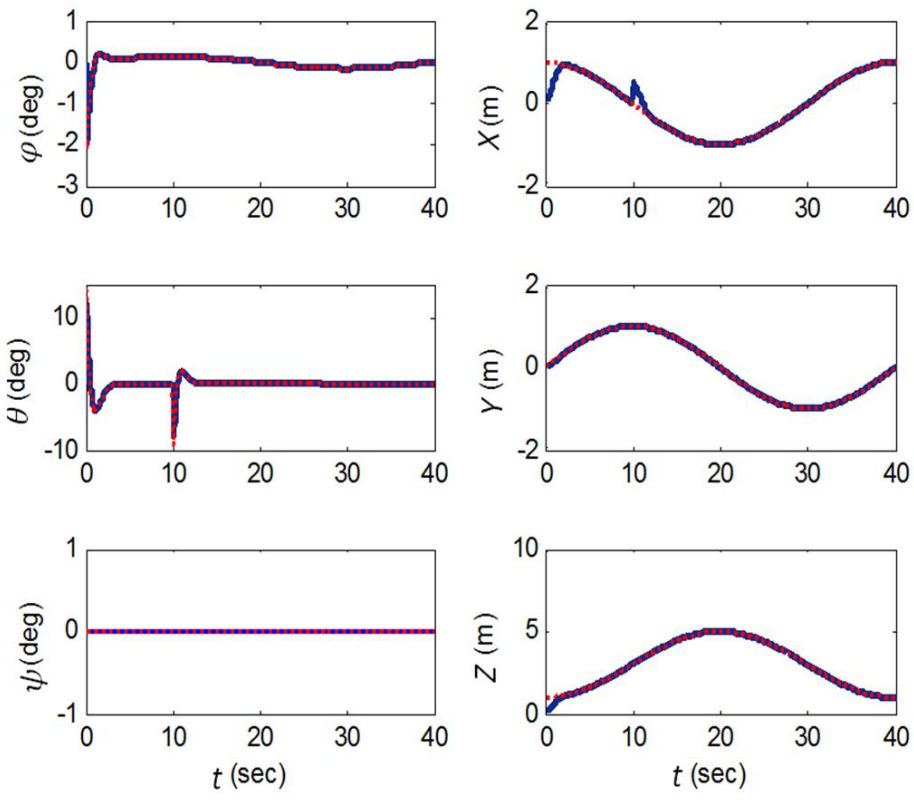
	اغتشاش پله	اغتشاش هارمونیک
فیدبک خطی‌ساز سلسله مراتبی	$\|e_x\|$ =0/005	$\|e_x\|$ =0/07
فیدبک خطی‌ساز معمولی	$\|e_x\|$ =0/27	$\|e_x\|$ =./22



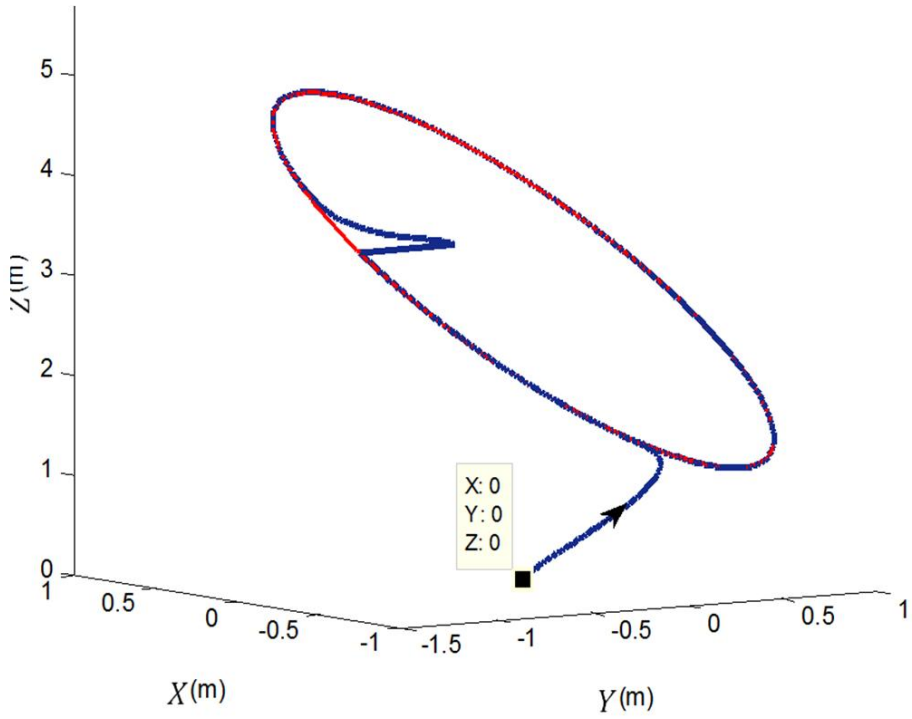
شکل 19 خروجی سیستم با فیدبک خطی‌ساز معمولی در حضور اغتشاش پله



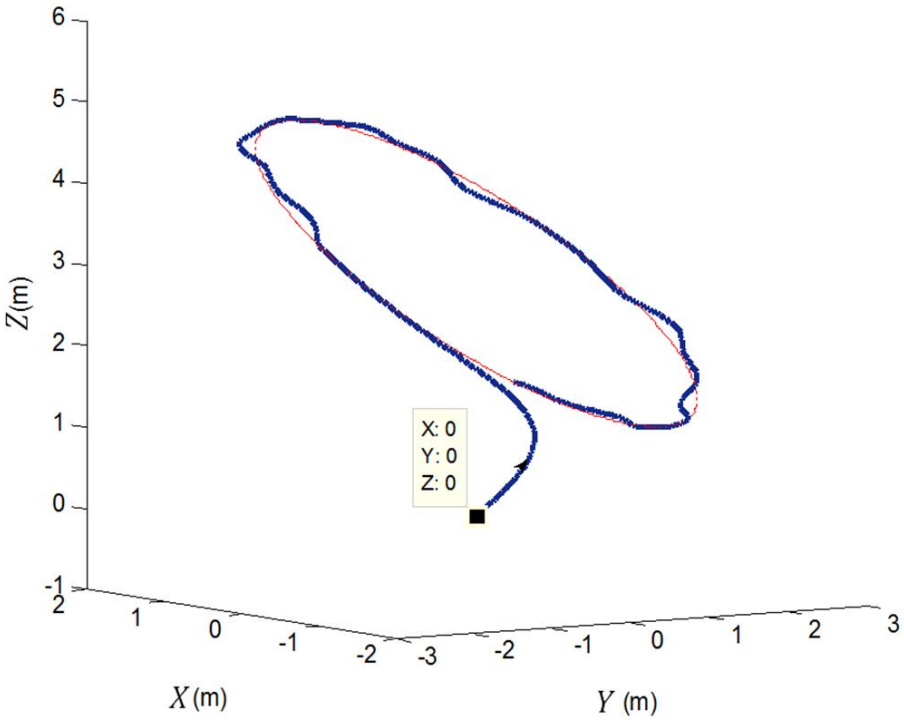
شکل 20 عملکرد کنترل‌کننده فیدبک خطی‌ساز معمولی در حضور اغتشاش پله



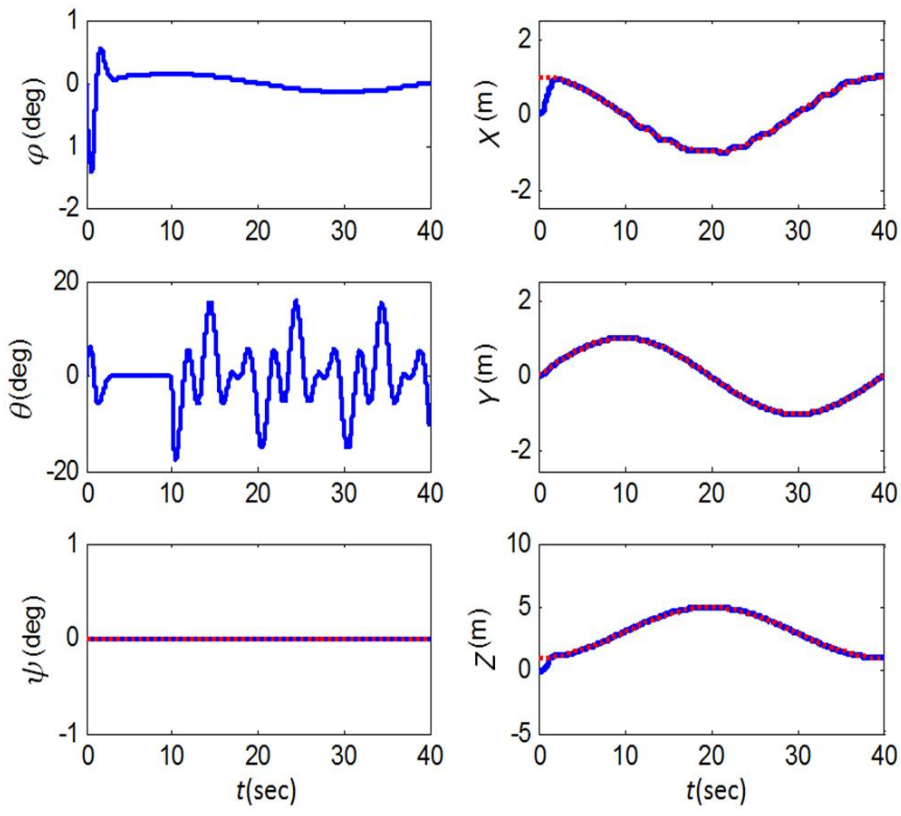
شکل 21 خروجی سیستم با فیدبک خطی‌ساز سلسله مراتبی در حضور اغتشاش پله



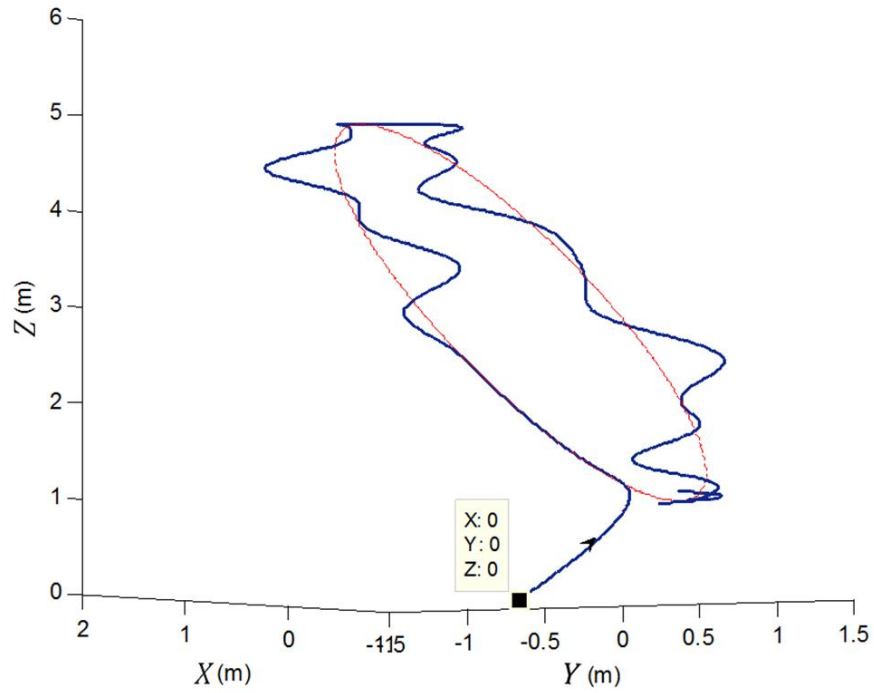
شکل 22 عملکرد کنترل‌کننده فیدبک خطی‌ساز سلسله مراتبی در حضور اغتشاش پله



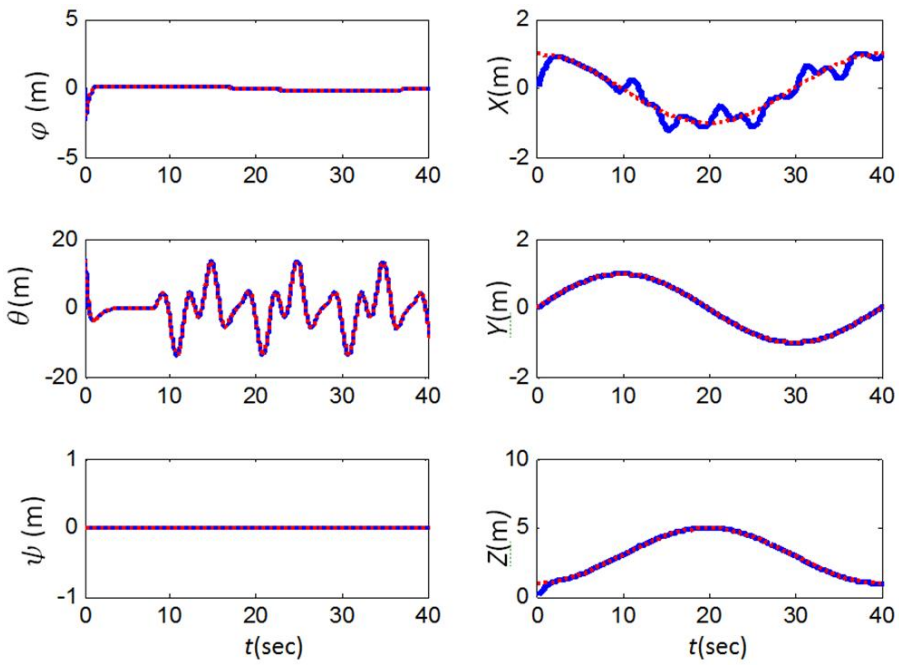
شکل 23 عملکرد فیدبک خطی‌ساز سلسله مراتبی در حضور اغتشاش هارمونیک



شکل 24 خروجی فیدبک خطی‌ساز سلسله مراتبی در حضور اغتشاش هارمونیک



شکل 25 عملکرد فیدبک خطی‌ساز معمولی در حضور اغتشاش اغتشاش



شکل 26 خروجی فیدبک خطی‌ساز معمولی در حضور اغتشاش هارمونیک

5-نتیجه‌گیری

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 هم‌محور (با جهت چرخش عکس) در مرکز آن، برطرف نموده و در عین حال دینامیک و نحوه کنترل آن بدون تغییر حفظ می‌نماید. بنابراین عمودپرواز شش-ملخه دارای کاربرد به مراتب گسترده‌تری نسبت به کوادروتور معمولی می‌باشد. 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 خطی‌ساز ورودی-خروجی به صورت متداول، به دلیل زیرتحریک بودن سیستم، باعث تولید کنترل‌کننده‌ای با حجم محاسبات بالا و شامل مشتق مرتبه سوم خروجی شد که نسبت به نویز حسگرها دارای حساسیت می‌باشد. لذا در رویکردی دیگر، روش فیدبک خطی‌ساز ورودی-خروجی به صورت سلسله مراتبی ارائه گردید که منجر به طراحی کنترل‌کننده‌ای با حجم محاسبات کمتر و تنها شامل مشتق مرتبه اول خروجی شده که پیاده‌سازی آن به مراتب آسان‌تر می‌باشد. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که هر دو کنترل‌کننده در ردیابی مسیرهای فرکانس پایین عملکرد مناسبی داشته ولی در ردیابی مسیرهای فرکانس بالا و کاهش اثر اغتشاش، کنترل‌کننده فیدبک خطی‌ساز سلسله مراتبی دارای عملکرد بهتری نسبت به فیدبک خطی‌ساز معمولی می‌باشد. بنابراین استفاده از روش فیدبک خطی‌ساز بصورت سلسله مراتبی برای کنترل چنین سیستم-های زیرتحریکی، کارایی مناسب‌تری خواهد داشت. همچنین کنترل‌کننده ارائه‌شده مقید به دامنه محدودی از جرم محموله نبوده و جرم محموله مجاز قابل حمل، بر اساس ظرفیت عملگرها تعیین می‌گردد.

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.