

طراحی سیستم هدایت و کنترل پیش‌بین مدل برای ردیابی اهداف زمینی مانورپذیر و فریبنده توسط یک هگزاروتور در فضای سه بعدی

ابوالفضل اسکندریپور^۱، سید محمد مهدی دهقان^۲، جلال کریمی^۳

^۱ فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد، دانشگاه تربیت 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

پذیرش: ۱۳۹۷/۱۰/۱۷

ویرایش: ۱۳۹۷/۱۰/۰۲

دریافت: ۱۳۹۷/۰۷/۳۰

چکیده: در این مقاله تداوم ردیابی اهداف زمینی متحرک توسط هگزاروتور در شرایط وجود تغییر جهت‌های 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 پیش‌بین مدل سلسه مراتبی برای ردیابی هدف در محیط دارای اغتشاشات ناشناخته و ناهموار بکار گرفته شده است. در حلقه درونی این سیستم، کنترل‌کننده پیش‌بین 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، ردیابی هدف متحرک زمینی را با لحاظ امکان تغییر جهت‌های ناگهانی و خروج از دید موقت برعهده دارد. همچنین کنترل‌کننده تلاش‌کنتری 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 عملکرد سیستم پیشنهادی به کمک تعریف یک تابع هزینه پایانه‌ای، پایداری حلقه بسته سیستم تضمین شده است. نتایج شبیه‌سازی و اثبات پایداری 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 پیش‌بین مدل سلسله مراتبی، هگزاروتور، دفع اغتشاش، پایداری حلقه بسته

سیستم.

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

Abolfazl Eskandarpour, Seyed 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، راه‌حل‌های متداول این مسئله را با چالش مواجه می‌نماید. از سوی دیگر، در سال‌های اخیر استفاده از مالتی‌روتور به دلیل مزایایی از قبیل هولوونومیک بودن برای ردیابی اهداف زمینی متحرک رو به گسترش بوده است. این مقاله به چالش‌های 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 پهپاد بکار گرفته شده است. در [۱]، یک کنترل‌کننده سوئیچینگ مبتنی بر مشاهده بر روی چهارپره بصورت عملی پیاده‌سازی شده است. در [۲] از یک کنترل‌کننده سلسه‌مراتبی برای کنترل مجزای دینامیک‌های انتقالی و چرخشی چهارپره استفاده شده است. در [۳] و [۴] کنترل‌کننده مقاومی برای ردیابی مسیر مرجع توسط یک چهارپره طراحی و با موفقیت پیاده‌سازی شده است. در [۵] نیز از کنترل‌کننده اشباع آشیانه‌ای برای مسئله ردیابی مسیر مرجع استفاده شده است. به علاوه، پژوهش‌های زیادی بر روی طراحی کنترل‌کننده گام به عقب انجام شده است. به عنوان نمونه در [۶]، این کنترل‌کننده برای مسئله ردیابی هدف زمینی متحرک و مسیر مرجع طراحی شده است. در [۶] از روش دینامیک معکوس برای طراحی یک کنترل‌کننده دو سطحی برای چهارپره استفاده شده است. از کنترل‌کننده مدلفزشی نیز در مسئله ردیابی هدف زمینی متحرک بصورت گسترده استفاده شده است. در [۷] به همراه کنترل‌کننده مدلفزشی از تابع پتانسیل برای بهبود ردیابی هدف زمینی متحرک توسط پرنده‌ی بال ثابت در مسیرهای منحنی شکل استفاده شده است. به علاوه، پژوهش‌های گسترده‌ای در مورد ردیابی هدف زمینی متحرک با چندین پرنده بصورت مشارکتی برای افزایش کارایی سیستم انجام شده است [۱۱-۱۲]. علاوه بر روش‌های کنترلی گفته شده، از کنترل‌کننده‌های مبتنی بر بهینه‌سازی مانند QP و پیش‌بین 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 بهینه‌سازی تابع هزینه به پهپاد داده شده است. به عنوان نمونه، در [۱۳] و [۱۴] کنترل‌کننده دو سطحی برای ردیابی هدف زمینی متحرک توسط یک پرنده بال ثابت بدون تضمین پایداری حلقه بیرونی ارائه شده است. از روش‌های دیگر بهینه‌سازی می‌توان به روش مورد استفاده در [۱۵] اشاره کرد که با استفاده از روش QP یک کنترل‌کننده دو سطحی برای ردیابی هدف زمینی متحرک توسط کوآدروتور استفاده کرده است. همچنین در [۱۶] از روش پیش‌بین مدل برای ردیابی یک مسیر شناخته شده توسط هلیکوپتر استفاده شده است. در [۱۷] و [۱۸] نیز کنترل پیش‌بین مدل مقیدی برای ردیابی هدف زمینی توسط کوآدروتور با در نظر گرفتن قیدهای عملی بکار گرفته شده است. در [۱۹-۲۰] از کنترل پیش‌بین مدل و یک روش بهینه‌سازی مشارکتی نوین به منظور افزایش طول پرواز پهپادها در مأموریت ردیابی هدف زمینی و همچنین در حضور موانع استفاده شده است. در [۲۱] مسئله بهینه‌سازی مسیر گروهی از پهپادها در ردیابی هدف زمینی با ارائه‌ی یک الگوریتم پیش‌بین مدل برای رفع انسداد دید پهپادها انجام شده است. همچنین در [۲۲] یک الگوریتم تلفیقی پیش‌بین مدل مبتنی بر برنامه‌ریزی مسیر در فضای سه بعدی برای ردیابی همزمان هدف زمینی و همچنین عبور از موانع با در نظر گرفتن کاهش زمان محاسبات و قابلیت پیاده‌سازی الگوریتم ارائه شده است.

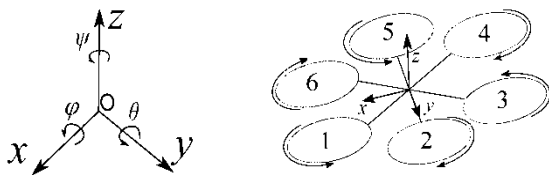
این مقالات در برخورد با مسئله ردیابی هدف زمینی متحرک جوانبی از قبیل امکان بازیابی مجدد هدف زمینی در صورت خروج موقت از ناحیه دید، تغییر ارتفاع در صورت وجود ناهمواری بر روی سطح زمین، تضمین پایداری سیستم در حلقه‌های بیرونی و درونی، در نظر گرفتن قیدهای عملی پهپاد از قبیل اشباع روتورها و مقاومت در برابر اغتشاشات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

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

اغتشاش (نویز سفید با میانگین صفر) به سامانه وارد می‌شوند. U_3, U_2, U_1 و U_4 ورودی‌های کنترلی و Ω_r سرعت زاویه‌ای نیز به صورت مندرج در رابطه (۲) تعریف می‌شوند. در این رابطه $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4, \Omega_5, \Omega_6$ سرعت‌های زاویه‌ای شش روتور می‌باشند که در شکل (۱) نمایش داده شده‌اند. U_1 نیروی فشاری کل تولید شده توسط پره‌ها و U_3 و U_4 به ترتیب نیروی فشاری لازم برای چرخش حول محورهای α, γ و z می‌باشد. و همچنین بدست آوردن مسیرهای مرجع برای زیرسامانه چرخشی بکار گرفته می‌شوند. لازم به ذکر است که Ω_r برای فراهم شدن امکان خطی سازی معادلات هگزاروتور بصورت سیگنال کنترلی در نظر گرفته شده است [۲۳][۲۴]. پارامترهای دینامیکی هگزاروتور نیز در جدول (۱) معرفی شده است.

$$U = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \\ \Omega_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \\ \frac{b l_a}{2}(-\Omega_1^2 - 2\Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + 2\Omega_5^2 + \Omega_6^2) \\ \frac{b l_a \sqrt{3}}{2}(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \\ -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 - \Omega_5 + \Omega_6 \end{bmatrix} \quad (2)$$

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



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

جدول ۱: پارامترهای دینامیکی هگزاروتور

نماد	توصیف
I_{xx}	ممان اینرسی در راستای محور x
I_{yy}	ممان اینرسی در راستای محور y
I_{zz}	ممان اینرسی در راستای محور z
l_a	طول بازوی هگزاروتور
b	ضریب نیروی پرتابی
d	ضریب کشش
J_m	ممان اینرسی موتور
J_p	ممان اینرسی تیغه‌ها
$J_r = J_m + \frac{J_p}{4}$	ممان اینرسی روتور

کنترل‌کننده توانایی حذف خطای حالت ماندگار حاصل از اغتشاشات محیطی را دارا بوده و این امکان را به هگزاروتور می‌دهد که در ردیابی‌های سریع و با در نظر گرفتن قیدهای عملی پایدار بماند. در حلقه بیرونی نیز از یک کنترل‌کننده پیش‌بین مدل برای تولید مسیر مرجع استفاده شده است. به منظور ردیابی هرچه بهتر هدف زمینی متحرک، تابع هزینه کنترل‌کننده از زیرتوابع هزینه‌های 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 کنترل‌کننده بیرونی برای ردیابی موثر هدف زمینی متحرک با توجه به معیارهایی مانند حفظ فاصله موثر از هدف، افزایش ارتفاع در صورت وجود ناهمواری‌ها، دفع کامل اغتشاشات ماندگار محیطی و همچنین کاهش درگیری در مانورهای فریبنده هدف طراحی می‌شود.

در ادامه مقاله، ابتدا کنترل‌کننده حلقه درونی پیش‌بین طراحی شده و روشی برای تضمین پایداری این کنترل‌کننده ارائه می‌گردد. سپس، کنترل‌کننده حلقه بیرونی برای هدایت هگزاروتور و ردیابی عامل مهاجم طراحی می‌شود. در پایان نیز نتایج شبیه‌سازی و نتیجه‌گیری ارائه خواهد شد.

۲- کنترل‌کننده 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) می‌باشند [۱۹][۲۴].

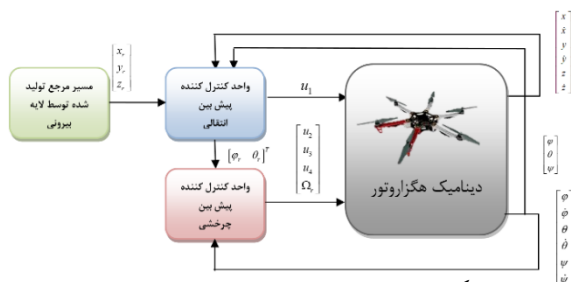
$$\begin{aligned} \ddot{\varphi} &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{K_{fax}}{I_{xx}} \dot{\varphi}^2 - \frac{J_r}{I_{xx}} \Omega_r \dot{\theta} + \frac{U_2}{I_{xx}} + W_1 \\ \ddot{\theta} &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\varphi} \dot{\psi} - \frac{K_{fay}}{I_{yy}} \dot{\theta}^2 + \frac{J_r}{I_{yy}} \Omega_r \dot{\varphi} + \frac{U_3}{I_{yy}} + W_2 \\ \ddot{\psi} &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\varphi} \dot{\theta} - \frac{K_{faz}}{I_{zz}} \dot{\psi}^2 + \frac{U_4}{I_{zz}} + W_3 \\ \ddot{x} &= -K_{ftx} \frac{\dot{x}}{m_s} + u_x \frac{U_1}{m_s} + W_4 \\ \ddot{y} &= -K_{fty} \frac{\dot{y}}{m_s} + u_y \frac{U_1}{m_s} + W_5 \\ \ddot{z} &= -K_{ftz} \frac{\dot{z}}{m_s} - g + u_z \frac{U_1}{m_s} + W_6 \end{aligned} \quad (1)$$

در رابطه (۱)، $-\frac{\pi}{4} < \theta < \frac{\pi}{4}$ و $-\frac{\pi}{4} < \varphi < \frac{\pi}{4}$ به ترتیب مربوط به زاویه چرخش هگزاروتور حول محورهای x, y و z می‌باشد. همچنین، $W_1, W_2, W_3, W_4, W_5, W_6$ نیروهای آیرودینامیکی هستند که بصورت

$$B_{\eta,a} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\Delta t_\eta}{I_{xx}} & 0 & 0 & \frac{-J_z}{I_{xx}} \Delta t_\eta \dot{\theta}_{0,\eta} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\Delta t_\eta}{I_{yy}} & 0 & \frac{\Delta t_\eta}{I_{yy}} \dot{\theta}_{0,\eta} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\Delta t_\eta}{I_{zz}} & 0 \end{bmatrix}$$

۲-۲- مدل افزایشی از دینامیک هگزاروتور

قبل از طراحی کنترل‌کننده، ابتدا مدلی افزایشی هگزاروتور برای دفع اغتشاش و حذف خطای حالت ماندگار ارائه می‌شود. در این مدل به ازای هریک از متغیرهای حالت هگزاروتور، یک انتگرال‌گیر به مدل افزوده شده است (رابطه (۷)).



شکل ۲: ساختار حلقه درونی کنترل‌کننده پیش‌بین مدل

$$\begin{bmatrix} \Delta X(k+1) \\ Y(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0_m^T \\ CA & I_{q \times q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta X(k) \\ Y(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ CB \end{bmatrix} \Delta U(k) + \begin{bmatrix} B_d \\ CB_d \end{bmatrix} \epsilon(k) \quad (7)$$

$Y(k) = [0_{m \times m} \quad I_{q \times q}] \begin{bmatrix} \Delta X(k) \\ Y(k) \end{bmatrix}$
 که در آن $\epsilon(k) = W(k) - W(k-1)$ می‌باشد. با تعریف
 $A = \begin{bmatrix} A & 0_m^T \\ CA & I_{q \times q} \end{bmatrix}$ و $B_d = \begin{bmatrix} B_d \\ CB_d \end{bmatrix}$ ، $B = \begin{bmatrix} B \\ CB \end{bmatrix}$ ، $[\Delta X(k)^T \quad Y(k)^T]^T$
 معادله دینامیکی خطی بصورت زیر بدست می‌آید.

$$X(k+1) = A X(k) + B \Delta U(k) + B_d \epsilon(k) \quad (8)$$

$$Y(k) = C X(k)$$

۲-۳- طراحی کنترل‌کننده پیش‌بین برای دینامیک انتقالی

با در نظر گرفتن مسیر مرجع $W_\xi(k)$ که توسط کنترل‌کننده پیش‌بین حلقه بیرونی تولید می‌شود، مسئله بهینه‌سازی درجه دوم بمنظور دنباله‌روی مسیر مرجع بصورت زیر در نظر گرفته شده است [۱۱].

$$\min_{U_\xi} (H_\xi \Delta U_\xi + F_\xi X_\xi)^T \bar{Q}_\xi (H_\xi \Delta U_\xi + F_\xi X_\xi) + \Delta U_\xi^T \bar{R}_\xi \Delta U_\xi \quad (9)$$

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

که در آن $G_\xi \Delta U_\xi \leq w_\xi$ قیدهای عملی بر روی هگزاروتور می‌باشند. با حل مسئله بهینه‌سازی (۹)، اولین مقدار از دنباله‌ی ورودی کنترلی بدست

m_s	جرم هگزاروتور
g	شتاب گرانشی زمین
$K_{f(\cdot)}$	ثابت نیروی آپرودینامیکی

با خطی‌سازی و گسسته‌سازی معادلات دینامیک انتقالی با نرخ Δt_ξ و حول نقطه $[0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ می‌توان نوشت؛

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

$$X_\xi(t) = \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \end{bmatrix}, U_\xi = \begin{bmatrix} u_x U_1 \\ u_y U_1 \\ u_z U_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_x \\ U_y \\ U_z \end{bmatrix}, \quad (3)$$

که در آن $\bar{A}_\xi$ و $\bar{B}_\xi$ بصورت (۴) بدست می‌آیند.

$$A_\xi = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t_\xi & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 - \Delta t_\xi \left(\frac{K_{ftx}}{m_s} \right) & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t_\xi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 - \Delta t_\xi \left(\frac{K_{fty}}{m_s} \right) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t_\xi \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 + \Delta t_\xi \left(\frac{K_{ftz}}{m_s} \right) \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$B_\xi = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{\Delta t_\xi}{m_s} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\Delta t_\xi}{m_s} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\Delta t_\xi}{m_s} \end{bmatrix}$$

همچنین با خطی‌سازی و گسسته‌سازی معادلات دینامیک چرخشی با

نرخ Δt_η و حول نقطه $[0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T = [\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}]^T$ می‌توان نوشت؛

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

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

که در آن $\bar{A}_\eta$ و $\bar{B}_\eta$ بصورت (۶) بدست می‌آیند [۲۴].

$$A_{\eta,a} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t_\eta & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 - 2K_{\phi\phi} \left(\frac{\Delta t_\eta}{I_x} \right) & 0 & \frac{I_y - I_z}{I_{xx}} \Delta t_\eta \dot{\psi}_0 & 0 & \frac{I_y - I_z}{I_{xx}} \Delta t_\eta \dot{\phi}_0 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t_\eta & 0 & 0 \\ 0 & \frac{I_y - I_z}{I_{yy}} \Delta t_\eta \dot{\psi}_0 & 0 & 1 - 2K_{\theta\theta} \left(\frac{\Delta t_\eta}{I_y} \right) & 0 & \frac{I_z - I_x}{I_{yy}} \Delta t_\eta \dot{\phi}_0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t_\eta \\ 0 & \frac{I_z - I_x}{I_{zz}} \Delta t_\eta \dot{\phi}_0 & 0 & \frac{I_z - I_x}{I_{zz}} \Delta t_\eta \dot{\psi}_0 & 0 & 1 - 2K_{\psi\psi} \left(\frac{\Delta t_\eta}{I_z} \right) \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$J_{\alpha} = \sum_{j=1}^{N_P} \alpha^{-2j} X(k+j|k)^T Q X(k+j|k) + \sum_{i=1}^{N_C} \alpha^{-2i} \Delta U(k+i|k)^T R \Delta U(k+i|k) \quad (14)$$

subject to: $G \Delta U \leq \gamma$

در صورتی که $\alpha > 1$ باشد، ضرایب وزنی نمای α^{-2j} 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 می‌شود.

$$\Delta \hat{U}^T = [a^{-0} \Delta u(k)^T \quad a^{-1} \Delta u(k+1)^T \quad \dots \quad a^{-N_C} \Delta u(k+N_C)^T] \quad (15)$$

$$\hat{X}^T = [a^{-0} x(k)^T \quad a^{-1} x(k+1)^T \quad \dots \quad a^{-N_P} x(k+N_P)^T]$$

بنابراین، تابع هزینه را می‌توان بصورت (۱۶) نوشت.

$$\hat{J}_{\alpha} = \sum_{j=1}^{N_P} \hat{X}(k+j|k)^T Q \hat{X}(k+j|k) + \sum_{i=1}^{N_C} \Delta \hat{U}(k+i|k)^T R \Delta \hat{U}(k+i|k) \quad (16)$$

$$\text{subject to: } G_{\alpha} \Delta \hat{U} \leq \gamma, \quad G_{\alpha} = \begin{bmatrix} a^0 I & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & a^{N_C} I \end{bmatrix}$$

ماتریس‌های A و B در مدل فضای حالت افزایشی به $\alpha^{-1}A$ و $\alpha^{-1}B$ تبدیل می‌شوند. فرض می‌شود $|\lambda_{\max}(A)|$ بزرگترین مقدار ویژه A باشد. با انتخاب $|\lambda_{\max}(A)| > \alpha$ ، ماتریس $\alpha^{-1}A$ به ماتریسی تبدیل می‌شود که بزرگترین مقدار ویژه آن کمتر از ۱ می‌باشد. با این روش مسئله مقدار عددی مطلوب با طراحی پایدار سامانه حل می‌شود [۲۵].

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

$$\frac{A^T}{\alpha} \left[P_{\infty} - P_{\infty} \frac{B}{\alpha} \left(R + \frac{B^T}{\alpha} P_{\infty} \frac{B}{\alpha} \right)^{-1} \frac{B^T}{\alpha} P_{\infty} \right] + Q + P_{\infty} = 0 \quad (17)$$

$K = (R + \alpha^{-2} B^T P_{\infty} B)^{-1} \alpha^{-2} B^T P_{\infty} A$
بنابراین سامانه حلقه بسته زیر با مقادیر ویژه درون دایره واحد پایدار است.

$$\hat{X}(k+j+1|k) = \alpha^{-1} (A - BK) \hat{X}(k+j|k) \quad (18)$$

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 $\hat{X}(k)$ یک ϵ در بازه $(0,1)$ وجود دارد که شرط (۱۹) را برآورده کند.

$$\|\hat{X}(k+j|k)\| \leq (1-\epsilon)^j \|\hat{X}(k)\| \quad (19)$$

آمده به سامانه اعمال می‌شود. همچنین ماتریس‌های F_{ξ} و H_{ξ} بصورت زیر بدست می‌آیند.

$$F_{\xi} = \begin{bmatrix} CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{N_P} \end{bmatrix}, \quad H_{\xi} = \begin{bmatrix} H_{11} & 0 & \dots & 0 \\ H_{21} & H_{11} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ H_{N_P,1} & H_{N_P-1,1} & \dots & H_{N_P-N_C,1} \end{bmatrix} \quad (10)$$

در رابطه (۱۰)، N_P و N_C به ترتیب افق پیش‌بین و کنترلی می‌باشند. همچنین درایه‌های غیر صفر ماتریس H_{ξ} بصورت $H_{ij} = CA^{j-i}N$ بدست می‌آیند. حال با توجه به معادلات دینامیکی هگزاتور (رابطه (۱)) و $U_1 = \sqrt{(U_z - mg)^2 + U_x^2 + U_y^2}$ ، مقادیر θ_r ، φ_r به عنوان ورودی‌های کنترلی برای واحد کنترل کننده چرخشی بدست می‌آید.

$$\varphi_r = -\sin^{-1} \left(\frac{U_y}{U_1} \right), \quad \theta_r = \cos^{-1} \left(\frac{U_x}{U_1 \cos(\varphi)} \right), \quad (11)$$

$$\psi_r = 0.$$

۲-۴- طراحی کنترل کننده پیش‌بین برای دینامیک چرخشی

با توجه به رابطه (۱۱)، بردار مسیر مرجع دینامیک چرخشی بصورت (۱۲) می‌باشد.

$$W_{\eta}(k) = [\varphi_r, \theta_r, \psi_r]^T \quad (12)$$

۲-۵- مشابه کنترل کننده سیستم انتقالی، تابع هزینه برای کنترل دینامیک چرخشی هگزاتور بصورت (۱۳) می‌باشد.

$$\min_{U_{\eta}} (H_{\eta} \Delta U_{\eta} + F_{\eta} X_{\eta})^T \bar{Q}_{\eta} (H_{\eta} \Delta U_{\eta} + F_{\eta} X_{\eta}) + \Delta U_{\eta}^T \bar{R}_{\eta} \Delta U_{\eta} \quad (13)$$

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

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

۲-۶- بررسی پایداری کنترل کننده‌های حلقه درونی

در این زیربخش، پایداری کنترل کننده‌های 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 $X(k+j|k) = \alpha^{-j} \hat{X}(k+j|k)$ آنگاه با شرط اولیه یکسان $X(k) = \hat{X}(k)$ می‌توان نوشت؛

$$\|X(k+j|k)\| \leq (\alpha \times (1-\epsilon))^j \|X(k)\| \quad (20)$$

تابع هزینه وزنی نمایی، پایداری حلقه بسته را تضمین می‌کند اگر $\lambda = (1-\epsilon)$ بگونه‌ای در نظر گرفته شود که:

$$0 < \alpha \times \lambda < 1 \quad (21)$$

حال اگر N_p بزرگ انتخاب شود، ماتریس تبدیل سامانه $\alpha^{-1}(A-BK)$ تمام مقادیر ویژه‌اش در دایره واحد است، به عبارت دیگر؛

$$\alpha |\lambda_{\max}(A-BK)| < 1 \rightarrow |\lambda_{\max}(A-BK)| < \alpha \quad (22)$$

بنابراین بمنظور بهبود جواب بهینه اگر α هم کمی بزرگتر از یک انتخاب شود، با انتخاب مناسب λ آنگاه سامانه حلقه بسته $A-BK$ پایدار می‌باشد [25]. 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 پیش‌بین مدل

در این بخش کنترل کننده پیش‌بین مدلی برای تولید مسیر مرجع هگزاروتور طراحی می‌شود. برای طراحی کنترل کننده حلقه بیرونی پیش‌بین 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 می‌بایست 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 جهت‌گیری 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 کنترل کننده در ردیابی سریع هدف زمینی متحرک نشان داده شود.
- هگزاروتور هدف زمینی متحرک را در فاصله‌ی مشخص و مطلوب در مختصات دکارتی مرجع دنبال می‌کند.
- ملاک ردیابی مطلوب هدف زمینی متحرک، قرار گرفتن هدف در ناحیه‌ی دید هگزاروتور می‌باشد.

۳-۱ طراحی کنترل کننده پیش‌بین برای دینامیک چرخشی

در کنترل کننده حلقه بیرونی، همانند سطح درونی کنترل کننده از انتگرال گیر برای ردیابی بهتر استفاده می‌شود. هریک از فرضیات گفته شده، بصورت یک زیر تابع هزینه در نظر گرفته می‌شود و تابع هزینه جامع بصورت مجموع آن‌ها تعریف می‌شود.

۲-۳ مدل دینامیکی

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

$$P_t(k+1) = P_t(k) + \Delta t \cdot V_t(k) \quad (23)$$

$$V_t(k+1) = V_t(k) + \Delta t \cdot a(k)$$

که در آن Δt نرخ نمونه برداری و $x_t(k) = [P_t(k)^T, V_t(k)^T]^T$ ماتریس حالت می‌باشد که با موقعیت $P_t(k) = [p^x(k), p^y(k), p^z(k)]^T$ و سرعت $V_t(k) = [v^x(k), v^y(k), v^z(k)]^T$ بیان می‌شود. ورودی کنترلی نیز به صورت $a_t(k) = [a^x(k), a^y(k), a^z(k)]^T$ در نظر گرفته می‌شود. بردارهای سرعت در راستای افقی و عمودی به ترتیب $V_t^h(k) = [v^x(k), v^y(k)]^T$ و $V_t^v(k) = [v^z(k)]$ بردارهای شتاب در راستای افقی و عمودی به ترتیب بصورت $a_t^h(k) = [a^x(k), a^y(k)]^T$ و $a_t^v(k) = [a^z(k)]$ تعریف می‌شوند. بر این اساس معادلات دینامیکی سیستم با نرخ نمونه برداری Δt را می‌توان بصورت معادله حالت زیر نوشت.

$$x_t(k+1) = A_t x_t(k) + B_t U_t(k) \quad (24)$$

که در آن $U_t(k) = a_t(k)$ بوده و ماتریس‌های A_t و B_t بصورت (۲۵) می‌باشند.

$$A_t = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, B_t = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & \Delta t \end{bmatrix} \quad (25)$$

۳-۳ طراحی کنترل کننده پیش‌بین مدل

با در نظر گرفتن افق پیش‌بین و افق کنترلی $N_{p,t}$ و $N_{c,t}$ و همچنین با رعایت شرط $N_{c,t} \leq N_{p,t}$ ، بردار پیش‌بینی حالت و دنباله پیش‌بین کنترلی بصورت زیر تعریف می‌شوند.

$$\hat{x}_t = [x_t(k+1|k) \quad x_t(k+2|k) \quad x_t(k+3|k) \quad \dots \quad x_t(k+N_{p,t}|k)]^T, \quad (26)$$

$\hat{u}_t = [u_t(k) \quad u_t(k+1) \quad u_t(k+2) \quad \dots \quad u_t(k+N_{c,t})]^T$.
با تعریف ماتریس پاسخ F_t و ماتریس دینامیک H_t همانند بخش ۲-۳، حالت‌های پیش‌بینی سیستم بصورت زیر محاسبه می‌شوند.

$$\hat{x}_t = F_t x_t(k|k) + H_t \hat{u}_t. \quad (27)$$

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

$$\min_{\hat{u}_t} J_t(k, \hat{u}_t(k)) = J_{\text{Control}}(k, \hat{u}_t(k)) + J_{\text{Tracking}}(k, \hat{u}_t(k)) + J_{\text{Altitude}}(k, \hat{u}_t(k)) + J_{\text{Maneuver}}(k, \hat{u}_t(k)) + J_{\text{Terminal}}(k + N_{p,t}, \hat{u}_t(k + N_{c,t})) \quad (28)$$

می‌شود که با خروج هدف زمینی متحرک از ناحیه مجاز نقطه‌چین، هزینه‌ی آن افزایش یافته و سیگنال کنترلی در راستای افقی را افزایش دهد. همچنین با ورود هدف به ناحیه خنثی، سیگنال کنترلی افزایش نمی‌یابد و هگزاتور نظاره‌گر حرکات هدف زمینی متحرک می‌ماند. همچنین در زمان‌هایی 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، هگزاتور باید ناحیه دید خود را با بالا بردن ارتفاع خود افزایش دهد. برای تامین این نیازمندی‌ها، تابع هزینه (۳۰) بکار گرفته شده است.

$$J_{Tracking}(k) = \begin{cases} W_t^{Tracking} \sum_{m=1}^{N_{p,x}} (\|x_{Tracking}(k+m|k)\| - d_{ho}^h)^2 & \text{if } D_{des}^h \leq d_{ho}^h(k) \leq R_{per}^h(k), \\ W_t^{Tracking} \sum_{m=1}^{N_{p,x}} (\|x_{Hovering}(k+m|k)\| - d_{ho}^h)^2 & \text{if } 0 \leq d_{ho}^h(k) \leq D_{des}^h, \\ 0 & \text{if } d_{ho}^h(k) \geq R_{per}^h(k) \end{cases} \quad (30)$$

که در آن D_{des}^h فاصله‌ی مطلوب ردیابی هدف زمینی متحرک می‌باشد. تابع هزینه اول بیانگر این است که هگزاتور تلاش می‌کند که فاصله‌ی خود را تا هدف زمینی متحرک به اندازه‌ی D_{des}^h حفظ کند. بنابراین $x_{Tracking}$ بصورت (۳۱) تعریف می‌شود.

$$x_{Tracking}(k+m|k) = \begin{bmatrix} F_{N_{p,x}}^{p,m} [\Delta x_t(k|k)^T \quad p_t^h(k|k)^T - p_o^h(k+m)^T \\ p_t^v(k|k) - p_t^v(k+m) \quad v_t^h(k|k)^T - v_t^o(k+m)^T \\ v_t^v(k|k) - v_t^v(k+m)]^T + H_{N_{p,x},N_{C,\tau}}^{p,m} \hat{u}_\tau \end{bmatrix} \quad (31)$$

که در آن p_o^h دنباله‌ای از موقعیت هدف زمینی متحرک در راستای محورهای x و y می‌باشد. همچنین، دنباله‌ای از موقعیت دنباله‌روی هگزاتور در راستای محور z ، v_t^o دنباله‌ای از سرعت هدف زمینی متحرک، v_t^v دنباله‌ای از سرعت در راستای محور z برای هگزاتور و V_{max} بیشینه سرعت در راستای محورهای مختصات می‌باشد. در این مقاله سرعت هگزاتور دارای بیشینه V_{max} و بزرگتر مساوی سرعت هدف زمینی در نظر گرفته شده است. همچنین $F_{N_{p,x}}^{p,m}$ ماتریس پاسخ و $H_{N_{p,x},N_{C,\tau}}^{p,m}$ ماتریس دینامیک مرتبط با حرکت افقی هگزاتور می‌باشد و از ردیف‌های ماتریس اصلی پاسخ F_t و ماتریس دینامیک H_t بدست می‌آید. زیر تابع هزینه دوم از تابع هزینه (۳۰) زمانی فعال می‌شود که هدف زمینی متحرک در داخل محدوده‌ی خنثی قرار می‌گیرد و انتظار می‌رود هگزاتور نظاره‌گر آن باشد تا از محدوده خنثی خارج شود. بنابراین، این تابع هزینه، حالت «در جا پرواز کردن» را برای هگزاتور تضمین می‌کند. با این توضیح، $x_{Hovering}$ بصورت (۳۲) بدست می‌آید.

$$x_{Hovering}(k+m|k) = \begin{bmatrix} F_{N_{p,x}}^{p,m} [\Delta x_t(k|k)^T \quad p_t^h(k|k)^T - p_t^h(k-1)^T \\ p_t^v(k|k) - p_t^v(k-1) \quad v_t^h(k|k)^T - 0 \\ v_t^v(k|k) - 0]^T + H_{N_{p,x},N_{C,\tau}}^{p,m} \hat{u}_\tau \end{bmatrix} \quad (32)$$

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

که در آن تابع هزینه پایانه‌ای $J_{Terminal}$ بمنظور تضمین پایداری حلقه بسته سیستم به تابع هزینه اضافه شده است. تابع هزینه دوم، یعنی $J_{Control}$ برای بهینه‌سازی مصرف انرژی و همچنین جریمه تغییرات ناگهانی سیگنال کنترلی استفاده شده است. $J_{Maneuver}$ تابع هزینه‌ای است که با جریمه کردن تغییرات سرعت در راستای افقی و عمودی محور مختصات، مانور بهتری را برای ربات پرنده فراهم می‌کند. $J_{Tracking}$ تابع هزینه در راستای افقی است که به ربات پرنده کمک می‌کند تا هدف زمینی متحرک را با یک فاصله مشخص و مطلوب دنبال کند. بدلیل رابطه‌ی بین ارتفاع ربات پرنده و ناحیه دید آن، تابع هزینه $J_{Altitude}$ که در راستای محور عمودی z است، از تابع هزینه در راستای افقی $y-x$ 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 می‌باشد.

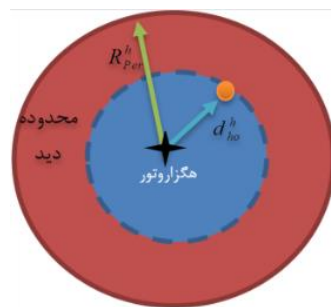
۳-۳-۱ تابع هزینه سیگنال کنترلی

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

$$J_{Control}(k) = \sum_{n=1}^{N_{C,\tau}} a_\tau(k+n)^T W_t^u a_\tau(k+n) \quad (29)$$

۳-۳-۲ تابع هزینه ردیابی در راستای افقی

همانطور که در شکل ۳ تصویر شده است ردیابی افقی هدف به مفهوم حفظ هدف در ناحیه دید هگزاتور می‌باشد. در این شکل، p_o^h موقعیت هدف زمینی متحرک، d_{ho}^h فاصله‌ی بین هدف و هگزاتور و R_{per}^h شعاع دایره‌ی دید هگزاتور می‌باشد.



شکل ۳: محدوده‌ی دید هگزاتور و شعاع آن.

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

$$J_{Terminal}(k) = W_{\tau}^{Terminal} \|x_{Terminal}(k + N_{p,\tau}|k)\| \quad (37)$$

که در آن ماتریس حالت پایانه‌ای $x_{Terminal}$ بصورت زیر تعریف می‌شود.

$$\begin{aligned} x_{Terminal}(k + m|k) = & F_{N_{p,\tau}}^{p,v,N_{p,\tau}} [\Delta x_{\tau}(k|k)^T \quad p_{\tau}^h(k|k)^T - p_0^h(k + N_{p,\tau})^T \\ & p_{\tau}^v(k|k) - p_{\tau}^v(k|k + N_{p,\tau}) \quad v_{\tau}^h(k|k)^T - v_{\tau}^h(k|k + N_{p,\tau}) \\ & v_{\tau}^v(k|k) - v_{\tau}^v(k|k + N_{p,\tau})^T + H_{N_{p,\tau},N_{c,\tau}}^{p,v,N_{p,\tau}} \hat{u}_{\tau}] \end{aligned} \quad (38)$$

۴- شبیه‌سازی

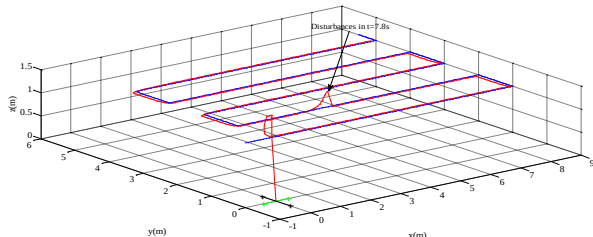
برای دنبال کردن مسیر مرجع توسط کنترل‌کننده انتقالی هگزاتور، باید نرخ نمونه‌برداری برای دینامیک انتقالی و چرخشی کوچک انتخاب شود. با توجه به اینکه دینامیک معادلات چرخشی هگزاتور سریع‌تر از انتقالی می‌باشد، پریود نمونه‌برداری برای دینامیک انتقالی $\Delta t_{\xi} = 0.05$ ثانیه و برای دینامیک چرخشی $\Delta t_{\eta} = 0.005$ ثانیه در نظر گرفته می‌شود. در شبیه‌سازی‌ها مقادیر پارامترهای مدل هگزاتور بصورت مندرج در جدول ۲ انتخاب می‌شوند. ذکر این نکته حائز اهمیت است که در طول شبیه‌سازی پارامترهای کنترل‌کننده به گونه‌ای تنظیم شده است که بهترین پاسخ یا عملکرد بدست آید و از ارائه سایر نتایج خودداری شده است.

۴-۱- ارزیابی عملکرد حلقه کنترلی داخلی

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

اغتشاش‌های $W_5 = 1, W_4 = 1, W_3 = 0.5, W_2 = 0.5, W_1 = 0.5$

و $W_6 = 1$ ، از زمان $t = 7.8 \text{ s}$ بصورت ماندگار تا پایان شبیه‌سازی به هگزاتور اعمال می‌شود. همچنین، قیود عملی بر روی سیگنال کنترلی به صورت $0 \leq U_1 \leq 20, |U_2| \leq 18, |U_3| \leq 18$ و $|U_4| \leq 1$ در نظر گرفته می‌شود. شکل ۴، ردیابی یک مسیر پیش فرض مرجع را توسط هگزاتور نمایش می‌دهد. شکل ۵، توانایی کنترل‌کننده در دفع اغتشاش را نشان می‌دهد. همچنین، در شکل ۶، سیگنال‌های کنترلی اعمال شده به هگزاتور نشان داده شده است.



شکل ۴: عملکرد هگزاتور در ردیابی مسیر مرجع

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- تابع هزینه ردیابی در راستای عمودی

حرکت هگزاتور 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 هگزاتور باید متأثر از فاصله‌ی لحظه‌ای آن تا هدف زمینی متحرک باشد. بنابراین، برای تعریف شعاع دید هگزاتور در لحظه k معادله (۳۳) تعریف می‌شود.

$$R_{Per}^h(k) = f_{Per}(k, d_{ho}^h(k)) \quad (33)$$

بعلاوه ارتفاع مطلوبی که هگزاتور برای پوشش چنین ناحیه‌ای احتیاج دارد باید تابعی از شعاع ناحیه تحت پوشش و موقعیت هدف زمینی در راستای محور z ، یعنی $R_{Per}^h(k)$ و $p_{Tar}^z(k)$ باشد که بصورت (۳۴) بدست می‌آید.

$$p_{\tau}^v(k) = f_v(k, R_{Per}^h(k), p_{Tar}^z(k)) \quad (34)$$

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

$$J_{Altitude}(k) = W_{\tau}^{Altitude} \sum_{m=1}^{N_{p,\tau}} (\|x_{Altitude}(k + m|k)\|)^2 \quad (35)$$

که در آن $W_{\tau}^{Altitude}$ ضریب وزنی مثبت می‌باشد. دنباله پیش‌بین حالت در راستای محور z ، یعنی $x_{Altitude}$ بصورت زیر بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} x_{Altitude}(k + m|k) = & F_{N_{p,\tau}}^{a,m} [\Delta x_{\tau}(k|k)^T \quad p_{\tau}^h(k|k)^T - p_0^h(k + m)^T \\ & p_{\tau}^v(k|k) - p_{\tau}^v(k|k + m) \quad v_{\tau}^h(k|k)^T - v_{\tau}^h(k|k + m)^T \\ & v_{\tau}^v(k|k) - v_{\tau}^v(k|k + m)]^T + H_{N_{p,\tau},N_{c,\tau}}^{a,m} \hat{u}_{\tau} \end{aligned} \quad (36)$$

که در آن v_{τ}^v می‌تواند دنباله‌ای تخمینی از سرعت هدف زمینی متحرک در زمان k باشد. نکته‌ای دیگر اینکه، بمنظور ردیابی بهتر هدف زمینی متحرک، دنباله‌های موقعیت و سرعت هدف زمینی متحرک، یعنی p_0^h و v_{τ}^v ، بهتر است با توجه به جهت‌گیری 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 هگزاتور خارج شود، هگزاتور به گونه‌ای افزایش ارتفاع می‌دهد که R_{Per}^h با سرعتی بیشتر از سرعت پیشینه‌ی هدف زمینی متحرک افزایش یابد.

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 هزینه 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 $W_{\tau}^{Terminal}$ بصورت (۳۷) تعریف می‌شود.

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

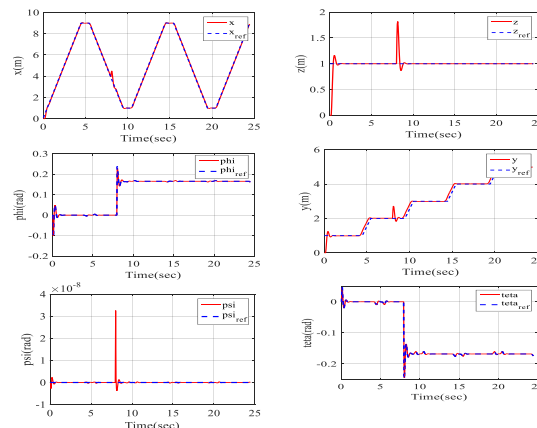
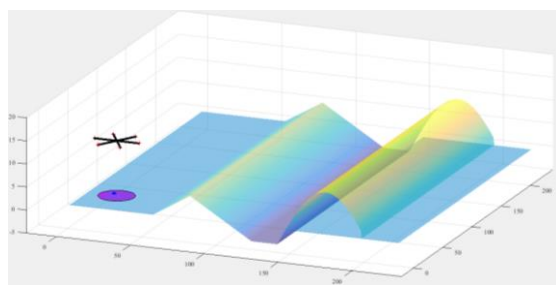
سناریوی پیشنهادی برای ارزیابی عملکرد حلقه کنترلی بیرونی هگزاروتور به گونه‌ای در نظر گرفته شده است که عملکرد کنترل‌کننده را در شرایط مختلفی که ممکن است به از دست داده هدف منتهی شود، بررسی نماید. در ابتدای سناریو، هگزاروتور هدف زمینی متحرک را رویت کرده و شروع به ردیابی آن می‌کند. با هدف ارزیابی کنترل‌کننده در پاسخ به تغییر جهت هدف، در بازه‌ی زمانی $t_1 \leq t < t_2$ هدف زمینی متحرک در راستای محور x تغییر جهت می‌دهد و در ادامه در بازه‌ی زمانی $t_2 \leq t < t_3$ در راستای محور y تغییر جهت می‌دهد. سپس در بازه‌ی $t_3 \leq t < t_4$ هدف زمینی با حرکت به صورت دایره‌ای و همچنین تغییر جهت 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 نیز در بازه‌ی زمانی $t_{11} \leq t < t_{12}$ به هگزاروتور اعمال می‌شود. در زمان‌های $t_{12} \leq t < t_{16}$ ناهمواری‌های متعددی در سطح زمین برای سنجش عملکرد کنترل‌کننده‌ها در پاسخ به تغییرات ارتفاع هدف در نظر گرفته شده است. در بازه‌ی زمانی $t_{16} \leq t < t_{17}$ هدف زمینی متحرک از دید هگزاروتور خارج می‌شود. هگزاروتور نیز در بازه‌ی زمانی $t \geq t_{17}$ با افزایش ارتفاع برای یافتن مجدد هدف زمینی تلاش می‌کند. پارامترهای کنترل‌کننده در جدول ۳ ارائه شده‌اند. همچنین برای توابع ارائه شده در روابط (۳۳) و (۳۴) می‌توان مقادیر زیر را فرض نمود.

$$R_{Per}^h(k) = 2d_{ho}^h(k) \quad (39)$$

$$p_r^v(k) = R_{Per}^h(k) + p_{tar}^z(k)$$

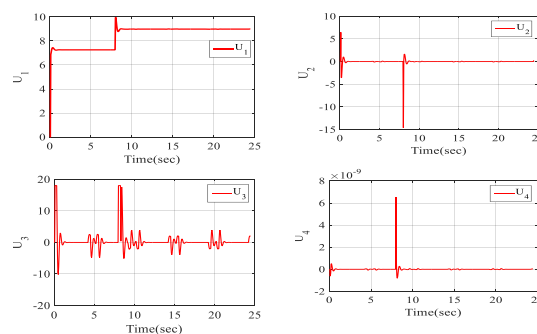
جدول ۳: پارامترهای کنترل‌کننده

پارامترهای هگزاروتور	مقدار
Δt	0.1s
W_T^u	0.01
D_{des}^h	5m
$W_T^{Tracking}$	250
$W_T^{Altitude}$	50
$W_T^{Maneuver}$	10
$N_{P,T}$	5
$N_{C,T}$	5
V_{max}	$60 \frac{km}{h}$



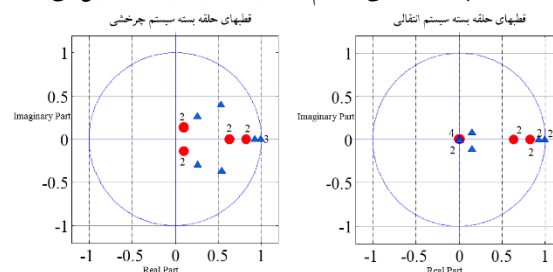
شکل ۵: پارامترهای موقعیت و وضعیت هگزاروتور در حضور اغتشاش ماندگار از

ثانیه ۸ به بعد



شکل ۶: سیگنال‌های کنترلی اعمال شده به هگزاروتور

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 نشان‌دهنده پایداری سیستم حلقه بسته می‌باشد. قطب‌های مثلی 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 مثلی شکل به سمت مبدأ دایره واحد نزدیکتر می‌باشند که نشان‌دهنده پایداری نسبی سیستم حلقه بسته نسبت به حالت قبل می‌باشد.

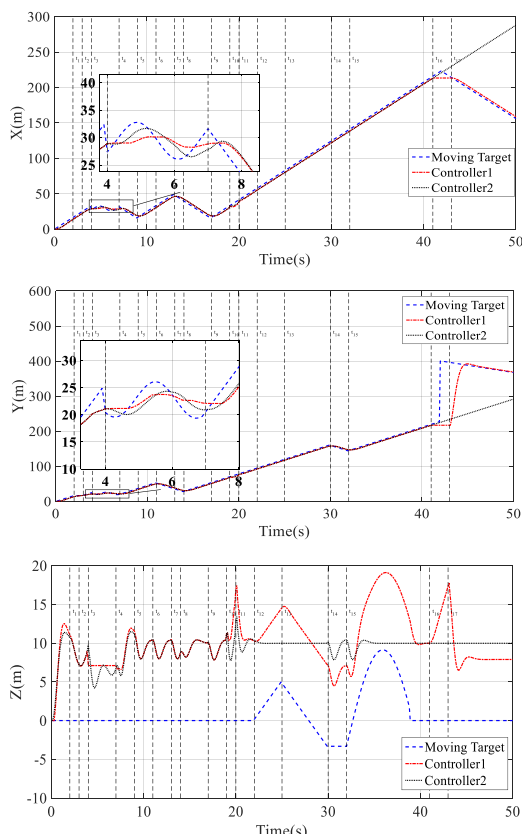


شکل ۷: قطب‌های حلقه بسته سیستم‌های انتقالی و چرخشی هگزاروتور

۲-۴- ارزیابی عملکرد حلقه کنترلی بیرونی

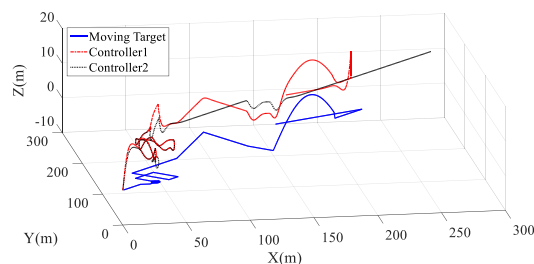
در این بخش، به منظور ارزیابی کارایی کنترل‌کننده حلقه بیرونی پیش‌بین مدل پیشنهادی (کنترل‌کننده ۱) در مقایسه با کنترل‌کننده‌های متداول پیش‌بین مدل (کنترل‌کننده ۲) که ویژگی‌های کنترل‌کننده پیشنهادی این مقاله را دارا نمی‌باشد مقایسه شده است. همانطور که گفته

در $t_{11} \leq t < t_{12}$ ، با کمک انتگرال گیر استفاده شده در مدل افزایشی در کنترل کننده ۱ دفع شده است در حالیکه در کنترل کننده ۲ تا پایان ماندگار مانده است (شکل های ۱۱ و ۱۳). همچنین، در $t_{11} \leq t < t_{14}$ که در آن هدف زمینی متحرک در راستای محور x و y تغییر جهتی ندارد، دارای مقدار ثابت پنج متر می باشد (شکل ۱۳).



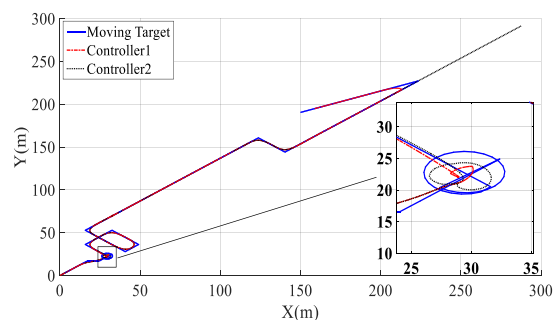
شکل ۱۰: تغییرات مولفه های موقعیت هگزاروتور در ردیابی هدف زمینی متحرک

در شکل های ۱۲ و ۱۳ شعاع دید هگزاروتور و فاصله ی مرکز 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، هگزاروتور ارتفاع خود را افزایش می دهد تا ناحیه دید خود را گسترش دهد. همچنین در بازه ی $t_{16} \leq t < t_{17}$ که هدف زمینی متحرک در ناحیه دید هگزاروتور قرار ندارد و هگزاروتور نمی تواند موقعیت و سرعت آنرا بدست آورد ارتفاع خود را برای پیدا کردن مجدد هدف زمینی افزایش می دهد. در سناریوی تست در نظر گرفته شده، هدف زمینی متحرک در هنگام ناپدید شدن جهت حرکت خود را نیز تغییر می دهد. همانطور که مشاهده می شود، کنترل کننده ۱ به دلیل افزایش دادن ارتفاع به هنگام از دید خارج شدن هدف زمینی و علی رغم تغییر جهت آن در حین فرار، در نهایت می تواند هدف زمینی را در $t \geq t_{17}$ مجدداً رؤیت نموده و به فرآیند ردیابی ادامه دهد. در صورتی که کنترل کننده ۲ بدلیل افزایش ندادن ناحیه دید خود نمی تواند هدف زمینی را مجدداً رؤیت کند و گمراه می شود.



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

در شکل های 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 بازه ی زمانی $t_3 \leq t < t_4$ ، هدف زمینی متحرک با شعاع چرخش کمتر از D_{des}^h 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 نشان دهنده نظاره گر بودن هگزاروتور می باشد. در صورتی که در کنترل کننده ۲، هگزاروتور مشغول مانورهای فریبنده هدف زمینی شده است. همانطور که در جدول ۴ مشاهده می شود جابجایی در راستای محور x و y به نسبت کنترل کننده ۲ کمتر بوده است؛ لیکن، جابجایی در راستای محور z بدلیل در نظر گرفتن ناهمواری ها بیشتر شده است. همچنین، زمانیکه هدف زمینی متحرک تغییر مسیر می دهد، با توجه به مزیت بهینه سازی کنترل کننده طراحی شده، هگزاروتور مسیر میان بر را برای کاهش فاصله خود از هدف زمینی متحرک انتخاب کرده است.



شکل ۹: نمایش ردیابی هدف زمینی متحرک در مختصات دو بعدی

در $t_{12} \leq t < t_{16}$ سه ناهمواری با ارتفاع های مختلف در مسیر 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، هگزاروتور کاهش شعاع دید خود را در نظر نگرفته و فرصت فرار هدف زمینی فراهم می شود. بهبود خطای ردیابی (در نظر گرفتن حفظ فاصله ی مطلوب ۵ متر از هدف زمینی در خطای ردیابی) در کنترل کننده ۱ به نسبت کنترل کننده ۲ در راستای محورهای x ، y و z در شکل ۱۱ نمایش داده شده است. بعلاوه، اغتشاش خارجی اعمال شده به هگزاروتور در بازه ی

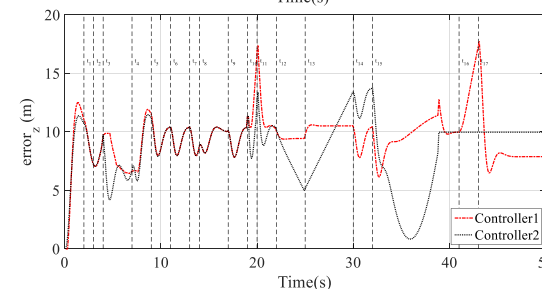
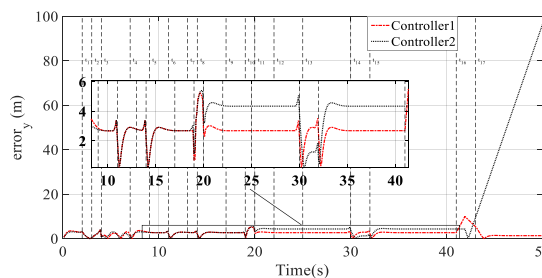
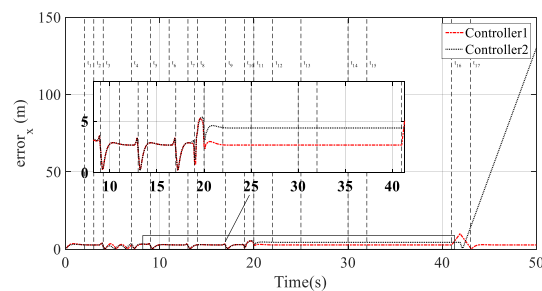
داشت که در این شبیه‌سازی فاصله‌ی مطلوب هگزاروتور از هدف ۵ متر در نظر گرفته شده است و با توجه به طول زمان اجرای این سناریو و پریود تکرار حلقه بیرونی، اعداد ارائه شده مجموع ۵۰ مقدار خطا در طول زمان می‌باشد. همچنین در این جدول مجموع قدرمطلق میزان حرکت طولی، عرضی و عمودی هگزاروتور برحسب متر نیز برای مقایسه میزان تلاش کنترلی این دو کنترل‌کننده ارائه شده است. این جدول نشان‌دهنده عملکرد مطلوب کنترل‌کننده پیشنهادی می‌باشد. 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 می‌شود.

جدول ۴: خطای ردیابی و جابجایی

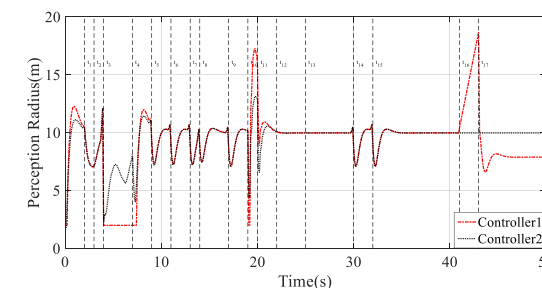
معیار مقایسه روش‌ها	میزان حرکت هگزاروتور (متر)			خطای ردیابی (متر)		
	x	y	z	x	y	z
کنترل‌کننده ۱	۱۳۷۳.۱	۱۲۸۸.۹	۴۷۶۶.۸	۳۲۱.۴	۳۰۲.۸	۱۱۹.۵
کنترل‌کننده ۲	۶۳۷۳.۴	۴۹۶۴.۱	۴۶۵۲.۷	۳۷۷.۱	۳۸۳.۷	۸۶.۷

۵- نتیجه‌گیری

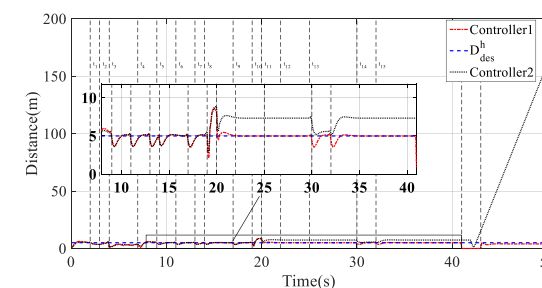
در این مقاله یک کنترل‌کننده پیش‌بین مدل سلسله مراتبی برای ردیابی هدف زمینی متحرک توسط یک هگزاروتور در حضور اغتشاشات محیطی ناشناخته و سطح ناهموار توسعه یافت. در حلقه درونی، کنترل‌کننده پیش‌بین مقیدی طراحی شد که توانایی دفع اغتشاش ماندگار و ردیابی سریع مسیر مرجع را دارد. همچنین، معیاری برای پایداری حلقه بسته سیستم 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 هگزاروتور بتواند هدف زمینی متحرک را حتی در صورت خارج شدن موقت از دید پرند و همچنین در صورت تغییر جهت‌های ناگهانی و ناهمواری مسیر دنبال کند. از ویژگی‌های این کنترل‌کننده می‌توان به عدم نیاز به سوئیچینگ اشاره کرد. از دیگر ویژگی‌ها می‌توان به مشغول نشدن هگزاروتور به مانورهای فریبنده هدف زمینی و کاهش تلاش‌های کنترلی مربوط به آن اشاره کرد که در شبیه‌سازی بصورت نظاره‌گر بودن و میان‌بر زدن مسیر توسط هگزاروتور نشان داده شد. به علاوه، از انتگرال‌گیر برای حذف خطای حالت ماندگار ناشی از ردیابی و اغتشاش وارده به هگزاروتور در طراحی کنترل‌کننده استفاده است. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده بهبود توانایی کنترل‌کننده سلسله مراتبی پیشنهادی 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 کنترل‌کننده‌های مشابه پیشین می‌باشد. در پژوهش‌های آتی توسعه کنترل‌کننده پیش‌بین مدل حاضر براساس پیش‌بینی موقعیت هدف زمینی در صورت خروج موقت آن از دید هگزاروتور



شکل ۱۱: خطای مولفه‌های موقعیت هگزاروتور در ردیابی هدف زمینی متحرک



شکل ۱۲: شعاع دید هگزاروتور



شکل ۱۳: فاصله بین هگزاروتور و هدف زمینی متحرک

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

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 and 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 اندازه‌گیری موقعیت و سرعت هدف مد نظر قرار خواهد گرفت.

۶- 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