

ماهنامه علمى پژوهشى

ہ، مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir



کنترل به روش خطیسازی پسخورد و گام به عقب برای یک عمودیرواز ینج - ملخه با ييكربندى جديد

محمد على توفيق 1 ، محمد محجوب $^{2^*}$ ، سيد موسى آيتى 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 يستى mmahjoob@ut.ac.ir ،11155-4563

چکیدہ	اطلاعات مقاله
	مقاله پژوهشی کامل
ظرفیت حمل بار پایین، در برخی کاربردهای عملیاتی با محدودیت مواجه میباشند. در این مقاله یک عمودیرواز بدون سرنشین با پیکربندی جدید	دريافت: 11 خرداد 1394
بطور کامل مدلسازی و دو سیستم کنترل غیرخطی با هدف تعقیب مسیر ارائه شده است. در مدل پشنهادی که دارای نوآوری بوده با اضافه شدن	پذیرش: 20 تیر 1394 ۱۹۱۸ - مدارید ۲۵۹
— — بک ملخ به مرکز کواد وتور، ظرفت جمل بار و بانداری خلقه باز آن بومدد بافته است. مدلسازی دینامیکی برنده به روش نیمتن – اوبلر انجام شده	اراته در سایت. 24 مرداد ۱۵۶ ۹ کار رام ^ی اری
و معادلات بدست آمده غير خطي زير تحريك ، حفت شده م به شدت زارابدار مي باشندي اذا بدايي حيكت برزده بطور داخواه بايست بيسبته كنتيا	<i>عيد وردن.</i> عمديدماذ بنج ملخه
وسادت بدست میں غیر علی، زیر فاریک، جنگ میں وجہ میں فرید میں میں میں میں جات چرف پردی میں دورہ بایستی میں میں م	کواد و تور به مدد بافته
ماسب طراحی کردد. دو نوع کندرل کنده برای پرنده ارامه شده است، یکی به روس خطی ساری پسخورد ورودی - خروجی که شامل مستق کیری	کرتار گاه به عقب کنتار گاه به عقب
مرتبه بالای خروجی بوده و نسبت به دینامیکهای مدل تشده و نویز حسکرها حساس میباشد و دیگری به روش کام به عقب و با استفاده از	خط سازی بسخورد ورودی خروجی
رویکرد کنترل ابشاری که برای ویژگی زیرتحریک بودن پرنده مناسب بوده و دارای حجم محاسبات پایینی میباشد. نتایج شبیهسازی نشان می-	
دهد که سیستم کنترلی طراحیشده به روش گام به عقب عملکرد مطلوبی در پایدارسازی پرنده و تعقیب مسیر مرجع داشته و در برابر دینامیک-	
های مدلنشده و اغتشاش مقاوم میباشد.	

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

Mohamad Ali Tofigh¹, Mohamad J.Mahjoob¹*, 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

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

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)

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

الگوریتمهای کنترل کلاسیک و هوشمند مختلفی از قبیل خطیسازی يسخورد [1, 2]، روش مود لغزشي [3]، روشهاي كنترل مقاوم و تطبيقي [4, 5]، روش گام به عقب [6, 7] و طراحی کنترل کننده 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 محدویت در استفادههای عملیاتی آن می شود. برای بهبود آن، یژوهشگران با افزدون ملخهای پیرامونی با دور متغیر، ساختارهای مختلف شش ملخه [11] و هشت ملخ [12, 13] ارائه دادهاند. ضعف مدل های 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 ژیروسکوپ عمل کرده و در مقابل دورانهای افقی پرنده مقاومت می کند. 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 می شود. بدین ترتیب پرنده پنج- ملخه عملکرد مناسب تری نسب 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 وایلر استخراج شده که در آن، وجود ملخ مرکزی به دلیل ایجاد گشتاور ژیروسکوپی 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 زیرتحریک بودن معادلات، منجر به تولید کنترل کنندهای با حجم محاسبات بالا و شامل مشتق مرتبه سوم خروجی میشود که به نویز فرکانس بالا حساس بوده و در عمل استفاده از آن مناسب نمیباشد. بکارگیری روش گام به عقب کنترل کنندهای با حجم محاسبات پایین ارائه میدهد که نسبت به دینامیکهای مدل نشده 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



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

2-مدلسازی عمود پرواز

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 ژیروسکوپی، 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 باعث حرکت افقی در راستای محور Y نیز میشود. دوران نیز باعث حرکت افقی در راستای محور X میشود. همچنین برای دوارن خول محور Z در کت پیچ) نیز مشابه حرکت رول ایجاد شده و این دوران نیز باعث حرکت افقی در راستای محور X میشود. همچنین برای دوارن حول محور Z در کت پیچ) نیز مشابه در کت رول ایجاد شده و این دوران نیز باعث حرکت افقی در راستای محور X میشود. همچنین برای دوارن حول محور Z در کت پیچ) نیز مشابه دو ملخ هم جهت به یک میزان افزایش (یا یاو) بایستی سرعت چرخش دو ملخ دیگر نیز به همان میزان کاهش (یا افزایش)

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.

 $F = K_t (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) + K_{d5} \Omega_5^2$ $\tau_x = K_t l (\Omega_2^2 - \Omega_4^2)$



2- Hovering

1- Pay load

(1)

(2)

مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1394، دورہ 15، شمارہ 9

248

$$\tau_y = K_t l \left(\Omega_3^2 - \Omega_1^2 \right) \tag{3}$$

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

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

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.

$$\begin{aligned} & (\mathbf{2}K_t(\Omega_2^2 + \Omega_1^2) + K_{t5}\Omega_5^2 = mg \\ & (\mathbf{2}K_d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2) + K_{d5}\Omega_5^2 = \mathbf{0} \end{aligned}$$

از روابط (5) ملاحظه می شود 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 می شود لذا در طی پرواز پرنده باز هم سرعت ملخهای 1 و 3 کاهش و سرعت ملخهای 2 و 4 نیز افزایش می یابد، از طرفی حداقل سرعت هر ملخ صفر و حداکثر آن نیز دارای سقف محدودی می باشد. بنابراین، سرعت ملخ 5 بایستی به گونه ای انتخاب شود که در طول حرکت پرنده در حالتهای مختلف پرواز، سرعت ملخهای جانبی از مقادیر محدودشان تجاوز نکنند و این یک عامل محدود ملخهای جانبی از مقادیر محدودشان تجاوز نکنند و این یک عامل محدود ملخهای جانبی از مقادیر محدودشان تجاوز نکنند و این یک عامل محدود ملخهای جانبی از مقادیر محدودشان تجاوز نکنند و این یک عامل محدود ملخهای جانبی از مقادیر محدودشان تجاوز نکنند و این یک عامل محدود ملخ 5 بگونه ای طراحی گردد که ضریب برا و پسای آن به یک نسبت بزرگتر که به ازای نیروی رانش تولید شده برابر 2000 توسط ملخ 5 سرعت ملخ-ماخ که به ازای نیروی رانش تولید شده برابر 2000 توسط ملخ 5 سرعت ملخ-های 1 و 3 می ملخ می می ملخه می جانبی باشد، از معادلات (5) مشاهده می شود که به ازای نیروی رانش تولید شده برابر 2000 توسط ملخ 5 سرعت ملخ-در چنین شرایطی توسط ملخ پنجم جبران نمود.

2-1- استخراج معادلات

به منظور مدلسازی پرنده، یک دستگاه اینرسی متصل به زمین و یک دستگاه بدنی در مرکز جرم جسم در نظر گرفته می شود (شکل3). ماتریس تبدیل دستگاه بدنی نسبت به دستگاه بصورت رابطه (6) می باشد.

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





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

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

$$m_{t} \cdot a^{E} = F_{\text{external}}^{E} \implies \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \frac{1}{m_{t}} \begin{bmatrix} F \sin \theta - k_{f} \dot{X}^{2} \\ -F \sin \varphi \cos \theta - k_{f} \dot{Y}^{2} \\ F \cos \varphi \cos \theta - m_{t} g - k_{f} \dot{Z}^{2} \end{bmatrix}$$
(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 بر اساس قوانین نیوتن-اویلر نیز به صورت (9) میباشد.

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

که نقطه G در معادله (9) مرکز جرم سیستم است و نقاط O_i نیز مرکز جرم هرکدام از اجرام متحرک فرض می شود، H_i تکانه زاویه ای هر جزء حول مرکز جرم آن است، $R_{oi/G}$ 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 می-آیند.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (A_1qr - J_zq\Omega - J'_zq\Omega_5 + \tau_x - k_{ft} p) / I_x \\ (B_1pr + J_zp\Omega + J'_zp\Omega_5 + \tau_y - k_{ft} q) / I_y \\ (C_1pq - J_z\dot{\Omega} - J_z'\dot{\Omega}_5 + \tau_z - k_{ft}r) / I_z \end{bmatrix}$$
(10)

$$\begin{cases} A_{1} = I_{y} - I_{z} - \mathbf{4}J_{z} - \mathbf{2}J'_{z} \\ B_{1} = I_{z} - I_{x} + \mathbf{4}J_{z} + \mathbf{2}J'_{z} \\ C_{1} = I_{x} - I_{y} \\ \Omega = \Omega_{1} - \Omega_{2} + \Omega_{3} - \Omega_{4} \\ \dot{\Omega} = \dot{\Omega}_{1} - \dot{\Omega}_{2} + \dot{\Omega}_{3} - \dot{\Omega}_{4} \end{cases}$$

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



مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1394، دورہ 15، شمارہ 9

www.SID.ir

3- طراحي سيستم كنترل در ابتدا برای جلوگیری از پیچیدگی سیستم کنترلی، با در نظر گرفتن فرضيات مناسب، معادلات حركت سادهتر مىشوند: 1) با توجه به سرعت نسبتاً پایین پرنده در حرکات انتقالی و دورانی، از اثرات آیرودینامیکی در مدل رياضي پرنده جهت طراحي كنترل كننده، صرفنظر شده و اين نيروها بصورت اغتشاش به سیستم حلقه بسته اعمال می گردند. 2) برای سادهسازی معادلات حرکت زاویهای از فرمول (9) مشاهده می شود که با فرض کوچک بودن زوایای اویلر سرعت زاویهای پرنده در دستگاه بدنی با نرخ زاوایای اویلر برابر

249

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

در روابط (14) V_1 تا V_3 ورودی جدید بوده و با انتخاب آنها بصورت : V_1 (14) در روابط (14) در V_2 در V_3

$$\begin{cases} V_1 = X_d^{(4)} - k_{x1}e_x - k_{x2}\dot{e_x} - k_{x3}\dot{e_x} - k_{x4}e_x \\ V_2 = Y_d^{(4)} - k_{y1}\ddot{e_y} - k_{y2}\ddot{e_y} - k_{y3}\dot{e_y} - k_{y4}e_y \\ V_3 = Z_d^{(4)} - k_y\ddot{e_y} - k_y\ddot{e_y} - k_y\dot{e_y} - k_y\dot{e_y} \end{cases}$$
(15)

 $(V_3 = Z_d^{**} - k_{z1}\tilde{e}_z - k_{z2}\tilde{e}_z - k_{z3}\tilde{e}_z - k_{z4}e_z$ (که در آن $e_z = Z - Z_d$ و $e_y = Y - Y_d$ $e_x = X - X_d$ معادلات خطای خروجی بصورت :

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

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

کنترل کننده ψ نیز بر اساس روش خطیسازی پسخورد بصورت زیر طراحی می گردد که بخشی از آن ترمهای غیرخطی معادله را حذف کرده و بخشی دیگر کنترل کننده PD بوده که پایدارسازی زاویه را به عهده دارد. $u_4 = J_z \dot{\Omega} + J_z' \dot{\Omega}_5 - C_1 \dot{\phi} \dot{\theta} + I_z (\ddot{\psi}^d - k_{\psi 1} \dot{e}_{\psi} - k_{\psi 2} e_{\psi})$ (17) با انتخاب مقادیر مثبت برای پارامترهای $k_{\psi 2}$ و $k_{\psi 1}$ همگرایی خطای خروجی با انتخاب مقادیر مثبت برای پارامترهای در ا

با توجه به اینکه از خروجیهای X - Y - x 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، بردنر گرفتن u_1, u_1 بعنوان حالتهای جدید، سیستم تعمیمیافته دارای بردار حالت بصورت $\mathbf{T} \left[\dot{\phi}, \phi, \dot{\theta}, \dot{\theta}, \dot{\psi}, \psi, \dot{z}, z, \dot{y}, y, \dot{x}, x, \dot{u}_1, u_1 \right]^T$ بردار حالت بصورت $\mathbf{T} \left[\dot{\phi}, \phi, \dot{\theta}, \dot{\theta}, \dot{\psi}, \dot{\psi}, \dot{z}, z, \dot{y}, y, \dot{x}, x, \dot{u}_1, u_1 \right]$ 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.

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

3-2- طراحي كنترل كننده به روش گام به عقب

در این بخش روش گام به عقب برای کنترل عمودپرواز پنج-ملخه ارائه می-

میشود ($\dot{\psi} = \dot{\eta}, q = \dot{\theta}, r = \dot{\eta}$). همچنین در مرجع [16] نشان داده شده که با فرض اینکه جسم در هر لحظه در یک جهت دوران نماید سرعت زاویه ای جسم با نرخ زوایای اویلر برابر خواهد شد. بنابراین معادلات (11) با تقریب خوبی حرکت پرنده را به ازای زوایای اویلر کوچک توصیف می کنند. $m\ddot{X} = u_1 \sin \theta$ $m\ddot{X} = u_1 \sin \theta$ $m\ddot{X} = u_1 \sin \varphi \cos \theta$ $m\ddot{Z} = u_1 \cos \varphi \cos \theta - mg$ $I_x \ddot{\Phi} = A_1 \dot{\Psi} \dot{\theta} - J_z \dot{\theta} \Omega - J_z' \dot{\theta} \Omega_5 + u_2$ $I_y \ddot{\theta} = B_1 \dot{\Psi} \dot{\phi} + J_z \dot{\phi} \Omega + J_z' \dot{\phi} \Omega_5 + u_3$ $I_z \ddot{\Psi} = C_1 \dot{\phi} \dot{\theta} - J_z \dot{\Omega} - J_z' \dot{\Omega}_5 + u_4$ $[u_1, u_2, u_3, u_4]^{\mathrm{T}} = -u_2 \dot{\eta} \dot{\eta} + u_2$ c_1 (11) شار (11) η (11

بصورت بردار $[[\varphi, \theta, \psi, X, Y, Z]^T]$ و چهار ورودی کنترلی بصورت بصورت بردار $U = [u_1, u_2, u_3, u_4]^T$ 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 (ψ , X, Y, Z و ψ) به عنوان خروجی در نظر گرفته میشود.

3-1- طراحی کنترل کننده خطیسازی پسخورد ورودی - خروجی

با توجه به غیرخطی بودن معادلات حرکت، در این بخش از روش خطی سازی پسخورد برای کنترل عمودپرواز استفاده می شود. کنترل کننده خطی سازی پسخورد یک سیستم غیرخطی را به سیستم خطی معادل تبدیل نموده تا بتوان سیستم خطی شده را با روش های خطی کنترل کرد. با در نظر گرفتن خروجی مذکور از معادلات (11) مشاهده می گردد که برای نمایان شدن ورودی کنترلی در خروجی بایستی از دینامیک انتقالی پرنده مشتق گیری شود. با دو مرتبه مشتق گیری از این معادلات، روابط (12) حاصل می شوند.

 $mX^{(4)} = \ddot{u}_{1}\sin\theta + 2\dot{\theta}\dot{u}_{1}\cos\theta - u_{1}\dot{\theta}^{2}\sin\theta + u_{1}\ddot{\theta}\cos\theta$ $mY^{(4)} = \left(-\ddot{u}_{1} + u_{1}\dot{\phi}^{2} + u_{1}\dot{\theta}^{2}\right)\sin\varphi\cos\theta + \left(2\dot{\theta}\dot{u}_{1} + u_{1}\ddot{\theta}\right)$ $\sin\theta\sin\varphi - \left(2\dot{u}_{1}\dot{\phi} + u_{1}\ddot{\phi}\right)\cos\varphi\cos\theta$ $+ 2u_{1}\dot{\theta}\dot{\phi}\cos\varphi\sin\theta$ $mZ^{(4)} = \left(\ddot{u}_{1} - u_{1}\dot{\phi}^{2} - u_{1}\dot{\theta}^{2}\right)\cos\varphi\cos\theta - \left(2\dot{\theta}\dot{u}_{1} + u_{1}\ddot{\theta}\right)$ $\sin\theta\cos\varphi - \left(2\dot{u}_{1}\dot{\phi} + u_{1}\ddot{\phi}\right)\sin\varphi\cos\theta$ $+ 2u_{1}\dot{\theta}\dot{\phi}\sin\varphi\sin\theta$

(12)

با ظاهر شدن مشتق دوم زوایای اویلر 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 $U = [u_1, u_2, u_3]^T$ به عنوان ورودی جدید، میتوان با طراحی ورودی کنترلی بصورت روابط (13) معادلات سیستم را به فرم (14) خطی نمود.

$$\begin{bmatrix} \ddot{u}_{1} \\ u_{2} \\ u_{3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S\theta & 0 & \frac{u_{1}}{l_{y}} C\theta \\ -C\theta S\varphi & -\frac{u_{1}}{l_{x}} C\theta C\varphi & \frac{u_{1}}{l_{y}} S\varphi S\theta \\ C\theta C\varphi & -\frac{u_{1}}{l_{x}} S\varphi C\theta & -\frac{u_{1}}{l_{y}} C\theta S\theta \end{bmatrix}^{-1} \times (m \begin{bmatrix} V_{1} \\ V_{2} \\ V_{3} \end{bmatrix} -$$

$$2\dot{\theta}\dot{u}_{1} C\theta - u_{1}\dot{\theta}^{2} S\theta + \frac{u_{1}}{l_{y}} C\theta (-B_{1}\dot{\Psi}\dot{\phi} + J_{z}\dot{\phi}\Omega + J'_{z}\dot{\phi}\Omega_{5})$$

$$2\dot{\theta}\dot{u}_{1} C\theta - u_{1}\dot{\theta}^{2} S\theta + \frac{u_{1}}{l_{y}} C\theta (-B_{1}\dot{\Psi}\dot{\phi} + J_{z}\dot{\phi}\Omega + J'_{z}\dot{\phi}\Omega_{5})$$

$$2u_{1}\dot{\theta}\phi C\varphi S\theta + \left(2\dot{\theta}\dot{u}_{1} + \frac{u_{1}}{l_{y}} (-B_{1}\dot{\Psi}\dot{\phi} + J_{z}\dot{\phi}\Omega + J'_{z}\dot{\phi}\Omega_{5})\right) S\theta S\varphi - \left(2\dot{u}_{1}\dot{\phi} + \frac{u_{1}}{l_{x}} (-A_{1}\dot{\Psi}\dot{\theta} - J_{z}\dot{\theta}\Omega - J'_{z}\dot{\theta}\Omega_{5})\right) C\varphi C\theta + u_{1}(\dot{\theta}^{2} + \dot{\phi}^{2}) S\varphi C\theta$$

$$2u_{1}\dot{\theta}\phi S\varphi S\theta - u_{1}(\dot{\theta}^{2} + \dot{\phi}^{2}) C\varphi C\theta - (2\dot{u}_{1}\dot{\theta} + \frac{u_{1}}{l_{y}} (-B_{1}\dot{\Psi}\dot{\phi} + J_{z}\dot{\phi}\Omega + J'_{z}\dot{\phi}\Omega_{5})) C\varphi S\theta - (2\dot{u}_{1}\dot{\phi} + \frac{u_{1}}{l_{x}} (-A_{1}\dot{\Psi}\dot{\theta} - J_{z}\dot{\theta}\Omega - J'_{z}\dot{\theta}\Omega_{5}) S\varphi C\theta$$

مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1394، دورہ 15، شمارہ 9

250

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

 $X^{T} = \begin{bmatrix} \varphi, \dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\theta}, \dot{\psi}, \dot{\psi}, \end{bmatrix}$ با تعریف متغیرهای حالت بصورت بردار بردار (18) $X, \dot{X}, Y, \dot{Y}, Z, \dot{Z} \end{bmatrix}^{T}$ بازنویسی می کنیم.

$$\begin{array}{c} x_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{3} \\ \dot{x}_{4} \\ \dot{x}_{5} \\ \dot{x}_{6} \\ \dot{x}_{7} \\ \dot{x}_{8} \\ \dot{x}_{9} \\ \dot{x}_{10} \\ \dot{x}_{11} \\ \dot{x}_{12} \end{array} \right| = \begin{bmatrix} (\mathbf{1}/I_{x}) (A_{1}x_{4}x_{6} - J_{Z}x_{4}\Omega - J_{Z}'x_{4}\Omega_{5} + u_{2}) \\ x_{4} \\ (\mathbf{1}/I_{x}) (A_{1}x_{4}x_{6} - J_{Z}x_{4}\Omega - J_{Z}'x_{2}\Omega_{5} + u_{2}) \\ x_{4} \\ (\mathbf{1}/I_{y}) (B_{1}x_{2}x_{6} + J_{Z}x_{2}\Omega + J_{Z}'x_{2}\Omega_{5} + u_{3}) \\ x_{6} \\ (\mathbf{1}/I_{z}) (C_{1}x_{2}x_{4} - J_{Z}\dot{\Omega} - J_{Z}'\dot{\Omega}_{5} + u_{4}) \\ x_{8} \\ u_{1}u_{x}/m \\ x_{10} \\ -u_{1}u_{y}/m \\ x_{12} \\ (\mathbf{1}/m) (u_{1}\cos x_{1}\cos x_{3} - mg) \end{bmatrix}$$

$$(18)$$

در روابط (18) $u_x = \sin x_1 \cos x_3$ و $u_x = \sin x_3$ (18) باشد. معادلات (18) با در نظر گرفتن ورودیهای جدید، تحریک کامل بوده که در ادامه به روش گام به عقب ورودیهای کنترلی طراحی می گردند. که در اولین گام با تعریف خطای ردیابی بصورت: $z_1 = x_{1d} - x_1$ (19) (20) $z_1 = z_1(\dot{x}_{1d} - x_2)$ مشتق زمانی آن بصورت (20) $\dot{v}(x_1) = z_1(\dot{x}_{1d} - x_2)$ (20) با در نظر گرفتن حالت x_2 به عنوان ورودی مجازی و با طراحی آن بصورت: $x_2 = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 z_1$ (21)

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

 $\dot{v}(z_1) = -\alpha_1 z_1^2$ (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_1a همگرا میشود. برای این منظور متغیر خطای جدید بصورت (23) معرفی می گردد.

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

 $v(z_1, z_2) = v(z_1, z_2)$ در گام دوم با درنظر گرفتن تابع لیاپانوف جدید بصورت $\frac{1}{2}(z_1^2 + z_2^2)$

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

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

$$u_{3} = I_{y} \left(-\frac{B_{1}}{I_{y}} x_{2} x_{6} - \frac{J_{Z}}{I_{y}} x_{2} \Omega - \frac{J_{Z}'}{I_{y}} x_{2} \Omega_{5} + \ddot{x}_{3d} + z_{3} - \alpha_{2}^{2} z_{3} - \alpha_{4} z_{4} \right)$$
(27)

$$u_{4} = I_{z} \left(-\frac{C_{1}}{I_{z}} x_{2} x_{4} + \frac{J_{z}}{I_{z}} \dot{\Omega} + \frac{J_{z}'}{I_{z}} \dot{\Omega}_{5} + \ddot{x}_{5d} + z_{5} - \alpha_{6}^{2} z_{5} - \alpha_{6} z_{6} \right)$$
(28)

$$u_{1} = \frac{m}{\cos x_{1} \cos x_{3}} \left(-g + \ddot{x}_{11d} + z_{11} - \alpha_{11}^{2} z_{11} - \alpha_{11}^{2} z_{11} - \alpha_{11}^{2} z_{11} \right)$$
(29)

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

$$u_{y} = \frac{m}{u_{1}} (\ddot{x}_{9d} + z_{9} - \alpha_{9}^{2} z_{9} - \alpha_{10} z_{10})$$
(31)

که :

معادلات دینامیکی سیستم (روابط (18)) زیرتحریک بوده و ملاحظه می گردد 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 سلسله مراتبی استفاده می-گردد. در این ایده دو حلقه کنترلی مجزا برای کنترل موقعیت و زوایای پرنده در نظر گرفته می شود که در حلقه کنترل موقعیت، سیگنال u_1 از رابطه (29) و زوایای مطلوب رول و پیچ از روابط (32) و(33) محاسبه شده:

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

$$x_{1d} = \sin^{-1}\left(\frac{u_1 \cos x_{3d}}{u_1 \cos x_{3d}} (\ddot{x}_{9d} + z_9 - \alpha_9^2 z_9 - \alpha_{10} z_{10})\right)$$
 (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 دیاگرام کنترل سلسلهمراتبی
نمایش داده شده و پایداری کلی چنین ساختار کنترلی نیز توسط نویسندگان
مقاله [18] بریست شده است.

4-نتايج شبيهسازي

در این بخش برای ارزیابی عملکرد سیستم کنترلی گام به عقب ارائهشده برای عمودپرواز، سه شبیهسازی مختلف انجام شده تا قابلیتهای پایدارسازی، 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 کنترل کننده به روش سعی و خطا بصورت = $\alpha_1 = \alpha_3 = \alpha_1$ میشود. پارامترهای کنترل کننده به روش سعی و خطا بصورت = $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_1$ میشود. پارامترهای کنترل کننده به روش سعی و خطا بصورت = $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_1$ میشود. پارامترهای کنترل کننده به روش سعی و خطا بصورت = $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_1$ در جدول 1 ذکر شده است.





مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1394، دورہ 15، شمارہ 9

www.SID.ir

251

_	جدول 1 پارامترهای عمودپرواز						
_	واحد	مقدار	پارامتر	واحد	مقدار	پارامتر	
_	kg	2	m_t	kg. m	4e -5	k _t	
	kg. m ²	0/0048	$I_x = I_y$	kg. m	2 e - 4	k_{t5}	
	kg. m ²	0/0081	I_z	kg. m 2	3 e -6	k _d	
	kg. m ²	2e -5	J	kg. m ²	8 e -5	J_z	

4-1- يايدارسازي

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 می شود که خروجی سیستم بدون فراجهش و بدون خطای ماندگار به ورودی مرجع همگرا شده-اند. در شکل 6 نیز ورودی کنترلی تولیدشده توسط کنترل کننده گام به عقب نمایش داده شده است. پارامترهای کنترل کننده به گونهای انتخاب شدند که پاسخ حلقه كنترل زوايا سريعتر از پاسخ حلقه كنترل موقعيت باشد، زيرا اين یکی از شرایط لازم برای پایداری ساختار کنترل سلسلهمراتبی میباشد [18].

4-2-ردیابی مسیر مرجع



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 می کند. همچنین نمودار خطای ردیابی در شکل 9 و مقادیر نرم دوم خطای خروجی در جدول 2 نشان می-دهد که ردیابی مسیر دایروی با دقت مناسبی انجام میشود. تغییرات ورودی کنترلی نیز در شکل 10 قابل مشاهده میباشد.



مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1394، دورہ 15، شمارہ 9

252



4-3- عملکرد سیستم کنترلی در ردیابی مسیر پیچیده

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



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 سورت ترکیبی از توابع هارمونیک با فرکانسهای مختلف با معادله (t) مدل (t) (t) (t) (t) (t) (t) (t) (t) مدل شده و 10 ثانیه پس از شروع پرواز پرنده در راستای محور X به دینامیک شده و 10 ثانیه پس از شروع پرواز پرنده در راستای محور X به دینامیک سیستم اعمال می گردد. همانطور که در شکلهای 13 و 41 مشاهده می شود، سیستم حلقه بسته در حضور اغتشاش ناپایدار نشده و با دقت قابل قبولی مسیر دایروی را ردیابی می نماید. بنابراین کنترل کننده گام به عقب ارائه شده برای عمودپرواز پنج - ملخه در برابر اغتشاش مقاوم می باشد. در شکل 21 مشاهده می گردد که اعمال اغتشاش در راستای X باعث شده کنترل کننده با تغییر زاویه پیچ، از واگرا شده شدن خروجی X جلوگیری نماید.

5-نتيجه گيري

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 پسخورد ورودی-خروجی برای کنترل پرنده، با هدف تعقیب مسیر مطلوب، استفاده شد که بکارگیری آن به دلیل زیرتحریک بودن سیستم، باعث تولید کنترل کنندهای با حجم



مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1394، دورہ 15، شمارہ 9

www.SID.ir

253

محمد علی توفیق و همکاران

- [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 I ntegral 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. Krsti´c 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 کنترل کنندهای با حجم محاسبات کمتر و تنها شامل مشتق مرتبه اول خروجی شده و برای پیادهسازی آن از ایدهی کنترل سلسله مراتبی 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 مطلوب نمیباشد و محدوده مجاز پرواز برای عملکرد مطلوب کنترلر فرکانس -های کمتر از قبیل دیدهبانی و نظارت که پایداری بالایی نیاز دارد و همچنین در وظایفی از قبیل دیدهبانی و نظارت که پایداری بالایی نیاز دارد و همچنین در

6-مراجع

- 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.

مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1394، دورہ 15، شمارہ 9

254 www.SID.ir