مجله کنترل
ISSN (print) 2008-8345
ISSN (online) 2538-3752
جلد ۱۴، شماره ۳، پاییز ۱۳۹۹، صفحه ۷۴-۶۳

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

ابوالفضل اسکندرپور[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

دریافت: ۱۳۹۷/۰۷/۳۰ ویرایش : ۱۳۹۷/۱۰/۰۲ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۰/۱۷

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 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 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

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[DOI: 10.29252/joc.14.3.63]

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 هولونومیک 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 برروی 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 مدلغزشی نیز در مسئله ردیابی هدف زمینی متحرک بصورت گسترده استفاده شده است. در [۷] به همراه کنترل‌کننده مدلغزشی 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 [۱۲-۱۱]. 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 کنترل‌پیش بین 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 درنظر 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 سلسله مراتبی 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

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[DOI: 10.29252/joc.14.3.63]

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. به‌منظور 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 احتیاجی به سوئیچینگ نداشته باشد. کنترل‌کننده پیش‌بین مدل حلقه 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 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

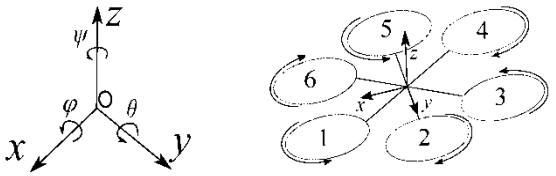
دینامیک هگزاروتور غیرخطی و دارای شش معادله حالت می‌باشد که سه معادله حالت مربوط به دینامیک چرخشی یا وضعیتی و سه معادله دیگر مربوط به دینامیک انتقالی بصورت مندرج در رابطه (۱) می‌باشند[۱۹][۲۴].

$$
\begin{aligned}
\ddot{\varphi} &= \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}}\dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{K_{fax}}{I_{xx}}\dot{\varphi}^2 - \frac{J_r}{I_{xx}}\Omega_r\dot{\theta} + \frac{U_2}{I_{xx}} + W_1\\
\ddot{\theta} &= \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}}\dot{\varphi}\dot{\psi} - \frac{K_{fay}}{I_{yy}}\dot{\theta}^2 + \frac{J_r}{I_{yy}}\Omega_r\dot{\varphi} + \frac{U_3}{I_{yy}} + W_2\\
\ddot{\psi} &= \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}}\dot{\theta}\dot{\varphi} - \frac{K_{faz}}{I_{zz}}\dot{\psi}^2 + \frac{U_4}{I_{zz}} + W_3\\
\ddot{x} &= -K_{ftx}\frac{\dot{x}}{m_s} + u_x\frac{U_1}{m_s} + W_4\\
\ddot{y} &= -K_{fty}\frac{\dot{y}}{m_s} + u_y\frac{U_1}{m_s} + W_5\\
\ddot{z} &= -K_{ftz}\frac{\dot{z}}{m_s} - g + u_z\frac{U_1}{m_s} + W_6
\end{aligned}
\qquad (۱)
$$

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_2، W_3، W_4، W_5 و W_6 نیروهای آیرودینامیکی هستند که بصورت اغتشاش (نویز سفید با میانگین صفر) به سامانه وارد می‌شوند. U_1 ، U_2، U_3 و U_4 ورودی‌های کنترلی و Ω_r سرعت زاویه‌ای نیز به صورت مندرج در رابطه (۲) تعریف می‌شوند. در این رابطه Ω_1، Ω_2، Ω_3، Ω_4، Ω_5 و Ω_6 سرعت‌های زاویه‌ای شش روتور می‌باشند که در شکل (۱) نمایش داده شده‌اند. U_1 نیروی فشاری کل تولید شده توسط پره‌ها و U_2، U_3 و U_4 به ترتیب نیروی فشاری لازم برای چرخش حول محورهای x، y و z می‌باشد. u_x، u_y و u_z نیز متغیرهای کمکی می‌باشند که برای سهولت در خطی‌سازی و همچنین بدست آوردن مسیرهای مرجع برای زیرسامانه چرخشی بکار گرفته می‌شوند. لازم به ذکر است که Ω_r برای فراهم شدن امکان خطی‌سازی معادلات هگزاروتور بصورت سیگنال کنترلی در نظر گرفته شده است ۲۳][۲۴]. پارامترهای دینامیکی هگزاروتور نیز در جدول (۱) معرفی شده است.

$$
U = \begin{bmatrix} U_1\\ U_2\\ U_3\\ U_4\\ \Omega_r \end{bmatrix}
= \begin{bmatrix}
b\,(\Omega_1{}^2+\Omega_2{}^2+\Omega_3{}^2+\Omega_4{}^2+\Omega_5{}^2+\Omega_6{}^2)\\
\frac{bl_a}{2}\,(-\Omega_1{}^2-2\Omega_2{}^2-\Omega_3{}^2+\Omega_4{}^2+2\Omega_5{}^2+\Omega_6{}^2)\\
\frac{bl_a\sqrt{3}}{2}\,(-\Omega_1{}^2+\Omega_3{}^2+\Omega_4{}^2-\Omega_6{}^2)\\
d\,(-\Omega_1{}^2+\Omega_2{}^2-\Omega_3{}^2+\Omega_4{}^2-\Omega_5{}^2+\Omega_6{}^2)\\
-\Omega_1+\Omega_2-\Omega_3+\Omega_4-\Omega_5+\Omega_6
\end{bmatrix}
\qquad (۲)
$$

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



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

جدول ۱: پارامترهای دینامیکی هگزاروتور

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

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[DOI: 10.29252/joc.14.3.63]

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

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

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

$$X_\xi(t) = \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \end{bmatrix},\ U_\xi = \begin{bmatrix} u_x U_1 \\ u_y U_1 \\ u_z U_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_x \\ U_y \\ U_z \end{bmatrix}, \qquad (۳)$$

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

$$A_\zeta = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t_\zeta & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1-\Delta t_\xi\left(\frac{K_{ftx}}{m_s}\right) & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t_\zeta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1-\Delta t_\xi\left(\frac{K_{fty}}{m_s}\right) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t_\zeta \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1+\Delta t_\xi\left(\frac{K_{ftz}}{m_s}\right) \end{bmatrix}, \qquad (۴)$$

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

همچنین با خطی‌سازی و گسسته‌سازی معادلات دینامیک چرخشی با نرخ Δt_η و حول نقطه $[\varphi\ \dot{\varphi}\ \theta\ \dot{\theta}\ \psi\ \dot{\psi}]^T = [0\ \dot{\varphi}_0\ 0\ \dot{\theta}_0\ 0\ \dot{\psi}_0]^T$ می‌توان نوشت؛

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

$$X_\eta(t) = \begin{bmatrix} \varphi \\ \dot{\varphi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix},\ U_\eta = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \\ \Omega_r \end{bmatrix} \qquad (۵)$$

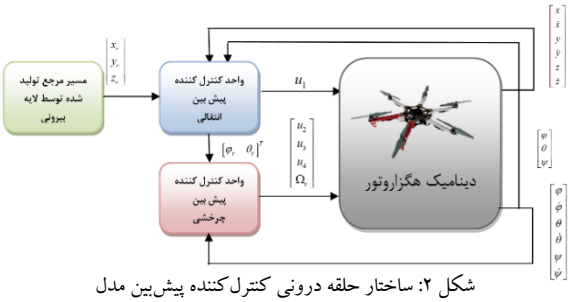
که در آن $\overline{A_\eta}$ و $\overline{B_\eta}$ بصورت (۶) بدست می‌آیند[23][۲۴].

$$A_{\eta,a} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t_\eta & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1-2K_{f\varphi}\dot{\varphi}_0\left(\frac{\Delta t_\eta}{I_{xx}}\right) & 0 & \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}}\Delta t_\eta\,\dot{\psi}_0 & 0 & \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}}\Delta t_\eta\,\dot{\theta}_0 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t_\eta & 0 & 0 \\ 0 & \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}}\Delta t_\eta\,\dot{\psi}_0 & 0 & 1-2K_{f\theta}\dot{\theta}_0\left(\frac{\Delta t_\eta}{I_{yy}}\right) & 0 & \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}}\Delta t_\eta\,\dot{\varphi}_0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t_\eta \\ 0 & \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}}\Delta t_\eta\,\dot{\theta}_{0,\eta} & 0 & \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}}\Delta t_\eta\,\dot{\varphi}_0 & 0 & 1-2K_{f\psi}\dot{\psi}_0\left(\frac{\Delta t_\eta}{I_{yy}}\right) \end{bmatrix}, \qquad (۶)$$

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

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

$$\begin{bmatrix} \Delta X(k+1) \\ Y(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0_m^T \\ CA & I_{q\times q} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \Delta X(k) \\ Y(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ CB \end{bmatrix}\Delta U(k) + \begin{bmatrix} B_d \\ CB_d \end{bmatrix}\epsilon(k) \qquad (۷)$$

$$Y(k) = [0_{m\times m}\quad I_{q\times q}]\begin{bmatrix} \Delta X(k) \\ Y(k) \end{bmatrix}$$

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

$$X(k+1) = A\,X(k) + B\,\Delta U(k) + B_d\,\epsilon(k)$$
$$Y(k) = C\,X(k) \qquad (۸)$$

۳-۲- 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].

$$\min_{U_\xi} \quad (H_\xi\Delta U_\xi + F_\xi X_\xi)^T\bar{Q}_\xi(H_\xi\Delta U_\xi + F_\xi X_\xi) + \Delta U_\xi^T\bar{R}_\xi\Delta U_\xi \qquad (۹)$$

$$subject\ to:\quad G_\xi\Delta U_\xi \le w_\xi$$

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

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[DOI: 10.29252/joc.14.3.63]

آمده به سامانه اعمال می‌شود. همچنین ماتریس‌های F_ξ و H_ξ بصورت زیر بدست می‌آیند.

$$F_\xi = \begin{bmatrix} CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{N_P} \end{bmatrix}, H_\zeta = \begin{bmatrix} H_{11} & 0 & \cdots & 0 \\ H_{21} & H_{11} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ H_{N_P,1} & H_{N_P-1,1} & \cdots & H_{N_P-N_C,1} \end{bmatrix} \quad (۱۰)$$

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 هگزاروتور (رابطه (۱)) و $U_1 = \sqrt{(U_z - mg)^2 + U_x^2 + U_y^2}$ ، مقادیر θ_r، φ_r و ψ_r به عنوان ورودی‌های کنترلی برای واحد کنترل‌کننده چرخشی بدست می‌آید.

$$\varphi_r = -sin^{-1}\left(\frac{U_y}{U_1}\right), \quad \theta_r = cos^{-1}\left(\frac{U_x}{U_1\, cos(\varphi)}\right), \quad \psi_r = 0\,. \quad (۱۱)$$

۴-۲- طراحی کنترل‌کننده پیش‌بین برای دینامیک چرخشی

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

$$W_\eta\,(k) = [\varphi_r, \theta_r, \psi_r\,]\hat{}T \quad (۱۲)$$

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

$$\min_{U_\eta} \quad (H_\eta \Delta U_\eta + F_\eta X_\eta)^T \bar{Q}_\eta (H_\eta \Delta U_\eta + F_\eta X_\eta) + \Delta U_\eta^T \bar{R}_\eta \Delta U_\eta \quad (۱۳)$$
$$subject\ to: \quad G_\eta \Delta U_\eta \le w_\eta$$

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 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].

۶-۲- بررسی پایداری کنترل‌کننده‌های 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.

$$J_\alpha = \sum_{j=1}^{N_P} \alpha^{-2j}\, X(k+j|k)^T Q X(k+j|k) + \sum_{i=1}^{N_C} \alpha^{-2i}\, \Delta U(k+i|k)^T R \Delta U(k+i|k) \quad (۱۴)$$
$$subject\ to: G\,\Delta U \le \gamma$$

در صورتی که $\alpha > 1$ باشد، ضرایب وزنی نمایی 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.

$$\Delta\hat{U}^T = [a^{-0}\Delta u(k)^T \quad a^{-1}\Delta u(k+1)^T \quad \cdots \quad a^{-N_C}\Delta u(k+N_C)^T] \quad (۱۵)$$
$$\hat{X}^T = [a^{-0}x(k)^T \quad a^{-1}x(k+1)^T \quad \cdots \quad a^{-N_P}x(k+N_P)^T]$$

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

$$\hat{J}_\alpha = \sum_{j=1}^{N_P} \hat{X}(k+j|k)^T Q \hat{X}(k+j|k) + \sum_{i=1}^{N_C} \Delta\hat{U}(k+i|k)^T R \Delta\hat{U}(k+i|k) \quad (۱۶)$$
$$subject\ to: G_\alpha\, \Delta\hat{U} \le \gamma, \quad G_\alpha = \begin{bmatrix} a^0 I & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & a^{N_C} I \end{bmatrix}$$

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 $\alpha > |\lambda_{max}(A)|$ ، 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 $(\alpha^{-1}A, \alpha^{-1}B)$ کنترل‌پذیر و $(\alpha^{-1}A, C)$ مشاهده‌پذیر باشد، آنگاه با حل ریکاتی $DLQR$ زیر و بدست آوردن P_∞، بهره کنترلی پایدار K بصورت (۱۷) بدست می‌آید.

$$\frac{A^T}{\alpha}\left[P_\infty - P_\infty \frac{B}{\alpha}\left(R + \frac{B^T}{\alpha} P_\infty \frac{B}{\alpha}\right)^{-1} \frac{B^T}{\alpha} P_\infty\right] + Q + P_\infty = 0 \quad (۱۷)$$
$$K = (R + \alpha^{-2} B^T P_\infty B)^{-1} \alpha^{-2} B^T P_\infty A$$

بنابراین سامانه حلقه بسته زیر با مقادیر ویژه درون دایره واحد پایدار است.

$$\hat{X}(k+j+1|k) = \alpha^{-1}(A - BK)\hat{X}(k+j|k) \quad (۱۸)$$

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.

$$\|\hat{X}(k+j|k)\| \le (1-\epsilon)^j \|\hat{X}(k)\| \quad (۱۹)$$

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[DOI: 10.29252/joc.14.3.63]

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؛

$$\|X(k+j|k)\| \le (\alpha \times (1-\epsilon))^j \|X(k)\| \qquad (۲۰)$$

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

$$0 < \alpha \times \lambda < 1 \qquad (۲۱)$$

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

$$\alpha|\lambda_{max}(A-BK)| < 1 \rightarrow |\lambda_{max}(A-BK)| < \alpha \qquad (۲۲)$$

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 [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- کنترل‌کننده حلقه بیرونی پیش‌بین مدل

در این بخش کنترل‌کننده پیش‌بین مدلی برای تولید مسیر مرجع هگزاروتور طراحی می‌شود. برای طراحی کنترل‌کننده 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 کنترل‌کننده در نظر گرفته شود.
- تغییرات ناگهانی در حرکت هدف زمینی (مانند دنده عقب گرفتن، تغییر جهت بصورت منحنی و غیره) باید در طراحی کنترل‌کننده 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 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 می‌کند.
- ملاک ردیابی مطلوب هدف زمینی متحرک، قرار گرفتن هدف در ناحیه‌ی دید هگزاروتور می‌باشد.

۳-۱- طراحی کنترل‌کننده پیش‌بین برای دینامیک چرخشی

در کنترل‌کننده حلقه بیرونی، همانند سطح درونی کنترل‌کننده از انتگرال‌گیر 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.

۳-۲- 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.

$$\begin{aligned} P_\tau(k+1) &= P_\tau(k) + \Delta t \cdot V_\tau(k) \\ V_\tau(k+1) &= V_\tau(k) + \Delta t \cdot a(k) \end{aligned} \qquad (۲۳)$$

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

$$x_\tau(k+1) = A_\tau x_\tau(k) + B_\tau U_\tau(k) \qquad (۲۴)$$

که در آن $U_\tau(k) = a_\tau(k)$ بوده و ماتریس‌های A_τ و B_τ بصورت(۲۵) می‌باشند.

$$A_\tau = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, B_\tau = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & \Delta t \end{bmatrix}. \qquad (۲۵)$$

۳-۳- طراحی کنترل‌کننده پیش‌بین مدل

با در نظر گرفتن افق پیش‌بین و افق کنترلی $N_{P,\tau}$ و $N_{C,\tau}$ و همچنین با رعایت شرط $N_{C,\tau} \le N_{P,\tau}$، بردار پیش‌بینی حالت و دنباله پیش‌بین کنترلی بصورت زیر تعریف می‌شوند.

$$\begin{aligned} \hat{x}_\tau &= [x_\tau(k+1|k) \quad x_\tau(k+2|k) \quad x_\tau(k+3|k) \quad \cdots \\ &\qquad x_\tau(k+N_{P,\tau}|k)]^T, \\ \hat{u}_\tau &= [u_\tau(k) \quad u_\tau(k+1) \quad u_\tau(k+2) \quad \cdots \quad u_\tau(k+N_{C,\tau})]^T. \end{aligned} \qquad (۲۶)$$

با تعریف ماتریس پاسخ F_τ و ماتریس دینامیک H_τ همانند بخش ۲-۳، حالت‌های پیش‌بینی سیستم بصورت زیر محاسبه می‌شوند.

$$\hat{x}_\tau = F_\tau x_\tau(k|k) + H_\tau \hat{u}_\tau. \qquad (۲۷)$$

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

$$\begin{aligned} \min_{u_\tau} \; & J_\tau(k, \hat{u}_\tau(k)) = J_{Control}(k, \hat{u}_\tau(k)) \\ & + J_{Tracking}(k, \hat{u}_\tau(k)) + J_{Altitude}(k, \hat{u}_\tau(k)) \\ & + J_{Maneuver}(k, \hat{u}_\tau(k)) \\ & + J_{Terminal}(k+N_{P,\tau}, \hat{u}_\tau(k+N_{C,\tau})) \end{aligned} \qquad (۲۸)$$

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[DOI: 10.29252/joc.14.3.63]

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 $x-y$ 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.

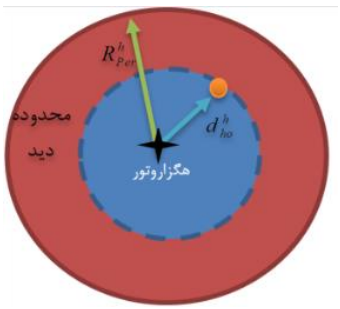
۳-۳-۱ تابع هزینه سیگنال کنترلی

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

$$J_{control}(k)=\sum_{n=1}^{N_{C,\tau}} a_\tau(k+n)^T\ W_\tau^u\ a_\tau(k+n) \qquad (۲۹)$$

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 هگزاروتور می‌باشد. در این شکل، p_o^h موقعیت هدف زمینی متحرک، d_{ho}^h فاصله‌ی بین هدف و هگزاروتور و R_{Per}^h 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 می‌شود. 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، نمی‌گردد. بر این اساس، تابع هزینه به گونه‌ای طراحی 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 هگزاروتور 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، هگزارتور باید ناحیه دید خود را با بالا بردن ارتفاع خود افزایش دهد. برای تامین این نیازمندی‌ها، تابع هزینه (۳۰) بکار گرفته شده است.

$$J_{Tracking}(k)=\begin{cases} W_\tau^{Tracking}\sum_{m=1}^{N_{P,\tau}}\left(\|x_{Tracking}(k+m|k)\|-d_{ho}^h\right)^2 & if\ \ D_{des}^h\le d_{ho}^h(k)\le R_{Per}^h(k), \\ W_\tau^{Tracking}\sum_{m=1}^{N_{P,\tau}}\left(\|x_{Hovering}(k+m|k)\|-d_{ho}^h\right)^2 & if\ \ 0\le d_{ho}^h(k)\le D_{des}^h, \\ 0\quad if\ d_{ho}^h(k)\ge R_{Per}^h(k) \end{cases} \qquad (۳۰)$$

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

$$\begin{aligned} &x_{Tracking}(k+m|k)= \\ &F_{N_{P,\tau}}^{p,m}[\Delta x_\tau(k|k)^T\quad p_\tau^h(k|k)^T-p_o^h(k+m)^T \\ &p_\tau^v(k|k)-p_r^v(k|k+m)\quad v_\tau^h(k|k)^T-v_\tau^o(k|k+m)^T \\ &v_\tau^v(k|k)-v_r^v(k|k+m)]^T+H_{N_{P,\tau},N_{C,\tau}}^{p,m}\hat{u}_\tau. \end{aligned} \qquad (۳۱)$$

که در آن p_o^h دنباله‌ای از موقعیت هدف زمینی متحرک در راستای محورهای x و y می‌باشد. همچنین، p_r^v دنباله‌ای از موقعیت دنباله‌روی هگزاروتور در راستای محور z، v_τ^o دنباله‌ای از سرعت هدف زمینی متحرک، v_r^v دنباله‌ای از سرعت در راستای محور z برای هگزاروتور و V_{max} بیشینه سرعت در راستای محورهای مختصات می‌باشد. در این مقاله سرعت هگزاروتور دارای بیشینه V_{max} و بزرگتر مساوی سرعت هدف زمینی در نظر گرفته شده است. همچنین $F_{N_{P,\tau}}^{p,m}$ ماتریس پاسخ و $H_{N_{P,\tau},N_{C,\tau}}^{p,m}$ ماتریس دینامیک مرتبط با حرکت افقی هگزاروتور می‌باشد و از ردیف‌های ماتریس اصلی پاسخ F_τ و ماتریس دینامیک H_τ 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 هگزاروتور نظاره‌گر آن باشد تا از محدوده خنثی خارج شود. بنابراین، این تابع هزینه، حالت «در جا پرواز کردن» را برای هگزاروتور تضمین می‌کند. با این توضیح، $x_{Hovering}$ بصورت (۳۲) بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} &x_{Hovering}(k+m|k)= \\ &F_{N_{P,\tau}}^{p,m}[\Delta x_\tau(k|k)^T\quad p_\tau^h(k|k)^T-p_\tau^h(k-1)^T \\ &p_\tau^v(k|k)-p_r^v(k|k-1)\quad v_\tau^h(k|k)^T-0 \\ &v_\tau^v(k|k)-0]^T+H_{N_{P,\tau},N_{C,\tau}}^{p,m}\hat{u}_\tau. \end{aligned} \qquad (۳۲)$$

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

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[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.

$$R_{Per}^{h}(k) = f_{Per}(k, d_{ho}^{h}(k)) \tag{۳۳}$$

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 $R_{Per}^{h}(k)$ و $p_{Tar}^{z}(k)$ باشد که بصورت (۳۴) بدست می‌آید.

$$p_{r}^{v}(k) = f_{v}(k, R_{Per}^{h}(k), p_{Tar}^{z}(k)) \tag{۳۴}$$

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

$$J_{Altitude}(k) = W_{\tau}^{Altitude} \sum_{m=1}^{N_{P,\tau}} (\|x_{Altitude}(k+m|k)\|)^2 \tag{۳۵}$$

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

$$\begin{aligned} &x_{Altitude}(k+m|k) = \\ &F_{N_{P,\tau}}^{a,m}[\Delta x_{\tau}(k|k)^{T} \quad p_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - p_{o}^{h}(k+m)^{T} \\ &p_{\tau}^{v}(k|k) - p_{r}^{v}(k|k+m) \quad v_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - v_{\tau}^{o}(k|k+m)^{T} \\ &v_{\tau}^{v}(k|k) - v_{r}^{v}(k|k+m)]^{T} + H_{N_{P,\tau},N_{C,\tau}}^{a,m}\hat{u}_{\tau}. \end{aligned} \tag{۳۶}$$

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_{o}^{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 صورتی‌که هدف زمینی متحرک از دید هگزاروتور خارج شود، هگزاروتور به گونه‌ای افزایش ارتفاع می‌دهد که R_{Per}^{h} با سرعتی بیشتر از سرعت بیشینه‌ی هدف زمینی متحرک افزایش یابد.

۳-۳-۴ 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 $W_{\tau}^{Terminal}$ بصورت (۳۷) تعریف می‌شود.

$$J_{Terminal}(k) = W_{\tau}^{Terminal}\|x_{Terminal}(k+N_{P,\tau}|k)\| \tag{۳۷}$$

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

$$\begin{aligned} &x_{Terminal}(k+m|k) = \\ &F_{N_{P,\tau}}^{p,v,N_{P,\tau}}[\Delta x_{\tau}(k|k)^{T} \quad p_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - p_{o}^{h}(k+N_{P,\tau})^{T} \\ &p_{\tau}^{v}(k|k) - p_{r}^{v}(k|k+N_{P,\tau}) \quad v_{\tau}^{h}(k|k)^{T} - v_{\tau}^{o}(k|k+N_{P,\tau}) \\ &v_{\tau}^{v}(k|k) - v_{r}^{v}(k|k+N_{P,\tau})]^{T} + H_{N_{P,\tau},N_{C,\tau}}^{p,v,N_{P,\tau}}\hat{u}_{\tau}. \end{aligned} \tag{۳۸}$$

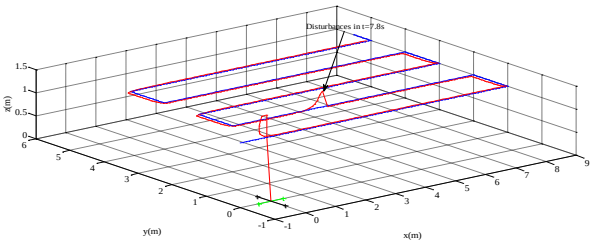
٤- شبیه‌سازی

برای دنبال کردن مسیر مرجع توسط کنترل‌کننده انتقالی هگزاروتور، باید نرخ نمونه‌برداری برای دینامیک انتقالی و چرخشی کوچک انتخاب شود. با توجه به اینکه دینامیک معادلات چرخشی هگزاروتور 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 هگزاروتور بصورت مندرج در جدول۲ 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.

۱-۴- ارزیابی عملکرد حلقه کنترلی داخلی

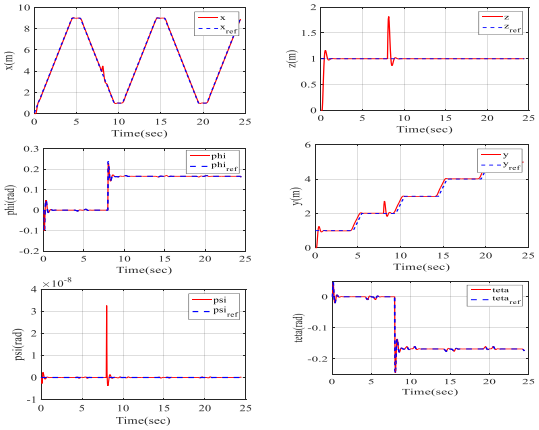
برای ارزیابی کنترل‌کننده طراحی شده برای حلقه درونی، مسیری برای دنبال کردن توسط هگزاروتور طراحی شده است. این مسیر در ارتفاع ثابت و در صفحه‌ی xy متغیر می‌باشد. برای نمایش بهتر نمودارهای متغیرهای حالت هگزاروتور، آن‌ها بصورت مقیاس زمانی محدود نمایش داده شده‌اند. همچنین، تأثیرات باد شدید بصورت اغتشاش خطی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

اغتشاش‌های $W_1 = 0.5$، $W_2 = 0.5$، $W_3 = 0.5$، $W_4 = 1$، $W_5 = 1$ و $W_6 = 1$ ، از زمان $t = 7.8\,s$ بصورت ماندگار تا پایان شبیه‌سازی به هگزاروتور اعمال می‌شود. همچنین، قیود عملی بر روی سیگنال کنترلی به صورت $0 \le U_1 \le 20$، $|U_2| \le 18$، $|U_3| \le 18$ و $|U_4| \le 1$ در نظر گرفته می‌شود. شکل ۴، ردیابی یک مسیر پیش فرض مرجع را توسط هگزاروتور نمایش می‌دهد. شکل ۵، توانایی کنترل‌کننده در دفع اغتشاش را نشان می‌دهد. همچنین، در شکل ۶، سیگنال‌های کنترلی اعمال شده به هگزاروتور نشان داده شده است.

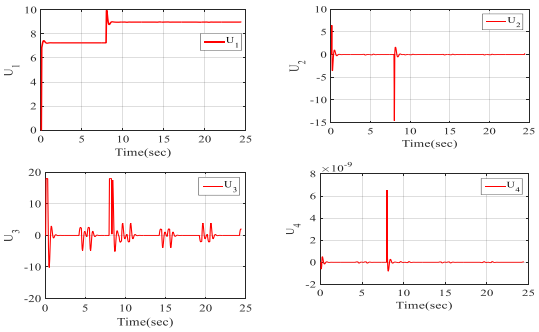


شکل ۴: عملکرد هگزاروتور در ردیابی مسیر مرجع

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[DOI: 10.29252/joc.14.3.63]

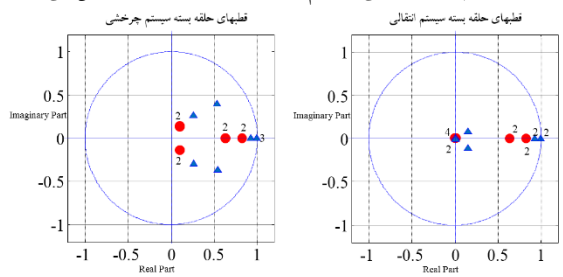


شکل ۵: پارامترهای موقعیت و وضعیت هگزاروتور در حضور اغتشاش ماندگار از ثانیه ۸ به بعد



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 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.



شکل ۷: قطب‌های حلقه بسته سیستم‌های انتقالی و چرخشی هگزاروتور

۲-۴- ارزیابی عملکرد حلقه کنترلی بیرونی

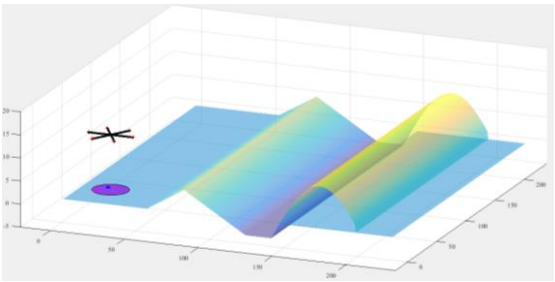
در این بخش، به منظور ارزیابی کارایی کنترل‌کننده حلقه بیرونی پیش‌بین مدل پیشنهادی (کنترل‌کننده۱) در مقایسه با کنترل‌کننده‌های متداول پیش‌بین مدل (کنترل‌کننده ۲) که ویژگی‌های کنترل‌کننده پیشنهادی این مقاله را دارا نمی‌باشد مقایسه شده است. همانطور که گفته شد مزیت روش پیشنهادی در حالاتی شامل تغییر ارتفاع 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 $t_1 \le t < t_2$ هدف زمینی متحرک در راستای محور x تغییر جهت می‌دهد و در ادامه در بازه‌ی زمانی $t_2 \le t < t_3$ در راستای محور y تغییر جهت می‌دهد. سپس در بازه‌ی $t_3 \le t < t_4$ 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 $t_4 \le t < t_{11}$، 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 $t_{11} \le t < t_{12}$ به هگزاروتور اعمال می‌شود. در زمان‌های $t_{12} \le t < t_{16}$ ناهمواری‌های متعددی در سطح زمین برای سنجش عملکرد کنترل‌کننده‌ها در پاسخ به تغییرات ارتفاع هدف در نظر گرفته شده است. در بازه‌ی زمانی $t_{16} \le t < t_{17}$ 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 می‌کند. پارامترهای کنترل‌کننده در جدول ۳ ارائه شده‌اند. همچنین برای توابع ارائه شده در روابط (۳۳) و (۳۴) می‌توان مقادیر زیر را فرض نمود.

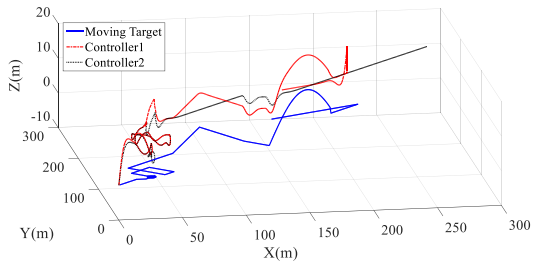
$$R_{Per}^{h}(k) = 2d_{ho}^{h}(k)$$
$$p_{r}^{v}(k) = R_{Per}^{h}(k) + p_{Tar}^{z}(k) \qquad (۳۹)$$

جدول ۳: پارامترهای کنترل‌کننده

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

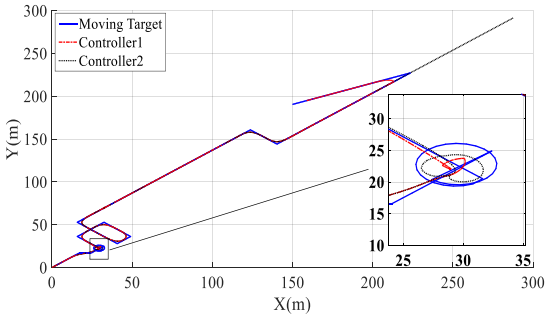


[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[DOI: 10.29252/joc.14.3.63]



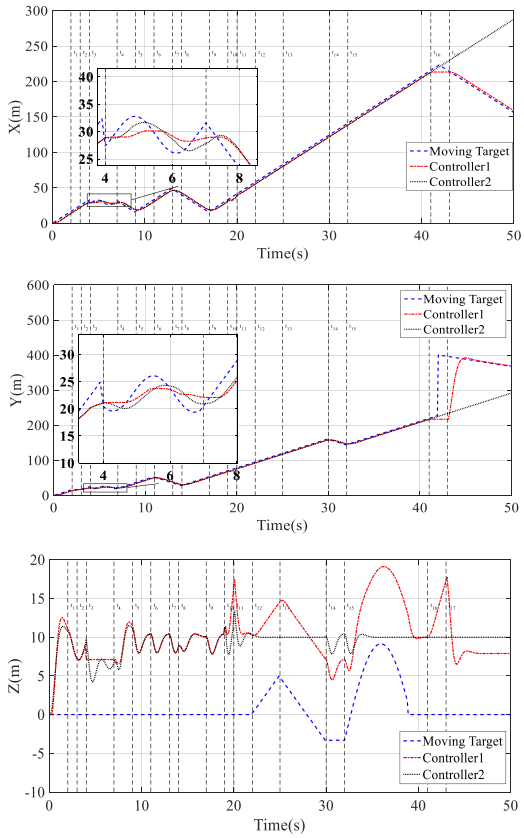
شکل ۸: نمایش عوارض سطح زمین و نتایج ردیابی هدف زمینی متحرک در مختصات سه بعدی

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 $t_3 \le t < t_4$، هدف زمینی متحرک با شعاع چرخش کمتر از D_{des}^{h} بدور خود می‌چرخد. همانطور که در شکل ۱۰ نشان داده شده است، متغیرهای x، y و z برای کنترل‌کننده ۱ تغییر چندانی در این بازه زمانی ندارند که نشان‌دهنده نظاره‌گر بودن هگزاروتور می‌باشد. در صورتی‌که در کنترل‌کننده ۲، هگزارتور مشغول مانورهای فریبنده هدف زمینی شده است. همانطور که در جدول ۴ مشاهده می‌شود جابجایی در راستای محور x و y به نسبت کنترل‌کننده ۲ کمتر بوده است؛ لیکن، جابجایی در راستای محور z بدلیل در نظر گرفتن ناهمواری‌ها بیشتر شده است. همچنین، زمانیکه هدف زمینی متحرک تغییر مسیر می‌دهد، با توجه به مزیت بهینه‌سازی کنترل‌کننده 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

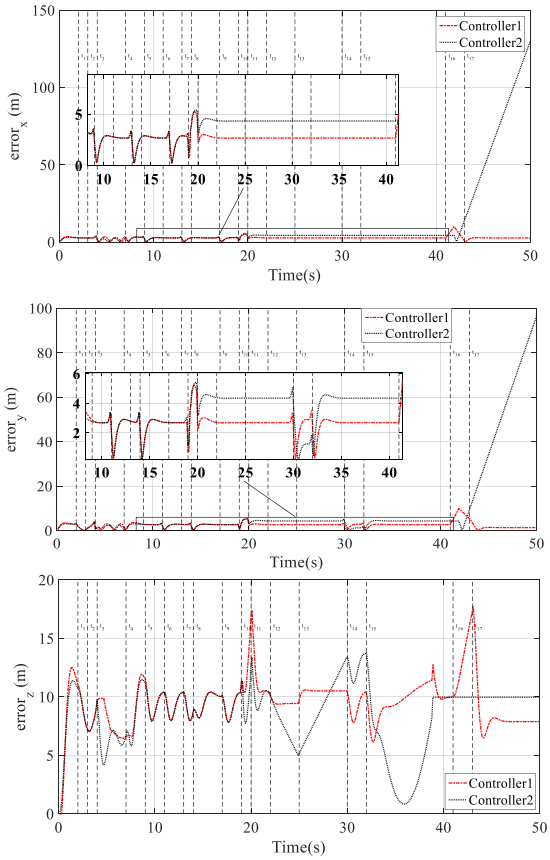
در $t_{12} \le t < t_{16}$ سه ناهمواری با ارتفاع‌های مختلف در مسیر حرکت هدف زمینی متحرک در نظر گرفته شده است. همانطور که مشاهده می‌شود کنترل‌کننده ۱ ناهمواری‌های سطح زمین را در نظر گرفته و تغییرات ارتفاع هدف زمینی را به خوبی دنبال می‌کند، در حالی که کنترل‌کننده ۲ این تغییرات را در نظر نمی‌گیرد (شکل ۱۰). 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 می‌شود. بهبود خطای ردیابی (در نظرگرفتن حفظ فاصله‌ی مطلوب ۵ متر از هدف زمینی در خطای ردیابی) در کنترل‌کننده ۱ به نسبت کنترل‌کننده ۲ در راستای محورهای x، y و z در شکل ۱۱ نمایش داده شده است. بعلاوه، اغتشاش خارجی اعمال شده به هگزاروتور در بازه‌ی $t_{11} \le t < t_{12}$، با کمک انتگرال‌گیر استفاده شده در مدل افزایشی در کنترل کننده ۱ دفع شده است در حالیکه در کنترل‌کننده ۲ تا پایان ماندگار مانده است (شکل‌های ۱۱ و ۱۳). همچنین، در $t_{11} \le t < t_{14}$ که در آن هدف زمینی متحرک در راستای محور x و y تغییر جهتی ندارد، D_{des}^{h} دارای مقدار ثابت پنج متر می‌باشد (شکل ۱۳).



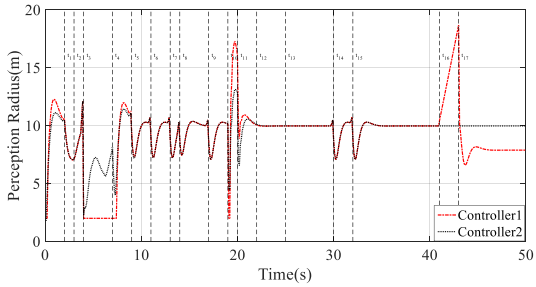
شکل ۱۰: تغییرات مولفه‌های موقعیت هگزاروتور در ردیابی هدف زمینی متحرک

در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ شعاع دید هگزاروتور و فاصله‌ی مرکز آن تا هدف زمینی نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، زمانی‌که هدف زمینی متحرک با تغییر جهت سعی در فرار از دید هگزاروتور دارد، هگزارتور ارتفاع خود را افزایش می‌دهد تا ناحیه دید خود را گسترش دهد. همچنین در بازه‌ی $t_{16} \le t < t_{17}$ که هدف زمینی متحرک در ناحیه دید هگزاروتور قرار ندارد و هگزاروتور نمی‌تواند موقعیت و سرعت آنرا بدست آورد ارتفاع خود را برای پیدا کردن مجدد هدف زمینی افزایش می‌دهد. در سناریوی تست در نظر گرفته شده، هدف زمینی متحرک در هنگام ناپدید شدن جهت حرکت خود را نیز تغییر می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود، کنترل‌کننده ۱ به دلیل افزایش دادن ارتفاع به هنگام از دید خارج شدن هدف زمینی و علی‌رغم تغییر جهت آن در حین فرار، در نهایت می‌تواند هدف زمینی را در $t \ge t_{17}$ مجدداً رؤیت نموده و به فرآیند ردیابی ادامه دهد. در صورتی‌که کنترل‌کننده ۲ بدلیل افزایش ندادن ناحیه دید خود نمی‌تواند هدف زمینی را مجدداً رؤیت کند و گمراه می‌شود.

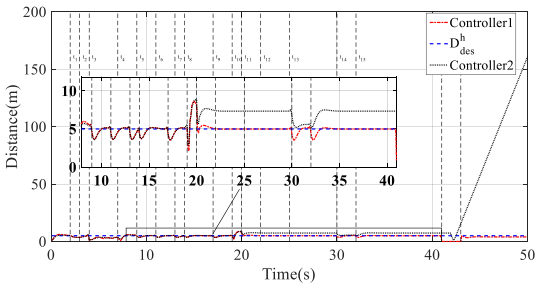
[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[DOI: 10.29252/joc.14.3.63]



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 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	خطای ردیابی (متر)			میزان حرکت هگزاروتور (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 سلسه 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 پرنده 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 پیش بینی موقعیت هدف زمینی در صورت خروج موقت آن از دید هگزاروتور

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[DOI: 10.29252/joc.14.3.63]

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 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.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-01-30]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.4.6]
[DOI: 10.29252/joc.14.3.63]