



طراحي سيستم هدايت و كنترل پيش بين مدل براي رديابي اهداف زميني مانوریذبر و فریبنده توسط یک هگزاروتور در فضای سه بعدی

ابوالفضل اسکندريو ر'، سيد محمد مهدي دهقان'، جلال کر بمر "

· فار التحصيل كارشناسي ارشد، دانشگاه تربيت مدرس، A.eskandarpour@modares.ac.ir ۲ استادیار، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، smmd@mut.ac.ir ^۳ استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، karimi_j@mut.ac.ir

یذیرش: ۱۳۹۷/۱۰/۱۷

ويرايش: ١٣٩٧/١٠/٠٢

در بافت: ۱۳۹۷/۰۷/۳۰

چکنده: در این مقاله تداوم ردیایی اهداف زمینی متحرک توسط هگزاروتور در شرایط وجود تغییر جهت.های ناگهانی و حرکات فریبنده هدف، خروج از دید موقت و همچنین تغییرات ارتفاع آن مورد توجه قرار گرفته است. برای این منظور یک سیستم هدایت و کنترل ییش بین مدل سلسه مراتبی برای ردیابی هدف در محیط دارای اغتشاشات ناشناخته و ناهموار بکار گرفته شده است. در حلقه درونی این سیستم، کنترلکننده پیش بین مقیدی برای دفع اغتشاشات محیطی و همچنین تضمین پایداری در ردیابی هدف زمینی سریع با لحاظ محدودیتهای دینامیکی هگزاروتور بکار گرفته شده است. حلقه بیرونی با استفاده از امکان تغییر ارتفاع پرنده، ردیایی هدف متحرک زمینی را با لحاظ امکان تغییر جهتهای ناگهانی و خروج از دید موقت برعهده دارد. همچنین کنترل کننده تلاش کنترلی را در شرایطی که هدف با حرکات فریبنده سعی در کاهش سطح انرژی هگزاروتور و کاهش مداومت پروازی آن دارد، کمینه مینماید. برای اطمینان از عملکر د سیستم ييشنهادي به كمك تعريف يك تابع هزينه يايانهاي، يايداري حلقه بسته سيستم تضمين شده است. نتايج شبيه سازي و اثبات يايداري نشاندهنده توانایی بالا و بهینه کنترلکننده پیشنهادی در ردیابی هدف زمینی متحرک مانورپذیر بر روی یک سطح ناهموار و در حضور اغتشاشات محیطی است.

کلمات کلیدی: ردیابی هدف زمینی متحرک، کنترل پیشربین مدل سلسله مراتبی، هگزاروتور، دفع اغتشاش، پایداری حلقه بسته سيستم.

Designing a predictive guidance and control system for maneuverable ground moving target tracking in 3D space using a Hexarotor

Abolfazl Eskandarpour, Seved Mohammad Mehdi Dehghan, Jalal Karimi

Abstract: In this paper, the continuity of tracking a ground moving target using a Hexarotor is considered in the presence of sudden changes in direction, deceptive movements, temporary departure from the field of view (FOV) and changes in the height of the target. In this regard, a hierarchical guidance and control system for target tracking problem in an unknown environment and disturbances is proposed. In the inner loop, a constrained model predictive controller is designed to eliminate the environmental disturbances and also to ensure the stability against the rapid movement of the target considering the constraints on the dynamic of the Hexarotor. In the outer loop of the controller, the ability of the Hexarotor in changing its height helps the Hexarotor to preserve the ground moving target despite the sudden changes in the target direction and its temporal exitance from the field of view. Also, the controller provides an optimized control effort in a situation where the target attempts to reduce the energy level and endurance of the Hexarotor. In order to ensure the performance of the proposed system, the stability of the closed-loop system is guaranteed by defining a final state penalty function. The simulation results show the effectiveness of the proposed controller in ground moving target tracking in the presence of the environmental disturbances, the variation of the target altitude, and the deceptive movement of the target.

Keywords: Ground Moving Target tracking, hierarchical MPC, Hexarotor, disturbance rejection, closed-loop stability analysis.

۱ - مقدمه

تعقیب اهداف زمینی متحرک توسط پهپادها کاربردهای نظامی و انتظامی فراوانی از جمله در مرزبانی و نظارت بر مناطق حفاظت شده و کنترل ترافیک دارد. مواردی از قبیل خطای مکانیابی هدف توسط پهپاد، خروج موقت هدف از دید پهپاد، حرکات فریبنده و تغییر جهتهای ناگهانی هدف به منظور فریب پهپاد یا اتلاف توان آن و همچنین تغییرات عوارض سطح زمین، راه حلهای متداول این مسئله را با چالش مواجه می نماید. از سوی دیگر، در سالهای اخیر استفاده از مالتی روتور به دلیل مزایایی از قبیل هولونومیک بودن برای ردیابی اهداف زمینی متحرک رو به گسترش بوده است. این مقاله به چالش های یاد شده در ردیابی اهداف زمینی متحرک توسط یک هگزاروتور پرداخته و سعی در ارائه یک سیستم هدایت و کنترل مناسب برای این منظور دارد.

روشهای کنترلی متعددی در زمینه ردیابی هدف زمینی متحرک با استفاده از یک یهیاد بکار گرفته شده است. در [۱]، یک کنترلکننده سوئيچينگ مبتني بر مشاهده بر روي چهاريره بصورت عملي ييادهسازي شده است. در [۲] از یک کنترل کننده سلسهمراتبی برای کنترل مجزای دینامیکهای انتقالی و چرخشی چهارپره استفاده شده است. در [۳] و [۴] كنترل كننده مقاومي براي رديابي مسير مرجع توسط يك چهارپره طراحي و با موفقیت پیادهسازی شده است. در [۵] نیز از کنترل کننده اشباع آشیانهای برای مسئله ردیابی مسیر مرجع استفاده شده است. به علاوه، پژوهشهای زیادی برروی طراحی کنترل کننده گام به عقب انجام شده است. به عنوان نمونه در [۴]، این کنترل کننده برای مسئله ردیابی هدف زمینی متحرک و مسیر مرجع طراحی شده است. در [۴] از روش دینامیک معکوس برای طراحی یک کنترل کننده دو سطحی برای چهارپره استفاده شده است. از کنترل کننده مدلغزشی نیز در مسئله ردیابی هدف زمینی متحرک بصورت گسترده استفاده شده است. در [۷] به همراه کنترل کننده مدلغزشی از تابع پتانسیل برای بهبود ردیابی هدف زمینی متحرک توسط پرندهی بال ثابت در مسیرهای منحنی شکل استفاده شده است. به علاوه، پژوهش های گستردهای در مورد ردیابی هدف زمینی متحرک با چندین پرنده بصورت مشاركتي براي افزايش كارايي سيستم انجام شده است [١٢-١١]. علاوه بر روش های کنترلی گفته شده، از کنترل کننده های مبتنی بر بهینه سازی مانند QP و پیش بین مدل نیز برای مسئله ردیابی هدف زمینی متحرک و همچنین مسیر مرجع بصورت گستردهای استفاده شده است [۱۸–۱۳]. در این

مقالات مسئله ردیابی هدف زمینی متحرک بصورت تابع هزینه مدل شده و دنبالهی کنترلی حاصل از بهینه سازی تابع هزینه به پهپاد داده شده است. به عنوان نمونه، در [۱۳] و [۱۴] کنترل کننده دو سطحی برای ردیابی هدف زمینی متحرک توسط یک پرنده بال ثابت بدون تضمین پایداری حلقه بیرونی ارائه شده است. از روش های دیگر بهینه سازی می توان به روش مورد استفاده در [۱۵] اشاره کرد که با استفاده از روش QP یک کنترل کننده دو سطحی برای ردیابی هدف زمینی متحرک توسط کوآدرو تور استفاده کرده است. همچنین در [۱۶] از روش پیش بین مدل برای ردیابی یک مسیر شناخته شده توسط هلیکو پتر استفاده شده است. در [۱۷] و [۱۸] نیز کنترل پیش بین مدل مقیدی برای ردیابی هدف زمینی توسط کوآدرو تور با در نظر گرفتن قیدهای عملی بکار گرفته شده است.

در [۱۹–۲۰] از کنترل پیش بین مدل و یک روش بهینه سازی مشار کتی نوین به منظور افزایش طول پرواز پهپادها در مأموریت ردیابی هدف زمینی و همچنین در حضور موانع استفاده شده است. در [۲۱] مسئله بهینه سازی مسیر گروهی از پهپادها در ردیابی هدف زمینی با ارائه ی یک الگوریتم پیش بین مدل برای رفع انسداد دید پهپادها انجام شده است. همچنین در [۲۲] یک الگوریتم تلفیقی پیش بین مدل مبتنی بر برنامه ریزی مسیر در فضای سه بعدی برای ردیابی همزمان هدف زمینی و همچنین عبور از موانع با درنظر گرفتن کاهش زمان محاسبات و قابلیت پیاده سازی الگوریتم ارائه شده است.

این مقالات در برخورد با مسئله ردیابی هدف زمینی متحرک جوانبی از قبیل امکان بازیابی مجدد هدف زمینی در صورت خروج موقت از ناحیه دید، تغییر ارتفاع در صورت وجود ناهمواری بر روی سطح زمین، تضمین پایداری سیستم در حلقه های بیرونی و درونی، در نظر گرفتن قیدهای عملی پهپاد از قبیل اشباع روتورها و مقاومت در برابر اغتشاشات محیطی از قبیل باد و همچنین در گیر نشدن پهپاد در حرکات فریبنده هدف زمینی متحرک را مورد توجه قرار ندادهاند. همچنین، علی رغم آنکه استفاده از کنترل کننده های مبتنی بر سوئیچینگ برای حل این مسئله گزینه مناسبی می،باشد، تضمین پایداری این کنترل کننده ها بسیار دشوار می،باشد.

در این مقاله یک کنترلکننده سلسله مراتبی پیش بین مدل برای حل مسئله ردیابی هدف زمینی متحرک توسط هگزاروتور طراحی شده است. در حلقه درونی از یک کنترلکننده پیش بین مقید برای کنترل هگزاروتور در ردیابی مسیر تولید شده توسط حلقه بیرونی استفاده شده است. این

کنترل کننده توانایی حذف خطای حالت ماندگار حاصل از اغتشاشات محیطی را دارا بوده و این امکان را به هگزاروتور می دهد که در ردیابی های سریع و با در نظر گرفتن قیدهای عملی پایدار بماند. در حلقه بیرونی نیز از یک کنترل کننده پیش بین مدل برای تولید مسیر مرجع استفاده شده است. به منظور ردیابی هرچه بهتر هدف زمینی متحرک، تابع هزینه کنترل کننده از زیرتوابع هزینه های مختلفی شامل تابع هزینه سیگنال کنترلی، تابع هزینه حرکت در راستای عمودی و افقی و همچنین تابع هزینه پایانهای تشکیل شده است. این زیرتوابع بگونهای طراحی شده است که کنترل کننده بیرونی برای ردیابی موثر هدف زمینی متحرک با توجه به معیارهایی مانند حفظ فاصله موثر از هدف، افزایش ارتفاع درصورت خارج شدن هدف از دید هگزاروتور، تغییر ارتفاع در صورت وجود ناهمواریها، دفع کامل اغتشاشات ماندگار محیطی و همچنین کاهش درگیری در مانورهای فرینده هدف طراحی می شود.

در ادامه مقاله، ابتدا کنترل کننده حلقه درونی پیش بین طراحی شده و روشی برای تضمین پایداری این کنترل کننده ارائه می گردد. سپس، کنترل کننده حلقه بیرونی برای هدایت هگزاروتور و ردیابی عامل مهاجم طراحی می شود. در پایان نیز نتایج شبیه سازی و نتیجه گیری ارائه خواهد شد.

۲- کنترل کننده حلقه درونی پیشبین مدل

با توجه به تولید مسیر مرجع توسط کنترلکننده حلقه بیرونی، کنترلکننده حلقه درونی میبایست مسیر مرجع را با کمترین خطای ردیابی دنبال نماید و همچنین پایداری هگزاروتور را تضمین کند. ۲-۱- مدل دینامیکی هگزاروتور

دینامیک هگزاروتور غیرخطی و دارای شش معادله حالت میباشد که سه معادله حالت مربوط به دینامیک چرخشی یا وضعیتی و سه معادله دیگر مربوط به دینامیک انتقالی بصورت مندرج در رابطه (۱) می باشند[۱۹][۲۴].

$$\begin{split} \ddot{\phi} &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{K_{fax}}{I_{xx}} \dot{\phi}^2 - \frac{J_r}{I_{xx}} \Omega_r \dot{\theta} + \frac{U_2}{I_{xx}} + W_1 \\ \ddot{\theta} &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} - \frac{K_{fay}}{I_{yy}} \dot{\theta}^2 + \frac{J_r}{I_{yy}} \Omega_r \dot{\phi} + \frac{U_3}{I_{yy}} + W_2 \\ \ddot{\psi} &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\theta} \dot{\phi} - \frac{K_{faz}}{I_{zz}} \dot{\psi}^2 + \frac{U_4}{I_{zz}} + W_3 \\ \ddot{x} &= -K_{ftx} \frac{\dot{x}}{m_s} + u_x \frac{U_1}{m_s} + W_4 \\ \ddot{y} &= -K_{fty} \frac{\dot{y}}{m_s} + u_y \frac{U_1}{m_s} + W_5 \\ \ddot{z} &= -K_{ftz} \frac{\dot{z}}{m_c} - g + u_z \frac{U_1}{m_c} + W_6 \end{split}$$

در رابطه (۱)، $\frac{\pi}{4} < \varphi < \frac{\pi}{4}$ ، $\frac{\pi}{4} < \theta < \frac{\pi}{4}$ و ψ به ترتیب مربوط به زاویه چرخش هگزاروتور حول محورهای *x*، *y* و *z* میباشد. همچنین، *W*₁ *W*₃ *W*₄ *W*₃ *W*₂ *W*₁

اغتشاش (نویز سفید با میانگین صفر) به سامانه وارد می شوند. U_1 ، U_2 ، U_3 , U_2 و U_3 U_2 و U_2 و U_2 و U_2 و U_2 و U_2 و U_2 می و U_2 می می و U_2 می $U_$

$$U = \begin{bmatrix} U_{1} \\ U_{2} \\ U_{3} \\ U_{4} \\ \Omega_{r} \end{bmatrix}$$
$$= \begin{bmatrix} b \left(\Omega_{1}^{2} + \Omega_{2}^{2} + \Omega_{3}^{2} + \Omega_{4}^{2} + \Omega_{5}^{2} + \Omega_{6}^{2} \right) \\ \frac{b l_{a}}{2} \left(-\Omega_{1}^{2} - 2\Omega_{2}^{2} - \Omega_{3}^{2} + \Omega_{4}^{2} + 2\Omega_{5}^{2} + \Omega_{6}^{2} \right) \\ \frac{b l_{a} \sqrt{3}}{2} \left(-\Omega_{1}^{2} + \Omega_{3}^{2} + \Omega_{4}^{2} - \Omega_{6}^{2} \right) \\ d \left(-\Omega_{1}^{2} + \Omega_{2}^{2} - \Omega_{3}^{2} + \Omega_{4}^{2} - \Omega_{5}^{2} + \Omega_{6}^{2} \right) \\ -\Omega_{1} + \Omega_{2} - \Omega_{3} + \Omega_{4} - \Omega_{5} + \Omega_{6} \end{bmatrix}$$
(Y)

$$\begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\varphi\sin\theta\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi \\ \cos\varphi\sin\theta\sin\psi - \sin\varphi\cos\psi \\ \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix}$$



شکل ۱: معرفی دستگاه مختصات بدنی هگزاروتور و جهت مثبت چرخش روتورها

هگزاروتور	ديناميكى	۱: پارامترهای	جدول
-----------	----------	---------------	------

21-1	(1) a
	تو خيف
I_{xx}	ممان اینرسی در راستای محور X
I_{yy}	ممان اینرسی در راستای محور ک
Izz	ممان اینرسی در راستای محور Z
la	طول بازوي هگزارو تور
b	ضريب نيروى پرتابى
d	ضريب كشش
J_m	ممان اینرسی موتور
J _p	ممان اينرسي تيغهها
$J_r = J_m + \frac{J_p}{4}$	ممان اینرسی روتور

٦	9

m_s	جرم هگزاروتور
g	شتاب گرانشی زمین
$K_{f(.)}$	ثابت نیروی آیرودینامیکی

با خطیسازی و گسسته سازی معادلات دینامیک انتقالی با نرخ Δt_ξ و حول نقطه ^T[0 0 0 0 0 0 0] = ^T[x x y y z z] می توان نوشت؛

$$X_{\xi}(k+1) = \bar{A}_{\xi} \cdot X_{\xi}(k) + \bar{B}_{\xi}(k) \cdot U_{\xi}(k),$$

$$X_{\xi}(t) = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{z} \end{bmatrix}, U_{\xi} = \begin{bmatrix} u_x U_1 \\ u_y U_1 \\ u_z U_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_x \\ U_y \\ U_z \end{bmatrix}, \tag{(f)}$$

$$Z_z = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{n} \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{$$

$$\begin{split} & A_{\zeta} \\ & = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t_{\zeta} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 - \Delta t_{\xi} \left(\frac{K_{ftx}}{m_s} \right) & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t_{\zeta} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 - \Delta t_{\xi} \left(\frac{K_{fty}}{m_s} \right) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t_{\zeta} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 + \Delta t_{\xi} \left(\frac{K_{ftz}}{m_s} \right) \end{bmatrix} \quad (\mathbf{f}) \\ & B_{\zeta} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{\Delta t_{\zeta}}{m_s} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\Delta t_{\zeta}}{m_s} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\Delta t_{\zeta}}{m_s} \end{bmatrix}$$

مى توان نوشت؛
$$[\phi \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\phi} \ \dot{\psi} \ \dot{\psi}]^T = [0 \ \dot{\phi}_0 \ 0 \ \dot{\phi}_0 \ \dot{\theta}_0]^T$$

$$X_{\eta}(k+1) = \overline{A_{\eta}}(k). \ X_{\eta}(k) + \overline{B_{\eta}}(k). \ U_{\eta}(k),$$

$$X_{\eta}(t) = \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\phi} \\ \dot{\phi} \\ \psi \\ \psi \end{bmatrix}, U_{\eta} = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \\ D_r \end{bmatrix}$$
(5)

$$\mathbf{4}_{s,s} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta x_{s} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1-2K_{g_{0}}\phi_{1}\left(\frac{\Delta x_{s}}{I_{n}}\right) & 0 & \frac{I_{,y}-I_{,x}}{I_{,n}}\Delta t_{s}\psi_{0} & 0 & \frac{I_{,y}-I_{,x}}{I_{,n}}\Delta t_{s}\phi_{0} \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t_{s} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{I_{,n}-I_{,n}}{I_{,y}}\Delta t_{s}\psi_{0} & 0 & 1-2K_{g_{0}}\phi_{1}\left(\frac{\Delta t_{s}}{I_{,y}}\right) & 0 & \frac{I_{,n}-I_{,n}}{I_{,n}}\Delta t_{s}\phi_{0} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t_{s} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t_{s} \\ 0 & \frac{I_{,n}-I_{,y}}{I_{,n}}\Delta t_{s}\phi_{0,s} & 0 & \frac{I_{,n}-I_{,y}}{I_{,n}}\Delta t_{s}\phi_{0} & 0 & 1-2K_{g_{0}}\psi_{0}\left(\frac{\Delta t_{s}}{I_{,y}}\right) \end{bmatrix} .$$

	0 0	$\frac{\Delta t_{\eta}}{I_{xx}}$	0 0	0 0	$\frac{0}{I_{x}}\Delta t_{\eta}\dot{\theta}_{0,\eta}$
$B_{\eta,a} =$	0	0 0	$\frac{\Delta t_{\eta}}{I_{yy}}$	0 0	$\frac{\Delta t_{\eta}}{I_{yy}} \dot{\theta}_{0,\eta}$
	0	0 0	0 0	$\frac{\Delta t_n}{I_{zz}}$	0 0

۲-۲- مدل افزایشی از دینامیک هگزاروتور

قبل از طراحی کنترل کننده، ابتدا مدلی افزایشی هگزاروتور برای دفع اغتشاش و حذف خطای حالت ماندگار ارائه می شود. در این مدل به ازای هریک از متغیرهای حالت هگزاروتور، یک انتگرال گیر به مدل افزوده شده است (رابطه (۷)).



subject to: $G_{\xi} \Delta U_{\xi} \leq w_{\xi}$

که در آن w_ξ ≥ G_ξΔU_ξ قیدهای عملیٰ بر روٰی هُگزاروتور میباشند. با حل مسئله بهینهسازی (۹)، اولین مقدار از دنبالهی ورودی کنترلی بدست

$$J_{\alpha} = \sum_{\substack{j=1\\N_{C}}}^{N_{P}} \alpha^{-2j} X(k+j|k)^{T} Q X(k+j|k)$$

$$+ \sum_{\substack{i=1\\k=1}}^{N_{C}} \alpha^{-2i} \Delta U(k+i|k)^{T} R \Delta U(k+i|k)$$
subject to: $G \Delta U \leq \gamma$

در صورتی که $1 < \alpha$ باشد، ضرایب وزنی نمایی $^{2-\alpha}$ تأکید بیشتری بر حالت X در زمان فعلی و تأکید کمتری بر حالت X در زمانهای آینده دارد. سیگنال کنترلی و متغیرهای حالت با وزنهای نمایی بصورت مندرج در رابطه (۱۵) تعریف می شود.

$$\begin{split} \Delta \widehat{U}^T &= \left[a^{-0} \Delta u(k)^T \quad a^{-1} \Delta u(k+1)^T \quad \cdots \quad a^{-N_C} \Delta u(k+N_C)^T \right] \quad (1\Delta) \\ \widehat{X}^T &= \left[a^{-0} x(k)^T \quad a^{-1} x(k+1)^T \quad \cdots \quad a^{-N_P} x(k+N_P)^T \right] \end{split}$$

$$J_{\alpha} = \sum_{\substack{j=1\\N_C}} \hat{X}(k+j|k)^T Q \hat{X}(k+j|k) + \sum_{\substack{l=1\\i=1}}^{N_C} \Delta \widehat{U}(k+i|k)^T R \Delta \widehat{U}(k+i|k)$$

$$(19)$$

 $subject to: G_{\alpha} \Delta \widehat{U} \leq \gamma, \quad G_{\alpha} = \begin{bmatrix} a^{\circ}I & 0 & 0\\ 0 & \ddots & 0\\ 0 & 0 & a^{Nc}I \end{bmatrix}$ $a^{-1}B = a^{-1}A \quad \text{if } [a^{\circ}I] = a^{-1}B \quad \text{if } [a^{\circ}I] = a^{-1}B$

تبدیل می شوند. فرض می شود ((A) بنان می از گترین مقدار ویژه A باشد. با انتخاب $|(A)_{max}(A)| < \alpha$ ، ماتریس $A^{-1}A$ به ماتریسی تبدیل می شود که بزرگترین مقدار ویژه آن کمتر از ۱ می باشد. با این روش مسئله مقدار عددی مطلوب با طراحی پایدار سامانه حل می شود [۲۵].

زمانیکه $N_P \in N_C$ و N_F بسیار بزرگ انتخاب شوند، تابع هزینه به مسئله تنظیم کننده مربعی خطی گسسته (DLQR) تبدیل می شود. فرض می شود ($\alpha^{-1}A, \alpha^{-1}B$) کنترل پذیر و ($\alpha^{-1}A, C$) مشاهده پذیر باشد، آنگاه با حل ریکاتی DLQR زیر و بدست آوردن n_{∞} ، بهره کنترلی پایدار K بصورت (۱۷) بدست می آید.

$$\frac{A^{T}}{\alpha} \left[P_{\infty} - P_{\infty} \frac{B}{\alpha} \left(R + \frac{B^{T}}{\alpha} P_{\infty} \frac{B}{\alpha} \right)^{-1} \frac{B^{T}}{\alpha} P_{\infty} \right] + Q + P_{\infty}$$

$$= 0$$
(1V)

 $K = (R + \alpha^{-2}B^T P_{\infty}B)^{-1}\alpha^{-2}B^T P_{\infty}A$

$$\hat{X}(k+j+1|k) = \alpha^{-1}(A - BK)\hat{X}(k+j|k)$$
 (1A)

اما، اگر مقدار α کمی بزرگتر از یک انتخاب شود، ممکن است سیستم در مرز ناپایداری قرار گیرد. با این وجود، با یک محدوده داده شده برای κُ(k) یک € در بازه (0,1) وجود دارد که شرط (۱۹) را برآورده کند.

$$\left|\hat{X}(k+j|k)\right| \le (1-\epsilon)^j \left\|\hat{X}(k)\right\| \tag{14}$$

آمده به سامانه اعمال می شود. همچنین ماتریس های F_ξ و H_ξ بصورت زیر بدست می آیند.

$$F_{\xi} = \begin{bmatrix} CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{N_p} \end{bmatrix}, H_{\zeta} = \begin{bmatrix} H_{11} & 0 & \cdots & 0 \\ H_{21} & H_{11} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ H_{N_p,1} & H_{N_p-1,1} & \cdots & H_{N_p-N_C,1} \end{bmatrix}$$
(1.1)

در رابطه (۱۰)، N_P و N_c به ترتیب افق پیش بین و کنترلی می باشند. همچنین درایه های غیر صفر ماتریس $H_{ij} = CA^{j-i}N$ می آیند. حال با توجه به معادلات دینامیکی هگزارو تور (رابطه (۱)) و $U_1 = U_1$ به می آیند. حال با توجه به معادلات دینامیکی مگزارو تور (رابطه (۱)) کنید. حال با توجه به معادلات دینامیکی مگزارو تور (رابطه (۱)) کنید. حال با توجه به منوان ورودی های کنترلی برای واحد کنترل کننده چرخشی بدست می آید.

$$\begin{split} \varphi_r &= -\sin^{-1}\left(\frac{U_y}{U_1}\right),\\ \theta_r &= \cos^{-1}\left(\frac{U_x}{U_1\cos(\varphi)}\right), \end{split} \tag{11}$$

$$W_{-\eta} (k)$$
(1Y)
= [\varphi_{-r}, \varphi_{-r}, \vee_{-r}]^{T}

²-۲- مشابه کنترل کننده سیستم انتقالی، تابع هزینه برای کنترل دینامیک
چرخشی هگزاروتور بصورت (۱۳) میباشد.
$$\min_{U_{\eta}} (H_{\eta}\Delta U_{\eta} + F_{\eta}X_{\eta})^T \overline{Q}_{\eta}(H_{\eta}\Delta U_{\eta} + F_{\eta}X_{\eta}) + \Delta U_{\eta}^T \overline{R}_{\eta}\Delta U_{\eta}$$
(۱۳)

subject to: $G_{\eta} \Delta U_{\eta} \leq w_{\eta}$

با بهینهسازی توابع هزینه (۹) و (۱۳)، دنباله کنترلی بدست آمده به معادلات دینامیکی غیرخطی حاکم بر هگزاروتور اعمال میشود. لازم به ذکر است که با توجه به استفاده از روش میانگین گیری در بدست آوردن ماتریس پیش بینی برای کنترل کننده پیش بین مدل و همچنین مدلسازی اغتشاش بصورت نویز سفید با میانگین صفر، ماتریس B_a از روابط (۹) و (۱۳) حذف میشود [۲۶].

۲-۶- بررسی پایداری کنترل کنندههای حلقه درونی

در این زیربخش، پایداری کنترلکنندههای طراحی شده برای حلقه درونی بررسی میشود. برای کاهش حجم مقاله، برای هر دو واحد کنترلی انتقالی و چرخشی یک نمایش مشترک بکار گرفته میشود. تابع هزینه با توجه به مدل افزایشی و با استفاده از ضرایب وزنی بصورت (۱۴) میباشد.

و چون (X(k + j|k) = α^{-j}X(k + j|k) آنگاه با شــرط اولیه یکســان X(k) = X(k) می توان نوشت؛ (۲۰) ||X(k + j|k)|| ≤ (α × (1 - ε))^j ||X(k)|| (۲۰) تابع هزینه وزنی نمایی، پایداری حلقه بسته را تضمین می کند اگر= λ

(۲) بگونهای در نظر گرفته شود که: (۲۱) $l > \lambda \times \alpha > 0$

حال اگر N_P بزرگ انتخاب شود، ماتریس تبدیل سامانه (α⁻¹(A – BK، تمام مقادیر ویژهاش در دایره واحد است، به عبارت دیگر؛

$$\alpha |\lambda_{max}(A - BK)| < 1 \to |\lambda_{max}(A - BK)| < \alpha$$
 (YY)

بنابراین بمنظور بهبود جواب بهینه اگر α هم کمی بزرگتر از یک انتخاب شود، با انتخاب مناسب λ آنگاه سامانه حلقه بسته BK – A پایدار میباشد [۲۵]. با این روش قطبهای حلقه بسته سیستم برای تضمین پایداری سیستم اصلاح شده است که در بخش شبیهسازی به آن اشاره خواهد شد.

۳- کنترل کننده حلقه بیرونی پیش بین مدل

در این بخش کنترلکننده پیش بین مدلی برای تولید مسیر مرجع هگزاروتور طراحی میشود. برای طراحی کنترلکننده حلقه بیرونی پیش بین مدل، مفروضات و ملاحظات زیر در نظر گرفته شده است.

- دینامیک هدف زمینی متحرک غیر قابل مشاهده میباشد و فقط سرعت و موقعیت آن در هر لحظه قابل مشاهده میباشد.
- ممکن است به صورت موقت هدف زمینی متحرک از دسترس خارج شده و یا پشت مانع پنهان شود.
- ناهمواری مسیر زمینی می ایست در طراحی کنترل کننده در نظر گرفته شود.
- تغییرات ناگهانی در حرکت هدف زمینی (مانند دنده عقب گرفتن، تغییر جهت بصورت منحنی و غیره) باید در طراحی کنترل کننده نظر گرفته شود.
- هدف زمینی متحرک به کمک مرکز جرم و جهت گیری لحظهای آن در مختصات دکارتی مرجع مشخص میشود. بنابراین، هدف بصورت یک چهاروجهی که محدودهی آن قابل تعیین میباشد، در نظر گرفته میشود.
- سرعت هگزاروتور بزرگتر یا مساوی هدف زمینی متحرک میباشد. در شبیهسازیها، حداکثر سرعت آنها نزدیک به یکدیگر در نظر گرفته میشود تا توانایی کنترلکننده در ردیابی سریع هدف زمینی متحرک نشان داده شود.
- هگزاروتور هدف زمینی متحرک را در فاصلهی مشخص و مطلوب در مختصات دکارتی مرجع دنبال می کند.
- ملاک ردیابی مطلوب هدف زمینی متحرک، قرار گرفتن هدف در ناحیهی دید هگزاروتور می باشد.

۳-۱ طراحی کنترل کننده پیش بین برای دینامیک چرخشی

در کنترلکننده حلقه بیرونی، همانند سطح درونی کنترلکننده از انتگرالگیر برای ردیابی بهتر استفاده می شود. هریک از فرضیات گفته شده، بصورت یک زیر تابع هزینه در نظر گرفته می شود و تابع هزینه جامع بصورت مجموع آن ها تعریف می شود. ۲-۳- مدل دینامیکی

در حلقه بیرونی کنترلکننده، هگزاروتور بصورت یک نقطه در نظر گرفته میشود. بنابراین، سیستم دینامیکی گسسته با دو انتگرالگیر بصورت مندرج در رابطه (۲۳) مدل میشود.

$$P_{\tau}(k+1) = P_{\tau}(k) + \Delta t \cdot V_{\tau}(k)$$

$$V_{\tau}(k+1) = V_{\tau}(k) + \Delta t \cdot a(k)$$
(YT)

که در آن ۵ نرخ نمونه برداری و $[P_{\tau}(k)^{T}, V_{\tau}(k)^{T}]^{T}$ ماتریس حالت میباشد که با موقعیت $[P_{\tau}(k), p^{y}(k), p^{z}(k)]^{T}$ و سرعت $[p^{x}(k), p^{y}(k), p^{z}(k)]^{T}$ بیان می شود. ورودی کنترلی سرعت $[p^{x}(k), v^{y}(k), v^{z}(k), v^{z}(k)]^{T}$ در نظر گرفته می شود. نیز به صورت $[p^{x}(k), a^{y}(k), a^{z}(k), a^{z}(k)] = [a^{x}(k), a^{y}(k), a^{z}(k)]^{T}$ در راستای افقی و عمودی به ترتیب بردارهای سرعت در راستای افقی و عمودی به ترتیب $[p^{x}(k) = [v^{x}(k), a^{y}(k), a^{z}(k)]^{T}$ و $[v^{z}(k)]^{T}$ و بردارهای شتاب $a^{h}_{\tau}(k) = [a^{x}(k), a^{y}(k)]^{T}$ و $[v^{z}(k)]^{T}$ و $[a^{x}(k), a^{y}(k)]^{T}$ $a^{h}_{\tau}(k) = [a^{x}(k), a^{y}(k)]^{T}$ می شوند. بر این اساس معادلات دینامیکی $[p^{x}_{\tau}(k+1) = A_{\tau}x_{\tau}(k) + B_{\tau}U_{\tau}(k)$ (YF)

(۲۵) که در آن $B_{ au} = a_{ au}(k)$ بوده و ماتریس های $A_{ au}$ و $B_{ au} = a_{ au}(k)$ میباشند.

$$A_{\tau} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, B_{\tau} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & \Delta t \end{bmatrix}.$$
(Y5)

با در نظر گرفتن افق پیش.بین و افق کنترلی N_Pπ و N_Cπ و همچنین با رعایت شرط N_{C,π} ≤ N_{P,π}، بردار پیش.بینی حالت و دنباله پیش.بین کنترلی بصورت زیر تعریف می.شوند.

$$\begin{split} \hat{x}_{\tau} &= [x_{\tau}(k+1|k) \quad x_{\tau}(k+2|k) \quad x_{\tau}(k+3|k) \quad \cdots \\ & x_{\tau}(k+N_{P,\tau}|k)]^{T}, \\ \hat{u}_{\tau} &= [u_{\tau}(k) \quad u_{\tau}(k+1) \quad u_{\tau}(k+2) \quad \cdots \quad u_{\tau}(k+N_{C,\tau})]^{T}. \end{split}$$

 $u_{\tau} = [u_{\tau}(n) \quad u_{\tau}(n+1) \quad u_{\tau}(n+2) \quad u_{\tau}(n+2)$ H_{τ} solutions of F_{τ} is a solution of H_{τ} and the solution of F_{τ} is a solution of the solution o

حالتهای پیشبینی سیستم بصورت زیر محاسبه میشوند.

$$\hat{x}_{\tau} = F_{\tau} x_{\tau}(k|k) + H_{\tau} \hat{u}_{\tau}.$$
(YV)

بنابراین مسئله بهینهسازی بصورت مندرج در رابطه (۲۸) در خواهد آمد.

$$\min_{u_{\tau}} J_{\tau}(k, \hat{u}_{\tau}(k)) = J_{Control}(k, \hat{u}_{\tau}(k))$$

$$+J_{Tracking}(k, \hat{u}_{\tau}(k)) + J_{Altitude}(k, \hat{u}_{\tau}(k))$$

$$+J_{Maneuver}(k, \hat{u}_{\tau}(k))$$

$$+J_{Terminal}(k + N_{P,\tau}, \hat{u}_{\tau}(k + N_{C,\tau}))$$

$$(\Upsilon A)$$

که در آن تابع هزینه پایانهای Jrerminal بمنظور تضمین پایداری حلقه بسته سیستم به تابع هزینه بایانهای است. تابع هزینه دوم، یعنی Jcontrol، برای بهینه سازی مصرف انرژی و همچنین جریمه تغییرات ناگهانی سیگنال کنترلی استفاده شده است. *JManeuver* تابع هزینه ای است که با جریمه کردن تغییرات سرعت در راستای افقی و عمودی محور مختصات، مانور بهتری را برای ربات پرنده فراهم می کند. *JTracking* تابع هزینه در راستای افقی است که به ربات پرنده فراهم می کند. تا هدف زمینی متحرک را با یک فاصله مشخص و مطلوب دنبال کند. بدلیل رابطهی بین ارتفاع ربات است، از تابع هزینه در راستای افقی و *x* تفکیک شده است. در مواقعی که هدف زمینی متحرک از ناحیه دید ربات پرنده در حال خارج شدن است، اولویت با افزایش ناحیه دید به کمک افزایش ارتفاع به نسبت دنبال کردن هدف در راستای افقی می اشد.

۲-۳-۱ تابع هزینه سیگنال کنترلی

تابع هزینه سیگنال کنترلی بصورت یک تابع مربعی با ضریب وزنی مثبت^w۳ بصورت (۲۹) تعریف میشود.

$$J_{control}(k) = \sum_{n=1}^{N_{C,\tau}} a_{\tau}(k+n)^T \ W_{\tau}^u \ a_{\tau}(k+n)$$
(Y9)

۲-۳-۲ تابع هزینه ردیابی در راستای افقی

همانطور که در شکل ۳ تصویر شده است ردیابی افقی هدف به مفهوم حفظ هدف در ناحیه دید هگزاروتور میباشد. در این شکل، p^h موقعیت هدف زمینی متحرک، h^h فاصلهی بین هدف و هگزاروتور و R^h_{Per} شعاع دایرهی دید هگزاروتور میباشد.



شکل ۳: محدوده ی دید هگزاروتور و شعاع آن.

با توجه به شکل ۳، ناحیه دید هگزاروتور دارای شعاع دید R_{Per}^h (دایره با محدوده خط ممتد) فرض شده و ناحیه دید خنثی با شعاع d_{ho}^h (دایره با محدوده خط چین) در مرکز آن در نظر گرفته می شود. ناحیه خنثی ناحیهای است که هگزاروتور به اندازهی کافی به هدف زمینی متحرک نزدیک است و احتیاجی به افزایش سیگنال کنترلی ندارد. در این صورت، هگزاروتور درگیر مانورهای تند و سریع هدف زمینی متحرک و همچنین تغییر جهتهای ناگهانی مانند دنده عقب که ممکن است به ناپایداری سیستم منجر شود، نمی گردد. بر این اساس، تابع هزینه به گونهای طراحی

می شود که با خروج هدف زمینی متحرک از ناحیه مجاز نقطه چین، هزینه ی آن افزایش یافته و سیگنال کنترلی در راستای افقی را افزایش دهد. همچنین با ورود هدف به ناحیه خنثی، سیگنال کنترلی افزایش نمی یابد و هگزارو تور نظاره گر حرکات هدف زمینی متحرک می ماند. همچنین در زمان هایی که موقعیت هدف زمینی متحرک به دلایلی از قبیل خارج شدن از ناحیه دید، پشت مانع رفتن و یا اغتشاش و خرابی موقت حسگرها در دسترس نباشد، هگزار تور باید ناحیه دید خود را با بالا بردن ارتفاع خود افزایش دهد. برای تامین این نیازمندی ها، تابع هزینه (۳۰) بکار گرفته شده است.

$$\begin{split} J_{Tracking}(k) \\ &= \begin{cases} W_{\tau}^{Tracking} \sum_{m=1}^{N_{P,\tau}} \left(\|x_{Tracking}(k+m|k)\| - d_{ho}^{h} \right)^{2} & \text{if } D_{des}^{h} \leq d_{ho}^{h}(k) \leq R_{Per}^{h}(k), \end{cases} \\ &= \begin{cases} W_{\tau}^{Tracking} \sum_{m=1}^{N_{P,\tau}} \left(\|x_{Hovering}(k+m|k)\| - d_{ho}^{h} \right)^{2} & \text{if } 0 \leq d_{ho}^{h}(k) \leq D_{des}^{h}, \end{cases} \\ & W_{\tau}^{Tracking} \sum_{m=1}^{N_{P,\tau}} \left(\|\|x_{Hovering}(k+m|k)\| - d_{ho}^{h} \right)^{2} & \text{if } 0 \leq d_{ho}^{h}(k) \leq D_{des}^{h}, \end{cases} \\ & 0 & \text{if } d_{ho}^{h}(k) \geq R_{Per}^{h}(k) \end{cases} \\ & \text{Note that the set of the set$$

$$\begin{aligned} x_{Tracking}(k+m|k) &= \\ F_{N_{P,\tau}}^{p,m}[\Delta x_{\tau}(k|k)^{T} \quad p_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - p_{0}^{h}(k+m)^{T} \\ p_{\tau}^{v}(k|k) - p_{\tau}^{v}(k|k+m) \quad v_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - v_{\tau}^{o}(k|k+m)^{T} \\ v_{\tau}^{v}(k|k) - v_{\tau}^{v}(k|k+m)]^{T} + H_{N_{P,\tau}N_{c,\tau}}^{p,m} \hat{u}_{\tau}. \end{aligned}$$

که در آن p_0^h دنباله ای از موقعیت هدف زمینی متحرک در راستای محورهای x و y می باشد. همچنین، p_r^v دنباله ای از موقعیت دنباله روی هگزاروتور در راستای محور z, v_r^o دنباله ای از سرعت هدف زمینی متحرک، v_r^v دنباله ای از سرعت در راستای محور z برای هگزاروتور و *x*_{max} بیشینه سرعت در راستای محورهای مختصات می باشد. در این مقاله سرعت هگزاروتور دارای بیشینه y_{max} و بزرگتر مساوی سرعت هدف امینی در نظر گرفته شده است. همچنین $F_{NP,r,N,c,\tau}^{p,m}$ ماتریس پاسخ و $F_{NP,r,N,c,\tau}^{p,m}$ ماتریس پاسخ و می باشد و از ماتریس دینامیک مرتبط با حرکت افقی هگزاروتور می باشد و از ردیفهای ماتریس اصلی پاسخ F_q و ماتریس دینامیک T_r بدست می آید.

زیر تابع هزینه دوم از تابع هزینه (۳۰) زمانی فعال میشود که هدف زمینی متحرک در داخل محدودهی خنثی قرار می گیرد و انتظار می ود هگزارو تور نظاره گر آن باشد تا از محدوده خنثی خارج شود. بنابراین، این تابع هزینه، حالت «در جا پرواز کردن» را برای هگزارو تور تضمین می کند. با این توضیح، _{Hovering} بصورت (۳۲) بدست می آید.

$$\begin{split} x_{Hovering}(k+m|k) &= \\ F_{N_{P,\tau}}^{p,m}[\Delta x_{\tau}(k|k)^{T} \quad p_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - p_{\tau}^{h}(k-1)^{T} \\ p_{\tau}^{v}(k|k) - p_{r}^{v}(k|k-1) \quad v_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - 0 \\ v_{\tau}^{v}(k|k) - 0]^{T} + H_{N_{P,\tau}N_{C,\tau}}^{p,m} \hat{u}_{\tau}. \end{split} \tag{(YY)}$$

در نهایت زیر تابع هزینه سوم از تابع هزینه (۳۰)، برای زمانی است که هدفی زمینی متحرک از ناحیه دید هگزاروتور خارج می شود. با توجه به فرض مسئله، خروجی این تابع در راستای محور افقی صفر بوده و هگزاروتور در راستای محور z افزایش ارتفاع می دهد تا ناحیه دید آن

DOI: 10.29252/joc.14.3.63

گسترش یابد. در خصوص حرکت در راستای محور z و دلایل نیاز به آن در این حالت در زیربخش بعد توضیحات لازم ارائه خواهد شد.

۳-۳-۳ تابع هزینه ردیابی در راستای عمودی

حرکت هگزاروتور در راستای عمودی برای افزایش ناحیه دید و یا در صورت وجود ناهمواری بر روی سطح زمین انجام میشود. برای این منظور، شعاع ناحیه دید هگزاروتور باید متاثر از فاصلهی لحظهای آن تا هدف زمینی متحرک باشد. بنابراین، برای تعریف شعاع دید هگزاروتور در لحظه k معادله (۳۳) تعریف میشود.

$$R_{Per}^{h}(k) = f_{Per}(k, d_{ho}^{h}(k)) \tag{(TT)}$$

بعلاوه ارتفاع مطلوبی که هگزاروتور برای پوشش چنین ناحیه ای احتیاج دارد باید تابعی از شعاع ناحیه تحت پوشش و موقعیت هدف زمینی در راستای محور z، یعنی (R^h_{Per}(k و P^r_{Tar}(k باشد که بصورت (۳۴) بدست میآید.

$$p_r^v(k) = f_v(k, R_{Per}^h(k), p_{Tar}^z(k)) \tag{(TF)}$$

بنابراین، تابع هزینه در راستای محور z بصورت (۳۵) تعریف می شود.

 $J_{Altitude}(k) = W_{\tau}^{Altitude} \sum_{m=1}^{N_{P,\tau}} (\|x_{Altitude}(k+m|k)\|)^2 \qquad (\Upsilon \Delta)$

که در آن Wr^{Altitude} ضریب وزنی مثبت میباشد. دنباله پیش بین حالت در راستای محور z، یعنی x_{Altitude}، بصورت زیر بدست می آید.

$$\begin{aligned} x_{Altitude}(k+m|k) &= \\ F_{N_{P,\tau}}^{a,m}[\Delta x_{\tau}(k|k)^{T} \quad p_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - p_{0}^{h}(k+m)^{T} \\ p_{\tau}^{v}(k|k) - p_{\tau}^{v}(k|k+m) \quad v_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - v_{\tau}^{v}(k|k+m)^{T} \\ v_{\tau}^{v}(k|k) - v_{\tau}^{v}(k|k+m)]^{T} + H_{N_{n-N_{\tau}}}^{a,m} \quad \hat{u}_{\tau}. \end{aligned}$$

$$(\textbf{```} \textbf{``} \textbf{``}$$

که در آن^۳ میتواند دنباله ی تخمینی از سرعت هدف زمینی متحرک در زمان k باشد. نکته ای دیگر اینکه، بمنظور ردیابی بهتر هدف زمینی متحرک، دنباله های موقعیت و سرعت هدف زمینی متحرک، یعنی p^o و^c⁴ بهتر است با توجه به جهت گیری هدف زمینی متحرک نسبت به موقعیت قبلی خود تا چند لحظهی زمانی جلوتر از k تخمین زده شوند که مستلزم تخمین مدل حرکت هدف بوده و در این مقاله بررسی نشده است. در واقع، در صورتی که هدف زمینی متحرک از دید هگزاروتور خارج شود، هگزاروتور به گونه ای افزایش ارتفاع می دهد که P^h_{Per} با سرعتی بیشتر از سرعت بیشینهی هدف زمینی متحرک افزایش یابد.

۴_۳_۴ تابع هزینه پایانهای

تابع هزینه پایانهای، تابع هزینهای مربعی بر روی حالتهای پایانهای سیستم میباشد تا با توجه به آن سیستم حلقه بسته پایدار شود. در حقیقت، با در نظر گرفتن تابع هزینهی پایانهای، ناحیهای برای حالتهای سیستم بدست میآید که سیستم با ماندن در آن ناحیه همیشه پایدار است [۲۶]. تابع هزینهی پایانهای با در نظر گرفتن ضریب وزنی W^{Terminal} بصورت (۳۷) تعریف می شود.

 $J_{Terminal}(k) = W_{\tau}^{Terminal} \| x_{Terminal}(k + N_{P,\tau}|k) \| \qquad (\Upsilon V)$

$$\begin{split} x_{Terminal}(k+m|k) &= \\ F_{N_{P,\tau}}^{p,v,N_{P,\tau}}[\Delta x_{\tau}(k|k)^{T} \quad p_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - p_{0}^{h}(k+N_{P,\tau})^{T} \\ p_{\tau}^{v}(k|k) - p_{\tau}^{v}(k|k+N_{P,\tau}) \quad v_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - v_{\tau}^{o}(k|k+N_{P,\tau}) \\ v_{\tau}^{v}(k|k) - v_{\tau}^{v}(k|k+N_{P,\tau}]^{T} + H_{N_{P,\tau}N_{\tau}}^{p,v,N_{\tau}}\hat{u}_{\tau}. \end{split}$$
(*A)

٤- شبيهسازي

برای دنبال کردن مسیر مرجع توسط کنترل کننده انتقالی هگزاروتور، باید نرخ نمونهبرداری برای دینامیک انتقالی و چرخشی کوچک انتخاب شود. با توجه به اینکه دینامیک معادلات چرخشی هگزاروتور سریع تر از انتقالی میباشد، پریود نمونهبرداری برای دینامیک انتقالی 2005 = Δt ثانیه و برای دینامیک چرخشی Δt_η = 0.005 ثانیه در نظر گرفته میشود. در شبیهسازیها مقادیر پارامترهای مدل هگزاروتور بصورت مندرج در جدول۲ انتخاب میشوند. ذکر این نکته حائز اهمیت است که در طول شبیهسازی پارامترهای کنتره به گونهای تنظیم شده است که بهترین پاسخ یا عملکرد بدست آید و از ارائه سایر نتایج خودداری شده است.

برای ارزیابی کنترل کننده طراحی شده برای حلقه درونی، مسیری برای دنبال کردن توسط هگزاروتور طراحی شده است. این مسیر در ارتفاع ثابت و در صفحهی xy متغیر میباشد. برای نمایش بهتر نمودارهای متغیرهای حالت هگزاروتور، آنها بصورت مقیاس زمانی محدود نمایش داده شدهاند. همچنین، تأثیرات باد شدید بصورت اغتشاش خطی وارد شده به خروجی مدل در نظر گرفته میشود.

اغتشاش های 0.5 $W_1 = 0.5$, $W_2 = 0.5$, $W_1 = 0.5$, $W_1 = 1$ اغتشاش های 1.5 $W_2 = 0.5$, $W_1 = 0.5$, $W_1 = 1$ و P_1 از زمان 3.5 T بصورت ماندگار تا پایان شبیه سازی به مگزارو تور اعمال می شود. همچنین، قیود عملی بر روی سیگنال کنترلی به صورت 2.0 $V_1 = 0.5$, $S = |U_1|$ و $1 \ge |U_2|$ در نظر گرفته می شود. شکل ۴، ردیابی یک مسیر پیش فرض مرجع را توسط هگزارو تور نمایش می دهد. شکل ۵، توانایی کنترل کننده در دفع اغتشاش را نشان می دهد. همچنین، در شکل ۶، سیگنال های کنترلی اعمال شده به هگزارو تور نشان داده شده است.









همانطور که در بخش ۲–۵ اشاره شد، قطبهای حلقه بسته سیستم به منظور تضمین پایداری اصلاح شده است. در شکل ۷ قطبهای حلقه بسته سیستم چرخشی و انتقالی نشان داده شده است، که همگی در دایره واحد قرار دارند که نشاندهندهی پایداری سیستم حلقه بسته میباشد. قطبهای مثلثی برای حالتی است که از روش پایدارسازی ارائه شده استفاده نشده است و قطبهای دایرهای مربوط به بعد از اعمال روش پایدارسازی میباشد. همانطور که مشاهده میشود قطبهای دایرهای به نسبت قطبهای مثلثی شکل به سمت مبدأ دایره واحد نزدیکتر میباشند که نشاندهندهای پایداری نسبی سیستم حلقه بسته نسبت به حالت قبل میباشد.



۲-۴- ارزیابی عملکرد حلقه کنترلی بیرونی

در این بخش، به منظور ارزیابی کارایی کنترلکننده حلقه بیرونی پیش بین مدل پیشنهادی (کنترلکننده۱) در مقایسه با کنترلکنندههای متداول پیش بین مدل (کنترلکننده ۲) که ویژگیهای کنترلکننده پیشنهادی این مقاله را دارا نمی باشد مقایسه شده است. همانطور که گفته

مجله کنترل، جلد ۱۴، شماره ۳، پاییز ۱۳۹۹

شد مزیت روش پیشنهادی در حالاتی شامل تغییر ارتفاع هدف به دلیل ناهمواریهای سطح زمین، نظاره گر بودن هگزاروتور به هنگام مانورهای فریبنده هدف زمینی متحرک و همچنین تغییر ارتفاع در صورت از دید خارج شدن هدف زمینی میباشد.

سناريوی پيشنهادی برای ارزيابی عملکرد حلقه کنترلی بيرونی هگزارو تور به گونهای در نظر گرفته شده است که عملکرد کنترل کننده را در شرایط مختلفی که ممکن است به از دست داده هدف منتهی شود، بررسی نماید. در ابتدای سناریو، هگزاروتور هدف زمینی متحرک را رویت کرده و شروع به ردیابی آن می کند. با هدف ارزیابی کنترل کننده در پاسخ به تغییر جهت هدف، در بازهی زمانی $t_1 \leq t < t_2$ هدف زمینی متحرک در راستای محور x تغییر جهت می دهد و در ادامه در بازهی زمانی $t_3 \leq t_2 \leq t < t_3$ در راستای محور y تغییر جهت میدهد. سپس در بازه هدف زميني با حركت به صورت دايرهاي و همچنين تغيير جهت $t < t_4$ ناگهانی متعدد سعی در فریب هگزاروتور و اتلاف توان و کاهش مداومت پروازی آن مینماید. در ادامه در بازهی زمانی $t_4 \leq t < t_{11}$ هدف زمینی متحرک با تغییر جهتهای متوالی در راستا و در خلاف جهت محورهای x و y سعی در گمراه کردن هگزاروتور دارد. اغتشاش ماندگار خارجی نيز در بازهی زمانی $t < t_{12} \leq t < t_{12}$ به هگزاروتور اعمال میشود. در زمانهای $t_{16} \leq t < t_{16}$ ناهمواریهای متعددی در سطح زمین برای سنجش عملکرد کنترل کنندهها در پاسخ به تغییرات ارتفاع هدف در نظر گرفته شده است. در بازهی زمانی $t < t_{17} \leq t < t_{16}$ هدف زمینی متحرک از دید هگزاروتور خارج میشود. هگزاروتور نیز در بازهی زمانی $t \ge t_{17}$ با افزایش ارتفاع برای یافتن مجدد هدف زمینی تلاش می کند. پارامترهای کنترل کننده در جدول ۳ ارائه شدهاند. همچنین برای توابع ارائه شده در روابط (۳۳) و (۳۴) می توان مقادیر زیر را فرض نمود.

$$R_{Per}^{n}(k) = 2d_{ho}^{h}(k)$$
$$p_{r}^{v}(k) = R_{Per}^{h}(k) + p_{Tar}^{z}(k)$$

جدول ۳: پارامترهای کنترل کننده

(39)

پارامترهای هگزارو تور	مقدار
Δt	0.1s
W^u_τ	0.01
D_{des}^h	5 <i>m</i>
$W_{ au}^{Tracking}$	250
$W_{\tau}^{Altitude}$	50
$W^{Maneuver}_{\tau}$	10
$N_{P,\tau}$	5
N _{C,T}	5
$V_{_{ m max}}$	$60 \frac{km}{h}$



Journal of Control, Vol. 14, No. 3, Fall 2020

DOI: 10.29252/joc.14.3.63



شکل ۸: نمایش عوارض سطح زمین و نتایج ردیابی هدف زمینی متحرک در مختصات سه بعدی

در شکلهای ۸ و ۹ نتایج ردیابی هدف زمینی متحرک در طول سناریوی تشریح شده به صورت دو بعدی و سه بعدی نشان داده شده است. در بازهی زمانی $t < t \ge t_3$ هدف زمینی متحرک با شعاع چرخش کمتر از $\frac{h}{des}$ بدور خود می چرخد. همانطور که در شکل ۱۰ نشان داده شده است، متغیرهای x y و z برای کنترل کننده ۱ تغییر چندانی در این بازه زمانی ندارند که نشاندهنده نظاره گر بودن هگزاروتور می باشد. در صورتی که در کنترل کننده ۲، هگزارتور مشغول مانورهای فریبنده هدف زمانی شده است. همانطور که در جدول ۴ مشاهده می شود جابجایی در راستای محور x وy به نسبت کنترل کننده ۲ کمتر بوده است؛ لیکن، زمینی شده است. همچنین، زمانیکه هدف زمینی متحرک تغییر مسیر می دهد، با توجه به مزیت بهینه سازی کنترل کننده طراحی شده، هگزاروتور مسیر میانبر را برای کاهش فاصله خود از هدف زمینی متحرک انتخاب کرده است.



شکل ۹: نمایش ردیابی هدف زمینی متحرک در مختصات دو بعدی در t₁₆ > t ≥ t ≥ t حرکت هدف زمینی متحرک در نظر گرفته شده است. همانطور که مشاهده می شود کنترل کننده ۱ ناهمواری های سطح زمین را در نظر گرفته و تغییرات ارتفاع هدف زمینی را به خوبی دنبال می کند، در حالی که کنترل کننده ۲ این تغییرات را در نظر نمی گیرد (شکل ۱۰). در این شرایط، به دلیل عدم حفظ اختلاف ارتفاع مطلوب نسبت به هدف زمینی متحرک، هگزارو تور کاهش شعاع دید خود را در نظر نگرفته و فرصت فرار هدف زمینی فراهم می شود. بهبود خطای ردیابی) در کنترل کننده ۱ به نسبت مطلوب ۵ متر از هدف زمینی در خطای ردیابی) در کنترل کننده ۱ به نسبت کنترل کننده ۲ در راستای محورهای ۲*، ب* و z در شکل ۱۱ نمایش داده شده است. بعلاوه، اغتشاش خارجی اعمال شده به هگزارو تور در بازه ی

 $t_{12} > t \ge t_{11}$ ، با کمک انتگرالگیر استفاده شده در مدل افزایشی در t_{12} کنترل کننده ۲ تا پایان ماندگار کنترل کننده ۲ تا پایان ماندگار مانده است در حالیکه در کنترل کننده ۲ تا پایان ماندگار مانده است (شکل های ۱۱ و ۱۳). همچنین، در $t_{14} > t < t_{11}$ که در آن هدف زمینی متحرک در راستای محور x و y تغییر جهتی ندارد، D_{des}^{h} دارای مقدار ثابت پنج متر می باشد (شکل ۱۳).



در شکل های ۱۲ و ۱۳ شعاع دید هگزاروتور و فاصله یمرکز آن تا هدف زمینی نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می شود، زمانی که هدف زمینی متحرک با تغییر جهت سعی در فرار از دید هگزاروتور دارد، هگزارتور ارتفاع خود را افزایش می دهد تا ناحیه دید خود را گسترش دهد. همچنین در بازه ی t₁ ح *t* افزایش می دهد تا ناحیه دید خود را گسترش دهد. میگزاروتور قرار ندارد و هگزاروتور نمی تواند موقعیت و سرعت آنرا بدست آورد ارتفاع خود را برای پیدا کردن مجدد هدف زمینی متحرک در می دهد. در سناریوی تست در نظر گرفته شده، هدف زمینی متحرک در مشاهده می شود، کنترل کننده ۱ به دلیل افزایش دادن ارتفاع به هنگام از نهایت می تواند هدف زمینی و علی رغم تغییر جهت آن در حین فرار، در ردیابی ادامه دهد. در صورتی که کنترل کننده ۲ بدلیل افزایش ندادن ناحیه دید خود نمی تواند هدف زمینی را در *د*را *t t* مجدداً رؤیت نموده و به فرآیند در دیابی ادامه دهد. در صورتی که کنترل کننده ۲ بدلیل افزایش ندادن ناحیه









در جدول ۴ بهبود خطای ردیابی در کنترل کننده ۱ به نسبت کنترل کننده ۲ در راستای محورهای x x و z مطابق با خطای نمایش داده شده در شکل ۱۱ نشان داده شده است. این اعداد نشاندهنده مجموع قدرمطلق فاصله طولي، عرضي و عمودي هگزاروتور از هدف برحسب متر در طول زمان اجرای کامل سناریوی فوقالذکر میباشد. بایستی در نظر

داشت که در این شبیه سازی فاصله ی مطلوب هگزارو تور از هدف ۵ متر در نظر گرفته شده است و با توجه به طول زمان اجرای این سناریو و پریود تكرار حلقه بيروني، اعداد ارائه شده مجموع ۵۰ مقدار خطا در طول زمان مىباشد. همچنين در اين جدول مجموع قدرمطلق ميزان حركت طولى، عرضی و عمودی هگزاروتور برحسب متر نیز برای مقایسه میزان تلاش كنترلى اين دو كنترل كننده ارائه شده است. اين جدول نشان دهنده عملكرد مطلوب کنترل کننده پیشنهادی می باشد. لازم به تکرار است که استفاده از افزایش ارتفاع برای گسترش ناحیه دید در روش پیشنهادی منجر به افزایش فاصله عمودی هدف و هگزاروتور و همچنین افزایش میزان حرکت هگزاروتور در راستای عمودی می شود.

معيار مقايسه	خطای ردیابی (متر)			میزان حرکت میزان متر کت		
\sim				شر)	ירפיפר יי	هم
روشھا	x	у	Z	x	у	z
کنترل کننده ۱	1878.1	٩.٨٨٢١	4V99Л	471.4	۳۰۲۸	119.8
کنترل کننده ۲	98VT.F	F99F.1	4901.V	۳۷۷.۱	۳۸۳.۷	٨۶.٧

جدول ۴: خطای ردیابی و جابجایی

۰- نتیجه گیری

در این مقاله یک کنترل کننده پیش بین مدل سلسه مراتبی برای ردیابی هدف زمینی متحرک توسط یک هگزاروتور در حضور اغتشاشات محیطی ناشناخته و سطح ناهموار توسعه یافت. در حلقه درونی، کنترلکننده پیش بین مقیدی طراحی شد که توانایی دفع اغتشاش ماندگار و ردیابی سريع مسير مرجع را دارد. همچنين، معياري براي پايداري حلقه بسته سيستم در حضور اغتشاشات ناشی از باد برای هگزاروتور ارائه گردید. در حلقه بیرونی، یک کنترلکننده پیشبین مدل برای ردیابی بهینه هدف زمینی متحرک طراحی شد. در این سطح کنترلی، زیر توابع هزینه به گونهای تعریف شد که هگزارو تور بتواند هدف زمینی متحرک را حتی در صورت خارج شدن موقت از دید پرنده و همچنین در صورت تغییر جهتهای ناگهانی و ناهمواری مسیر دنبال کند. از ویژگیهای این کنترلکننده می توان به عدم نیاز به سوئیچینگ اشاره کرد. از دیگر ویژگیها می توان به مشغول نشدن هگزاروتور به مانورهای فریبنده هدف زمینی و کاهش تلاش های کنترلی مربوط به آن اشاره کرد که در شبیهسازی بصورت نظاره گر بودن و میانبر زدن مسیر توسط هگزاروتور نشان داده شد. به علاوه، از انتگر ال گیر برای حذف خطای حالت ماند گار ناشی از ردیابی و اغتشاش وارده به هگزاروتور در طراحی کنترل کننده استفاده است. نتایج شبيهسازى نشاندهنده بهبود توانايي كنترل كننده سلسله مراتبي ييشنهادي در ردیابی هدف، کاهش میزان جابجایی و تلاش کنترلی هگزاروتور، کاهش خطای ردیابی و کاهش احتمال از دست دادن هدف و همچنین دفع کامل اغتشاشات ماندگار نسبت به کنترل کننده های مشابه پیشین می باشد. در پژوهش های آتی توسعه کنترل کننده پیش بین مدل حاضر براساس پیش بینی موقعیت هدف زمینی در صورت خروج موقت آن از دید هگزاروتور ابوالفضل اسکندرپور، سید محمد مهدی دهقان، جلال کریمی

IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2013, pp. 2955–2962.

[14] C. Prévost, O. Thériault, A. Desbiens, É. Poulin, and E. Gagnon, "Receding Horizon Model-Based Predictive Control for Dynamic Target Tracking: a Comparative Study," in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics.

[15] J. Chen, T. Liu, and S. Shen, "Tracking a moving target in cluttered environments using a quadrotor," in 2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), 2016, pp. 446–453.

[16] T. Templeton, D. H. Shim, C. Geyer, and S. S. Sastry, "Autonomous Vision-based Landing and Terrain Mapping Using an MPC-controlled Unmanned Rotorcraft," in Proceedings 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2007, pp. 1349–1356.

[17] G. V. Raffo, M. G. Ortega, and F. R. Rubio, "An integral predictive/nonlinear control structure for a quadrotor helicopter," Automatica, vol. 46, no. 1, pp. 29–39, Jan. 2010.

[18] K. Alexis, G. Nikolakopoulos, and A. Tzes, "Model predictive quadrotor control: attitude, altitude and position experimental studies," IET Control Theory Amp Appl., vol. 6, no. 12, pp. 1812–1827, Aug. 2012.
[19] P. Yao, H. Wang, and H. Ji, "Multi-UAVs tracking target in urban environment by model predictive control and Improved Grey Wolf Optimizer," Aerospace Science and Technology, vol. 55, pp. 131– 143, Aug. 2016.

[20] P. Yao, H. Wang, and Z. Su, "Cooperative path planning with applications to target tracking and obstacle avoidance for multi-UAVs," Aerospace Science and Technology, vol. 54, pp. 10–22, Jul. 2016. [21] J. Wu et al., "Distributed trajectory optimization for multiple solar-powered UAVs target tracking in urban environment by Adaptive Grasshopper Optimization Algorithm," Aerospace Science and Technology, vol. 70, pp. 497–510, Nov. 2017.

[22] P. Yao, H. Wang, and Z. Su, "Real-time path planning of unmanned aerial vehicle for target tracking and obstacle avoidance in complex dynamic environment," Aerospace Science and Technology, vol. 47, pp. 269–279, Dec. 2015.

[23] M. Moussid, A. Sayouti, and H. Medromi, "Dynamic Modeling and Control of a HexaRotor using Linear and Nonlinear Methods," Int. J. Appl. Inf. Syst., vol. 9, no. 5, pp. 9–17, Aug. 2015.

[24] H. Liu, D. Derawi, J. Kim, and Y. Zhong, "Robust optimal attitude control of hexarotor robotic vehicles," Nonlinear Dyn., vol. 74, no. 4, pp. 1155– 1168, Dec. 2013.

[25] "Discrete-time MPC With Prescribed Degree of Stability," in Model Predictive Control System Design and Implementation Using MATLAB®, Springer, London, 2009, pp. 149–192.

[26] E. F. Camacho and C. B. Alba, Model Predictive Control. London ; New York: Springer, 2nd edition ed., May 2007. و همچنین در حضور عدم قطعیت موجود در اندازه گیری موقعیت و سرعت هدف مد نظر قرار خواهد گرفت.

۲- مراجع

[1] J. E. Gomez-Balderas, G. Flores, L. R. G. Carrillo, and R. Lozano, "Tracking a Ground Moving Target with a Quadrotor Using Switching Control," J. Intell. Robot. Syst., vol. 70, no. 1–4, pp. 65–78, Apr. 2013.

[2] 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 Eng. Pract., vol. 19, no. 10, pp. 1099–1108, Oct. 2011.

[3] H. Liu, Y. Bai, G. Lu, Z. Shi, and Y. Zhong, "Robust Tracking Control of a Quadrotor Helicopter," J. Intell. Robot. Syst., vol. 75, no. 3–4, pp. 595–608, Sep. 2014.

[4] D. Zhang, H. Qi, X. Wu, Y. Xie, and J. Xu, "The Quadrotor Dynamic Modeling and Indoor Target Tracking Control Method," Mathematical Problems in Engineering, 2014.

[5] P. Castillo, A. Dzul, and R. Lozano, "Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft," IEEE Trans. Control Syst. Technol., vol. 12, no. 4, pp. 510–516, Jul. 2004.

[6] C. K. Tan, J. Wang, Y. C. Paw, and T. Y. Ng, "Tracking of a moving ground target by a quadrotor using a backstepping approach based on a full state cascaded dynamics," Appl. Soft Comput., vol. 47, pp. 47–62, Oct. 2016.

[7] T. Madani and A. Benallegue, "Backstepping Sliding Mode Control Applied to a Miniature Quadrotor Flying Robot," in IECON 2006 - 32nd Annual Conference on IEEE Industrial Electronics, 2006, pp. 700–705.

[8] T. Madani and A. Benallegue, "Control of a Quadrotor Mini-Helicopter via Full State Backstepping Technique," in Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision and Control, 2006, pp. 1515–1520.

[9] S.-O. Lee, Y.-J. Cho, M. Hwang-Bo, B.-J. You, and S.-R. Oh, "A stable target-tracking control for unicycle mobile robots," in Proceedings. 2000 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS 2000) (Cat. No.00CH37113), 2000, vol. 3, pp. 1822–1827 vol.3.

[10] D. R. Nelson, D. B. Barber, T. W. McLain, and R. W. Beard, "Vector Field Path Following for Miniature Air Vehicles," IEEE Trans. Robot., vol. 23, no. 3, pp. 519–529, Jun. 2007.

[11] K. Hausman, J. Müller, A. Hariharan, N. Ayanian, and G. S. Sukhatme, "Cooperative multi-robot control for target tracking with onboard sensing," Int. J. Robot. Res., vol. 34, no. 13, pp. 1660–1677, Nov. 2015. [12] P. Yao, H. Wang, and Z. Su, "Cooperative path planning with applications to target tracking and obstacle avoidance for multi-UAVs," Aerosp. Sci. Technol., vol. 54, pp. 10–22, Jul. 2016.

[13] S. S. Baek, H. Kwon, J. A. Yoder, and D. Pack, "Optimal path planning of a target-following fixed-wing UAV using sequential decision processes," in 2013