



طراحی و شبیه‌سازی سیستم کنترل نظارتی فازی و الگوریتم هدایت سه‌بعدی بهینه شده تعقیب هویج فازی برای یک ریزپرنده بال-ثابت

سید امیر حسین طباطبایی¹، عقیل یوسفی‌کما^{2*}، سید موسی آیتی³، سید سعید محتسبی²

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، طراحی کاربردی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشکده فنی دانشگاه تهران، تهران

2- استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشکده فنی دانشگاه تهران، تهران

3- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشکده فنی دانشگاه تهران، تهران

* تهران، صندوق پستی: 11155-4563، aykoma@ut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 31 مرداد 1394

پذیرش: 21 مهر 1394

ارائه در سایت: 25 آذر 1394

کلید واژگان:

کنترل نظارتی فازی

سیستم هدایت سه‌بعدی

الگوریتم تعقیب هویج فازی

الگوریتم میدان برداری

الگوریتم ژنتیک

چکیده

با توجه به اهمیت سیستم‌های خلبان خودکار در هواپیماهای بدون سرنشین، در این مقاله ابتدا به طراحی پارامتری سیستم‌های هدایت و کنترل پرداخته شده و سپس روش بدست آمده بر روی یک ریزپرنده عملیاتی شش درجه آزادی غیرخطی پیاده‌سازی می‌شود. سیستم کنترل پیشنهادی نظارتی فازی بوده که ضرایب نهایی آن به روش الگوریتم ژنتیک بهینه شده‌اند. به منظور طراحی سیستم هدایت نیز، ابتدا الگوریتم‌های هندسی تعقیب مسیر میدان برداری و تعقیب هویج دو بعدی (ارتفاع ثابت)، به سه بعد تعمیم داده شده‌اند. سپس، سیستم هدایت سه بعدی بهینه‌شده تعقیب هویج فازی بر پایه ترکیب الگوریتم هندسی تعقیب هویج، منطق فازی و الگوریتم ژنتیک، برای یک ریزپرنده بال-ثابت ارائه شده است. اضافه شدن منطق فازی به روش تعقیب هویج موجود، عملکرد آن را به طور قابل توجهی بهبود می‌بخشد. در هر مانور پروازی خودکار، سیستم‌های کنترل و هدایت به طور همزمان بر عملکرد هواپیما تأثیر دارند. بنابراین، با در نظر گرفتن سیستم کنترل یکسان، مقایسه عملکرد سیستم‌های هدایت سه بعدی بر پایه هر سه روش تعقیب هویج، تعقیب هویج فازی و میدان برداری با حضور اغتشاش باد و بدون آن صورت گرفته است. نتایج حاکی از برتری روش تعقیب هویج فازی ارائه شده در این مقاله در حرکت افقی و روش میدان برداری تعمیم داده شده به بعد سوم ارتفاع در حرکت عمودی می‌باشد.

Design and simulation of a fuzzy-supervisory control system and an optimized three-dimensional fuzzy carrot-chasing guidance algorithm for a fixed-wing MAV

Seyed Amir Hossein Tabatabaei, Aghil Yousefi-Koma*, Moosa Ayati, Seyed Saeid Mohtasebi

School of Mechanical Engineering, College of Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran

* P.O.B. 11155-4563, Tehran, Iran, aykoma@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 22 August 2015
Accepted 13 October 2015
Available Online 16 December 2015

Keywords:

Fuzzy supervisory control
three dimensional guidance system
fuzzy carrot-chasing algorithm
vector field algorithm
genetic algorithm

ABSTRACT

Due to the importance of autopilot systems in Micro Aerial Vehicles (MAVs), in this paper, first, parametric guidance and control systems are designed and are then implemented on a simulated nonlinear six-DOF MAV. The control system is fuzzy-supervisory and its gains are optimized using genetic algorithm. For designing the guidance system, first, two-dimensional (constant height) path following algorithms of vector field and carrot-chasing are developed to 3D algorithms. Then, an optimized 3D fuzzy carrot-chasing guidance system is presented using a combination of the carrot-chasing geometric algorithm, fuzzy logic, and genetic algorithm. Augmentation of the fuzzy logic to the carrot-chasing algorithm improves its performance significantly. In any autonomous flight maneuver, guidance and control systems affect the performance of the aircraft, simultaneously. So, using a similar control system, the performance of the 3D carrot-chasing algorithm, 3D vector field method, and the proposed 3D fuzzy carrot chasing algorithms are compared with and without applying the wind external disturbance. Results have shown significant superiority of the proposed 3D fuzzy carrot-chasing approach in the horizontal plane of motion and the 3D vector field method in the vertical plane of motion.

1- مقدمه

به منظور اجرای خودکار مأموریت‌های پروازی از پیش تعریف شده توسط یک هواپیمای بدون سرنشین (پهپاد)، به ترکیبی از سه سیستم ناوبری، هدایت و کنترل نیاز می‌باشد که به طور کلی سیستم خلبان خودکار نامیده می‌شوند.

وظیفه یک سیستم ناوبری، محاسبه موقعیت‌های مکانی و زاویه‌ای و سرعت پرنده در هر لحظه برای تحویل به سیستم‌های هدایت و کنترل می‌باشد. سیستم ناوبری، به منظور محاسبه اطلاعات مورد نیاز، از تلفیق

Please cite this article using:

S.A.H. Tabatabaei, A. Yousefi-Koma, M. Ayati, S.S. Mohtasebi, Design and simulation of a fuzzy-supervisory control system and an optimized three-dimensional fuzzy carrot-chasing guidance algorithm for a fixed-wing MAV, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 1, pp. 10-20, 2016 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

S.A.H. Tabatabaei, A. Yousefi-Koma, M. Ayati, S.S. Mohtasebi, Design and simulation of a fuzzy-supervisory control system and an optimized three-dimensional fuzzy carrot-chasing guidance algorithm for a fixed-wing MAV, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 1, pp. 10-20, 2016 (in Persian)

میا و همکارش [15] به ارائه یک روش کنترل تطبیقی برای تعقیب مسیر سه بعدی یک هواپیمای بدون سرنشین اقدام کرده‌اند. سوپارو و همکارش [16] نیز به روش کنترلی گام به عقب به طراحی سیستم هدایت برای یک هواپیمای بدون سرنشین پرداخته است. سایر روش‌های کنترلی نیز مانند روش تنظیم کننده خطی مرتبه دو [17]، مود لغزشی [18] و مدل پیش‌بین [19] مورد استفاده قرار گرفته‌اند.

البته روش‌های هندسی معمولاً ساده‌تر و پیاده‌سازی آن‌ها راحت‌تر است؛ به طوری که سیستم‌های خلبان خودکار تجاری و مرجع باز اغلب از این روش‌ها استفاده می‌کنند؛ به عنوان مثال در سیستم هدایت خلبان خودکار مرجع باز آردوپیلوت و خلبان خودکار پیشرفته کسترل¹⁰ [20] از الگوریتم میدان برداری و در خلبان خودکار مرجع باز پاپاراتزی¹¹ [21] از الگوریتم تعقیب هویج استفاده گردیده است.

در این مقاله، به منظور خودکارسازی اجرای یک مأموریت پروازی توسط یک ریزپرنده عملیاتی، ابتدا شبیه‌سازی دینامیکی شش درجه آزادی غیرخطی و سپس طراحی سیستم کنترل و هدایت صورت می‌گیرد.

2- شبیه‌سازی دینامیکی

سیستم کنترل بر پایه ترکیب روش تناسبی-انتگرالی-مشتقی و روش فازی نظارتی به صورت پارامتری طراحی شده است و ضرایب نهایی آن از کمینه‌سازی خطا به روش الگوریتم ژنتیک بدست می‌آیند. در بخش هدایت نیز، ابتدا روش‌های موجود تعقیب مسیر دو بعدی میدان برداری و تعقیب هویج با ارائه یک ایده جدید به سه بعد تعمیم داده می‌شوند. سپس سیستم هدایت جدید سه بعدی با ترکیب روش‌های تعقیب هویج سه بعدی، منطق فازی و الگوریتم ژنتیک ارائه و پیاده‌سازی می‌شود. سعی بر آن بوده است که تا جای ممکن سیستم هدایت به صورت پارامتری ارائه شود.

در نهایت، با در نظر گرفتن سیستم کنترل یکسان، عملکرد سه روش هدایت سه بعدی میدان برداری، تعقیب هویج و تعقیب هویج فازی برای اجرای یک مأموریت پروازی توسط یک ریزپرنده عملیاتی شبیه‌سازی شده، با حضور و عدم حضور اغتشاش خارجی باد، صورت می‌گیرد.

شبیه‌سازی دینامیکی این ریزپرنده بال-ثابت بر اساس 12 معادله غیرخطی و کوپل شده نیرویی، گشتاوری، سینماتیکی و ناوبری در محیط سیمولینک متلب¹² صورت گرفته است. معادلات (1)، (2)، (3) و (4) بیانگر دینامیک سیستم می‌باشند [22]:

❖ معادلات نیرویی:

$$\begin{aligned} F_x &= m(\dot{U} + QW - RV), F_y = m(\dot{V} + RU - PW) \\ F_z &= m(\dot{W} + PV - QU) \end{aligned} \quad (1)$$

❖ معادلات گشتاوری:

$$\begin{aligned} G_x &= \dot{P}I_x + QR(I_z - I_y) - (\dot{R} + PQ)I_{xz} \\ G_y &= \dot{Q}I_y - PR(I_z - I_x) + (P^2 - R^2)I_{xz} \\ G_z &= \dot{R}I_z + PQ(I_y - I_x) + (QR - \dot{P})I_{xz} \end{aligned} \quad (2)$$

❖ معادلات سینماتیکی:

$$\begin{aligned} P &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta, Q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ R &= \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \end{aligned} \quad (3)$$

❖ معادلات ناوبری:

$$\begin{aligned} \dot{P}_N &= U \cos \theta \cos \psi + V(-\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi) \\ &+ W(\sin \phi \sin \psi + \cos \theta \sin \theta \cos \psi) \\ \dot{P}_E &= U \cos \theta \cos \psi + V(\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) \\ &+ W(-\sin \phi \sin \psi + \cos \theta \sin \theta \sin \psi) \end{aligned}$$

10- Kestrel

11- Paparazzi

12- MATLAB Simulink

اطلاعات بدست آمده از سیستم موقعیت‌یاب جهانی¹، شتاب‌سنج، ژيروسکوپ و قطب‌نما به روش فیلتر کالمن و فیلتر کالمن تعمیم یافته استفاده می‌نماید [1]. سیستم هدایت با در اختیار گرفتن موقعیت مکانی صفحه‌ای $p(x, y)$ ، مختصات جغرافیایی نقاط مأموریت $W_i(x_i, y_i, z_i)$ و یا حتی برخی دیگر از متغیرهای پروازی (نظیر سرعت آبی و زاویه رول² و سمت³)، اقدام به محاسبه فرامین کنترلی سرعت مطلوب، ارتفاع آبی مطلوب و زاویه سمت آبی مطلوب نموده و آن‌ها را برای اجرا به سیستم کنترل می‌فرستد. در نهایت سیستم کنترل نیز، با دریافت موقعیت‌های مکانی و زاویه‌ای مورد نیاز از سیستم ناوبری و فرامین کنترلی از سیستم هدایت، دستورات لازم را به سطوح کنترلی پرنده شامل شهپر⁴، بالابر⁵، سکان⁶ و همچنین سیستم پیشرانس موتور ارسال می‌نماید. شکل 1 نحوه ارتباط بخش‌های مختلف یک سیستم خلبان خودکار را برای یک پهپاد بال-ثابت نشان می‌دهد [2].

به منظور کنترل انواع ریزپرنده⁷ های [3] بال-ثابت، روش‌های گوناگونی مورد استفاده قرار گرفته است. قربانی و همکارش [4] به طراحی کنترلر غیرخطی تعقیب مسیر پرواز با استفاده از سیستم تطبیقی مدل مرجع پرداخته است. هنری و همکاران [5] یک روش کاربردی برای کنترل یک ریزپرنده بال-ثابت بر مبنای دینامیک وارون ارائه داده‌اند. گابریل و همکاران [6] از دانشگاه مینوسا به طراحی و پیاده‌سازی سیستم کنترل تناسبی-انتگرالی-مشتقی برای یک هواپیمای بدون سرنشین پرداخته‌اند. ونیاژو و همکاران [7] نیز سیستم کنترل به روش پس‌خورخطی و تطبیقی مدل مرجع ارائه کرده و از جهات مختلف با روش تناسبی-انتگرالی-مشتقی مقایسه نموده‌اند. سارتوری در رساله دکتری [8] خود عملکرد سه روش کنترلی تناسبی-انتگرالی-مشتقی، تطبیقی و گام به عقب را مورد تحلیل قرار داده است. روش‌های تناسبی انتگرالی مشتقی، گام به عقب، مود لغزشی و فازی نیز توسط اسپینوزا و همکاران مورد مقایسه قرار گرفته است [9].

به منظور هدایت ریزپرنده‌های بال-ثابت نیز، الگوریتم‌های متنوع هندسی و کنترلی توسط محققان مختلف ارائه شده است. جلالی [10] به استخراج قانون هدایت بهینه خط سیر برای اهداف متحرک پرداخته است. از جمله الگوریتم‌های هندسی دیگر نیز می‌توان به روش‌های تعقیب خالص [11]، تعقیب هویج⁸ [12] و میدان برداری⁹ [13] اشاره کرد. همچنین مقایسه عملکرد آن‌ها نیز توسط سوجیت و همکاران [12] صورت گرفته است. از سوی دیگر می‌توان به روش‌های کنترلی اشاره کرد؛ ستاینده و همکارش [14] به طراحی قانون هدایت با استفاده از روش کنترل بهینه SDRE پرداخته‌اند.

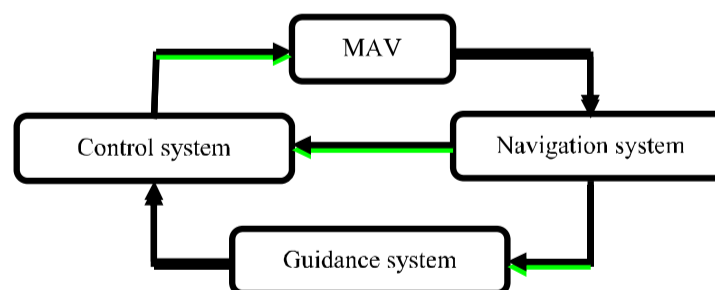


Fig. 1 Cooperation of autopilot system components for a MAV

شکل 1 نحوه همکاری اجزای مختلف سیستم خلبان خودکار در پهپاد بال-ثابت

1- GPS (Global Positioning System)

2- Roll angle

3- Heading angle

4- Aileron

5- Elevator

6- Rudder

7- پهپادها (UAV) بر حسب مشخصات فنی و برد عملیاتی به چندین دسته تقسیم می‌گردند. پهپادهای با وزن کم‌تر از 5 کیلوگرم در دسته ریزپرنده‌ها (MAV) قرار می‌گیرند.

8- Carrot-Chasing

9- Vector field

$$\begin{pmatrix} -F_D \\ F_{Yw} \\ -F_L \end{pmatrix} = R_{3 \times 3} \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} G_{xw} \\ G_{yw} \\ G_{zw} \end{pmatrix} = R_{3 \times 3} \begin{pmatrix} G_x \\ G_y \\ G_z \end{pmatrix} \quad (7)$$

که R ماتریس انتقال و تابع زوایای حمله و انحراف جانبی بوده و از رابطه (8) بدست می‌آید:

$$R = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) \cos(\beta) & \sin(\beta) & \sin(\alpha) \cos(\beta) \\ -\cos(\alpha) \sin(\beta) & \cos(\beta) & -\sin(\alpha) \sin(\beta) \\ -\sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \quad (8)$$

نیروها و گشتاورهای دستگاه باد نیز به صورت روابط (9) تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} F_D &= C_D \bar{q} S, F_{Yw} = C_{Yw} \bar{q} S, F_L = C_L \bar{q} S \\ G_{xw} &= C_{lw} \bar{q} b S, G_{yw} = C_{mw} \bar{q} c S, G_{zw} = C_{nw} \bar{q} b S \end{aligned} \quad (9)$$

مدل‌سازی آیرودینامیکی نیز بر اساس مدل خطی در پارامتر و به صورت روابط (10) انجام شده است [22]:

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D_0} + \frac{(C_L - C_{L_0})^2}{\pi e A R} + C_D^{\delta_e} \cdot \delta_e + C_D^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_D^{\delta_r} \cdot \delta_r + C_D^M \cdot M \\ C_L &= C_{L_0} + C_L^\alpha \cdot \alpha + C_L^{\delta_e} \cdot \delta_e + \frac{c}{2V} (C_L^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} + C_L^q \cdot q) + C_L^M \cdot M \\ C_{Yw} &= C_{Yw}^\beta \cdot \beta + C_{Yw}^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_{Yw}^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V} (C_{Yw}^p \cdot p + C_{Yw}^r \cdot r) \\ C_{lw} &= C_l^\beta \cdot \beta + C_l^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_l^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V} (C_l^p \cdot p + C_l^r \cdot r) \\ C_{mw} &= C_{m_0} + C_m^\alpha \cdot \alpha + C_m^{\delta_e} \cdot \delta_e + \frac{c}{2V} (C_m^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} + C_m^q \cdot q) + C_m^M \cdot M \\ C_{nw} &= C_n^\beta \cdot \beta + C_n^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_n^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V} (C_n^p \cdot p + C_n^r \cdot r) \end{aligned} \quad (10)$$

که پارامترهای استفاده شده در [23] تعریف شده‌اند.

پارامترهای هندسی و اینرسی ریزپرنده شبیه‌سازی شده در جدول 2 آورده شده است. پارامترهای مربوط به ضرایب بدون بعد آیرودینامیکی نیز در جدول 3 نشان داده شده‌اند.

2-1- سیستم کنترل

به منظور طراحی یک سیستم کنترل برای یک هواپیمای بدون سرنشین، می‌توان از روش‌های خطی و یا غیر خطی گوناگونی بهره برد؛ با این تفاوت که برای استفاده از روش‌های خطی لازم است تا پس از بدست آوردن یک نقطه تعادل پرواز، سیستم کنترلی را حول آن نقطه طراحی نموده به طوری که با رسیدن ورودی کنترلی به مقدار تعادلی، پرواز هواپیما در نقطه تعادل باقی بماند. مرور مقالات حیطة کنترل هواپیما نشان می‌دهد که می‌توان به خوبی از روش‌های کنترلی خطی مانند تناسبی-انتگرالی-مشتقی استفاده نمود.

نقطه تعادل هواپیما برای پرواز سیر¹، از حل دستگاه معادلات غیرخطی کوپل شده و پس از انتخاب اولیه سرعت مطلوب و رابطه بین زاویه پیچ² (θ) و زاویه حمله (α) بدست می‌آید. در این شبیه‌سازی، پس از انتخاب سرعت سیر 15 متر بر ثانیه و برابر بودن زوایای پیچ و حمله در حالت سیر، مقادیر اولیه سطوح کنترلی و دور موتور در جدول 4 نشان داده شده است. بدین ترتیب، فرامین کنترلی باضافه مقادیر فوق به سطوح کنترلی هواپیما ارسال می‌شوند.

در این مقاله، به منظور بهبود پاسخ هواپیما در مانورهای متفاوت پروازی به همراه اعمال اغتشاش خارجی باد، از سیستم فازی نظارتی³ به همراه کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی استفاده شده است [24]. بلوک دیاگرام سیستم کنترل نظارتی طراحی شده در شکل 2 مشاهده می‌گردد. در این شکل، منظور از خروجی سیستم ناوبری، سرعت و موقعیت‌های مکانی و زاویه‌ای می‌باشد.

1- Cruise
2- Pitch angle
3- Supervisory

جدول 1 تعریف متغیرهای استفاده شده در معادلات حرکت

Table 1 Definition of variables used in equations of motion

متغیر	تعریف
U, V, W	سرعت هواپیما در دستگاه بدنی
P, Q, R	سرعت زاویه‌ای هواپیما در دستگاه بدنی
$m, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$	جرم و ممان‌های اینرسی در دستگاه بدنی
ϕ, θ, ψ	زوایای اوایلر
P_N, P_E, h	موقعیت مکانی در دستگاه ثابت زمین
F_T, M_T	نیرو و گشتاور سیستم پیشران
S	ضریب مشخصه؛ سطح بال
c	ضریب مشخصه؛ وتر متوسط آیرودینامیکی

جدول 2 پارامترهای هندسی و فیزیکی ریزپرنده شبیه‌سازی شده

Table 2 Geometrical and physical parameters of the simulated MAV

پارامتر	واحد	اندازه
جرم	Kg	3.5
ممان اینرسی [$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$]	Kg.m ²	[0.283 0.293 0.552 0]
طول بال	m	2
سطح بال	m ²	0.42
وتر متوسط آیرودینامیکی	m	0.21

جدول 3 پارامترهای مربوط به محاسبه ضرایب بدون بعد آیرودینامیکی

Table 3 Parameters of non-dimensional aerodynamic coefficients

پارامتر	واحد	اندازه
C_{D_0}	-	0.09
$C_D^{\delta_a}$	rad ⁻¹	0.0008
C_{Yw}^β	rad ⁻¹	-0.2757
$C_{Yw}^{\delta_a}$	rad ⁻¹	-0.0014
$C_{Yw}^{\delta_r}$	rad ⁻¹	0.105
C_{Yw}^p	rad ⁻¹	0.059
C_{L_0}	-	0.6
C_L^α	rad ⁻¹	5.93
$C_L^{\delta_e}$	rad ⁻¹	0.56
C_L^q	rad ⁻¹	9.23
C_l^β	rad ⁻¹	-0.2598
$C_l^{\delta_a}$	rad ⁻¹	-0.152
C_l^p	rad ⁻¹	-0.883
C_l^r	rad ⁻¹	0.26
C_{m_0}	-	-0.0709
C_m^α	rad ⁻¹	-1.221
$C_m^{\delta_e}$	rad ⁻¹	-2.368
$C_m^{\dot{\alpha}}$	rad ⁻¹	-10.38
C_m^q	rad ⁻¹	-26.86
C_n^β	rad ⁻¹	0.0129
$C_n^{\delta_r}$	rad ⁻¹	-0.0484
C_n^p	rad ⁻¹	0.052
C_n^r	rad ⁻¹	-0.069

$$\dot{h} = U \sin \theta - V \sin \phi \cos \theta - W \cos \phi \cos \theta \quad (4)$$

که نیروها و گشتاورهای دستگاه بدنی از معادلات (5) بدست می‌آیند:

$$\begin{aligned} F_x &= C_x \bar{q} S + F_T, F_y = C_y \bar{q} S, F_z = C_z \bar{q} \\ G_x &= C_l \bar{q} b S + M_T, G_y = C_m \bar{q} c S, G_z = C_n \bar{q} b S \end{aligned} \quad (5)$$

بطوری که \bar{q} فشار دینامیکی و تابع سرعت هواپیما و چگالی هوا بوده و از رابطه (6) بدست می‌آید:

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (6)$$

تعریف تمام متغیرهای استفاده شده در جدول 1 آورده شده است.

به منظور سادگی در مدل‌سازی آیرودینامیکی، اغلب نیروها و گشتاورها در دستگاه باد تعریف شده که موسوم به نیروهای پسا، جانبی و برا می‌باشند. رابطه این نیروها و گشتاورها با مقادیر متناظر در دستگاه بدنی به صورت رابطه (7) می‌باشد:

در نظر گرفته شده برای اندازه خطا و اندازه مشتق خطا در هر زیرسیستم کنترلی در بخش مربوطه توضیح داده می‌شود.

توابع تعلق مربوط به خروجی نرمال شده ضرایب تناسبی و مشتقی نیز در شکل 5 و شکل 6 مشاهده می‌گردد. این خروجی‌ها با ضرب در یک ضریب نهایی به عنوان بهره‌های تناسبی و مشتقی سیستم کنترلی استفاده می‌شوند. ضرایب نهایی با استفاده از الگوریتم ژنتیک محاسبه می‌شوند.

نامگذاری توابع تعلق مربوط به خروجی‌های نرمال شده در شکل 5 و شکل 6، بر اساس مکان رأس آن‌ها می‌باشد. ابتدا و انتهای هر تابع تعلق نیز به ترتیب رئوس قبلی و بعدی می‌باشد.

قوانین فازی در نظر گرفته شده برای محاسبه بهره تناسبی نرمال بر اساس [24] به صورت زیر می‌باشد:

1. اگر اندازه خطا z و اندازه مشتق خطا s ، آنگاه خروجی 0.60 است.
2. اگر اندازه خطا z و اندازه مشتق خطا s ، آنگاه خروجی 0.35 است.

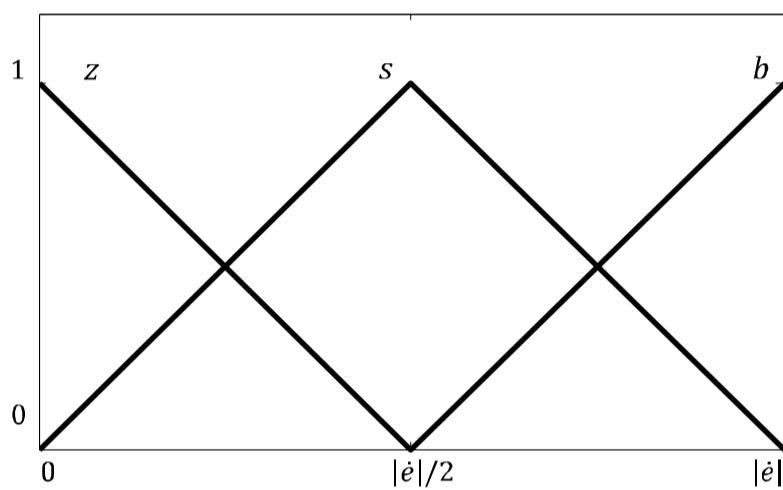


Fig. 4 Membership functions of the error rate absolute value

شکل 4 توابع تعلق مربوط به ورودی اندازه مشتق خطا

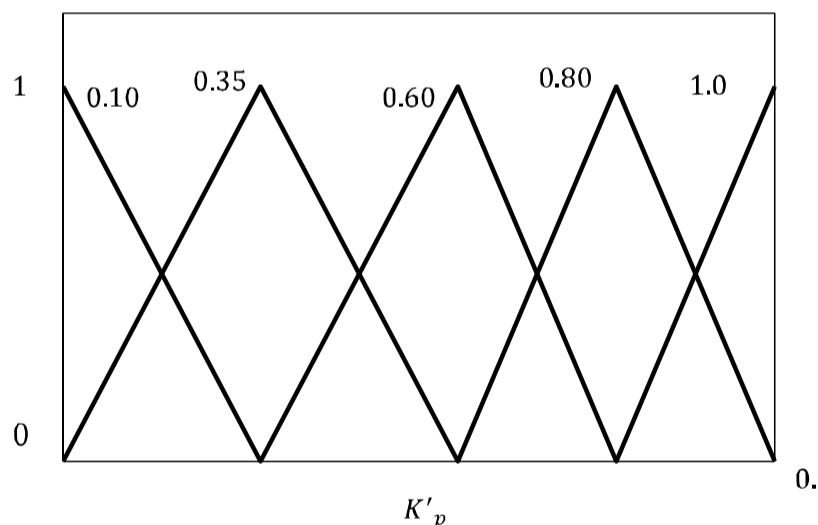


Fig. 5 Membership functions of the normalized P-gain

شکل 5 توابع تعلق مربوط به خروجی نرمال شده بهره تناسبی

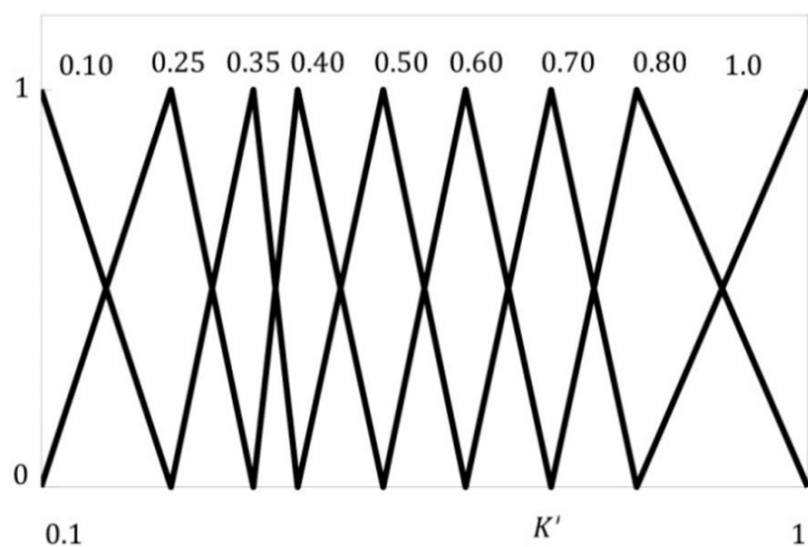


Fig. 6 Membership functions of the normalized D-gain

شکل 6 توابع تعلق مربوط به خروجی نرمال شده بهره مشتقی

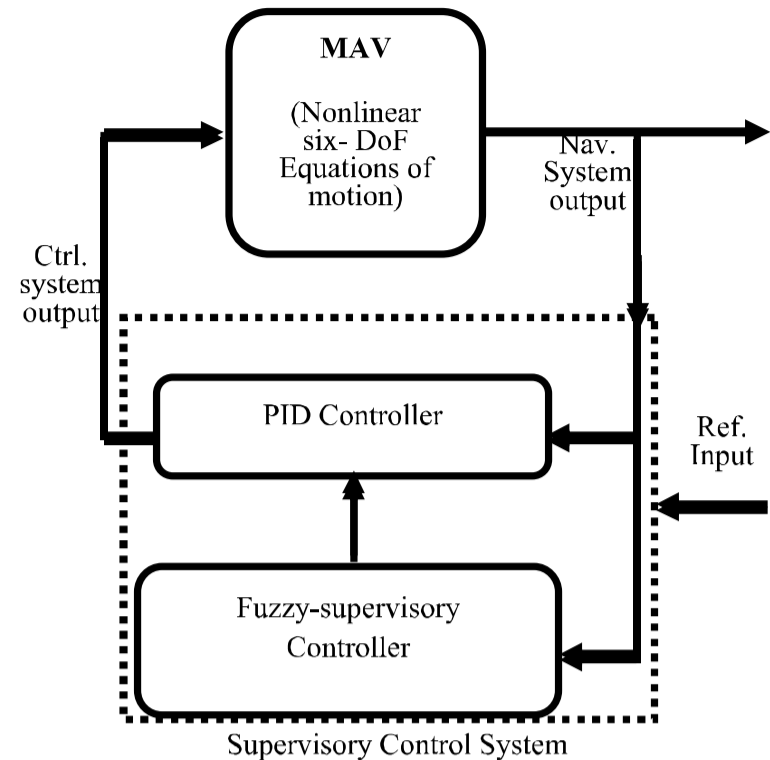


Fig. 2 Block diagram of the supervisory control system

شکل 2 بلوک دیاگرام کنترل کننده نظارتی فازی

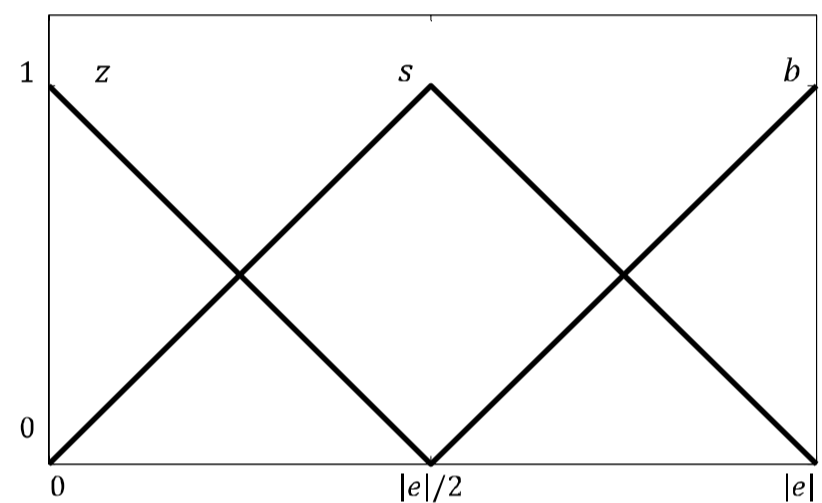


Fig. 3 Membership functions of the error absolute value

شکل 3 توابع تعلق مربوط به ورودی اندازه خطا

جدول 4 مقادیر سطوح کنترلی تعادلی در حالت سیر

Table 4 The cruise equilibrium values of the control surfaces

دور موتور (دور بر دقیقه)	زاویه شپهر (رادیان)	زاویه بالابر (رادیان)	زاویه سکان (رادیان)
6690	-0.010	-0.088	0.000

همچنین ورودی مرجع شامل مقادیر مطلوب سرعت، ارتفاع و زاویه سمت نیز از سیستم هدایت بدست می‌آیند. خروجی سیستم کنترل نیز فرامین کنترلی صادر شده به شپهر، بالابر، سکان و فرمان دور موتور (ملخ) می‌باشد؛ به طوری که مأموریت هواپیما با موفقیت به انجام برسد.

سیستم کنترل هواپیما، شامل سه زیرسیستم مجزای کنترل سرعت، کنترل ارتفاع و کنترل زاویه سمت می‌باشد. که همگی بر اساس ساختار نشان داده شده در شکل 2 عمل می‌کنند.

در هر زیرسیستم کنترلی، کنترل کننده نظارتی فازی که خروجی آن در بازه [0.1 1] نرمال شده است بر روی بهره‌های تناسبی و مشتقی اعمال شده و بهره‌های نهایی به روش الگوریتم ژنتیک بدست می‌آیند.

سیستم‌های نظارتی فازی طراحی شده در هر بخش مشابه بوده و تنها تفاوت آن‌ها ضرایب نهایی و بازه‌های در نظر گرفته شده برای توابع تعلق ورودی می‌باشد. ورودی سیستم فازی در هر قسمت اندازه خطا و اندازه مشتق خطا در نظر گرفته شده است. توابع تعلق ورودی‌های اندازه خطا و اندازه مشتق خطا در شکل 3 و شکل 4 نشان داده شده است. در این نمودارها، z ، s و b به ترتیب نشان دهنده توابع تعلق صفر، کم و زیاد می‌باشند. درباره بازه

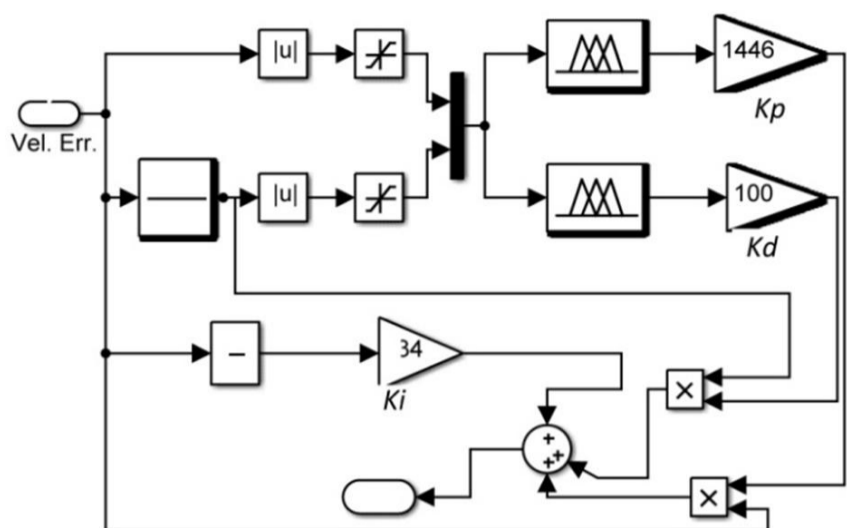


Fig. 8 Velocity Control Block

شکل 8 بلوک کنترل سرعت

جدول 5 بهره‌های نهایی زیرسیستم کنترل سرعت

Table 5 The final gains of the velocity control subsystem

بهره تناسبی	بهره مشتقی	بهره انتگرالی
1446	100	934

جدول 6 بهره‌های نهایی زیرسیستم کنترل ارتفاع

Table 6 The final gains of the height control subsystem

ارتفاع	ارتفاع	ارتفاع	زاویه پیچ	زاویه پیچ	زاویه پیچ
3	0.7	0.01	0.045	0.01	0.0075

2-1-2- زیرسیستم کنترل ارتفاع

همان‌گونه که در شکل 9 نشان داده شده است، زیرسیستم کنترل ارتفاع، از دو حلقه درونی و بیرونی تشکیل شده است؛ حلقه درونی زاویه پیچ هواپیما را کنترل کرده و حلقه بیرونی ارتفاع را به میزان مطلوب می‌رساند. خروجی این قسمت به بالابر هواپیما اعمال می‌گردد.

در شکل 9، در بلوک کنترل ارتفاع، کنترل کننده تناسبی-مشتقی-انتگرالی به همراه سیستم نظارتی فازی بکار رفته است (شکل 10). در این بلوک، بازه در نظر گرفته شده برای ورودی‌های اندازه خطای ارتفاع و اندازه مشتق خطای ارتفاع به ترتیب [0 5] و [0 2.5] می‌باشد. همان‌گونه که پیشتر اشاره شد، در نظر گرفتن این بازه‌ها توسط بلوک اشباع، به منظور تمرکز زیرسیستم کنترل کننده در بازه مذکور می‌باشد. در بلوک کنترل زاویه پیچ نیز، کنترل کننده معمولی تناسبی-انتگرالی-مشتقی مورد استفاده قرار گرفته که در شکل 11 نشان داده شده است.

شش بهره نهایی این زیرسیستم کنترلی از کمینه‌سازی اندازه خطای ارتفاع (به عنوان تابع هزینه) به روش الگوریتم ژنتیک، در حین اجرای یک مانور تعقیب مسیر با ارتفاع متغیر، در جدول 6 آورده شده است.

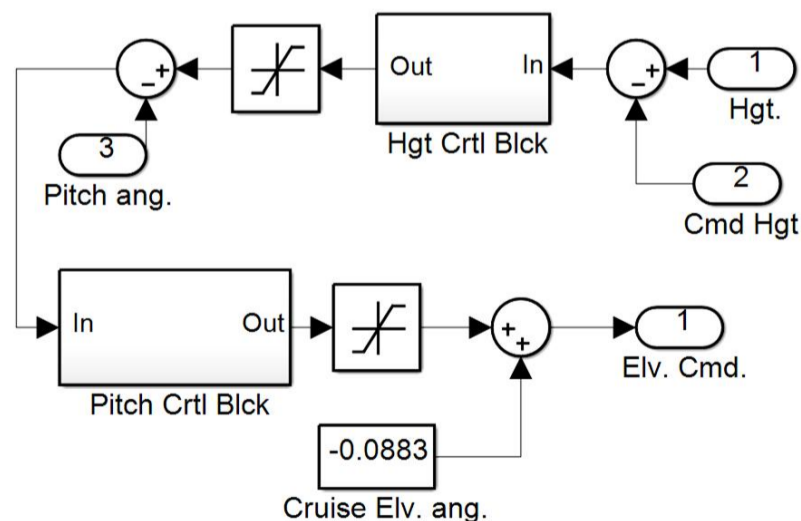


Fig. 9 Height Control sub-system for the simulated MAV

شکل 9 زیرسیستم کنترل ارتفاع برای ریزپرنده شبیه‌سازی شده

3. اگر اندازه خطای z و اندازه مشتق خطای b ، آنگاه خروجی 0.10 است.
4. اگر اندازه خطای s و اندازه مشتق خطای z ، آنگاه خروجی 0.80 است.
5. اگر اندازه خطای s و اندازه مشتق خطای s ، آنگاه خروجی 0.60 است.
6. اگر اندازه خطای s و اندازه مشتق خطای b ، آنگاه خروجی 0.35 است.
7. اگر اندازه خطای b و اندازه مشتق خطای z ، آنگاه خروجی 1.0 است.
8. اگر اندازه خطای b و اندازه مشتق خطای s ، آنگاه خروجی 0.80 است.
9. اگر اندازه خطای b و اندازه مشتق خطای b ، آنگاه خروجی 0.60 است.

قوانین فازی در نظر گرفته شده برای محاسبه بهره مشتقی نرمال نیز بر اساس [24] به صورت زیر می‌باشد:

1. اگر اندازه خطای z و اندازه مشتق خطای z ، آنگاه خروجی 0.60 است.
2. اگر اندازه خطای z و اندازه مشتق خطای s ، آنگاه خروجی 0.80 است.
3. اگر اندازه خطای z و اندازه مشتق خطای b ، آنگاه خروجی 1.0 است.
4. اگر اندازه خطای s و اندازه مشتق خطای z ، آنگاه خروجی 0.35 است.
5. اگر اندازه خطای s و اندازه مشتق خطای s ، آنگاه خروجی 0.50 است.
6. اگر اندازه خطای s و اندازه مشتق خطای b ، آنگاه خروجی 0.70 است.
7. اگر اندازه خطای b و اندازه مشتق خطای z ، آنگاه خروجی 0.1 است.
8. اگر اندازه خطای b و اندازه مشتق خطای s ، آنگاه خروجی 0.25 است.
9. اگر اندازه خطای b و اندازه مشتق خطای b ، آنگاه خروجی 0.40 است.

کنترل کننده‌های نظارتی فازی توسط جعبه ابزار فازی نرم‌افزار متلب پیاده‌سازی می‌شود. در این جعبه ابزار، از موتور استنتاج ممدانی حاصلضرب، به جای عملگر "و" از کمینه و به جای عملگر "یا" از بیشینه استفاده شده است. همچنین غیر فازی کننده میانگین مراکز بکار رفته است. این غیر فازی کننده نیاز به محاسبات بیشتری دارد ولی در عوض به نویز غیر حساس بوده و دارای پیوستگی می‌باشد. در ادامه زیرسیستم‌های کنترل سرعت، ارتفاع و زاویه سمت مورد بررسی قرار می‌گیرند.

2-1-1-1- زیرسیستم کنترل سرعت

زیرسیستم کنترل سرعت برای ریزپرنده شبیه‌سازی شده، در شکل 7 نشان داده شده است. به منظور کنترل سرعت هواپیما، خطای سرعت از میزان مطلوب، وارد بلوک کنترل شده و خروجی آن مستقیماً به سیستم پیشرانس اعمال می‌گردد.

در بلوک کنترل سرعت شکل 7، از کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی به همراه سیستم نظارتی فازی استفاده شده است (شکل 8). بازه در نظر گرفته شده برای توابع تعلق ورودی اندازه خطای سرعت و اندازه مشتق خطای سرعت به ترتیب [0 0.4] و [0 0.2] می‌باشد که توسط بلوک اشباع ایجاد می‌گردد. علت استفاده از این بازه‌ها، تمرکز زیرسیستم کنترل کننده در بازه مذکور می‌باشد. در بلوک کنترل سرعت، شکل 8، بهره‌های نهایی تناسبی، مشتقی و انتگرالی، به روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک و توسط بلوک بهینه‌سازی نرم‌افزار متلب محاسبه شده‌اند. این بهره‌ها در جدول 5 آورده شده‌اند. تابع هزینه در اجرای این بهینه‌سازی، اندازه خطای سرعت در طی یک مانور تعقیب مسیر در حین اعمال اغتشاش خارجی باد می‌باشد.

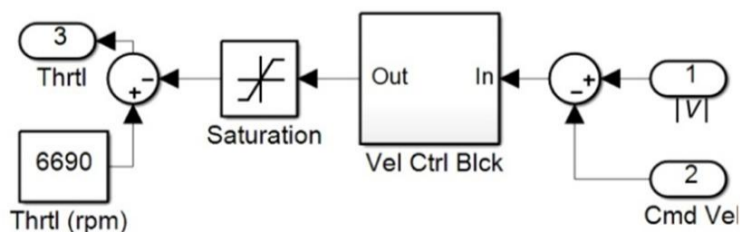


Fig. 7 Velocity Control sub-system for the simulated MAV

شکل 7 زیرسیستم کنترل سرعت برای ریزپرنده شبیه‌سازی شده

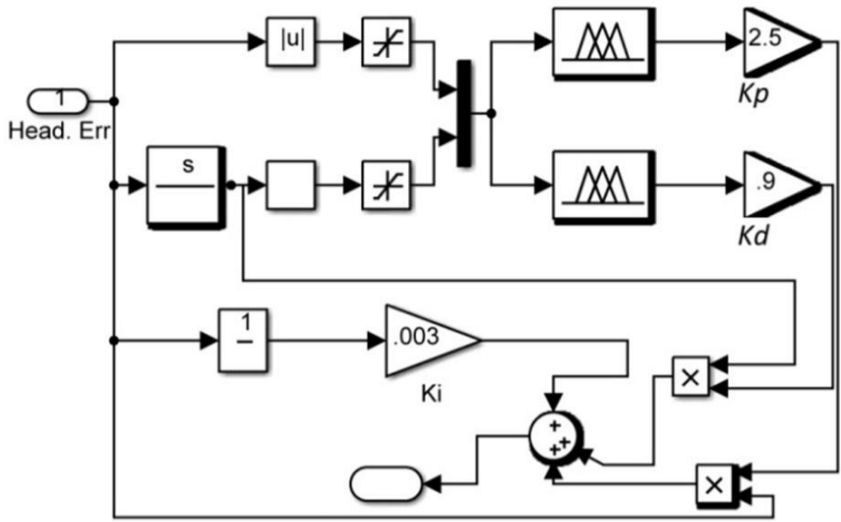


Fig. 13 Heading Control Block

شکل 13 بلوک کنترل زاویه سمت

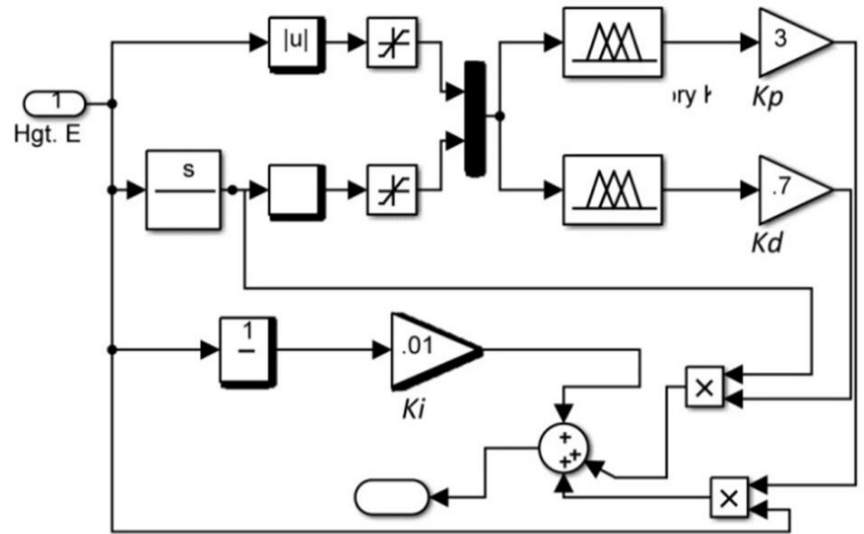


Fig. 10 Height Control Block

شکل 10 بلوک کنترل ارتفاع

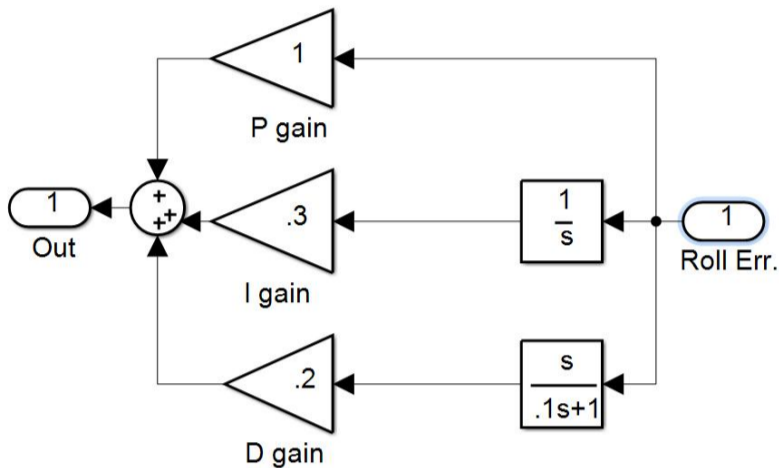


Fig. 14 Roll Control Block

شکل 14 بلوک کنترل زاویه رول

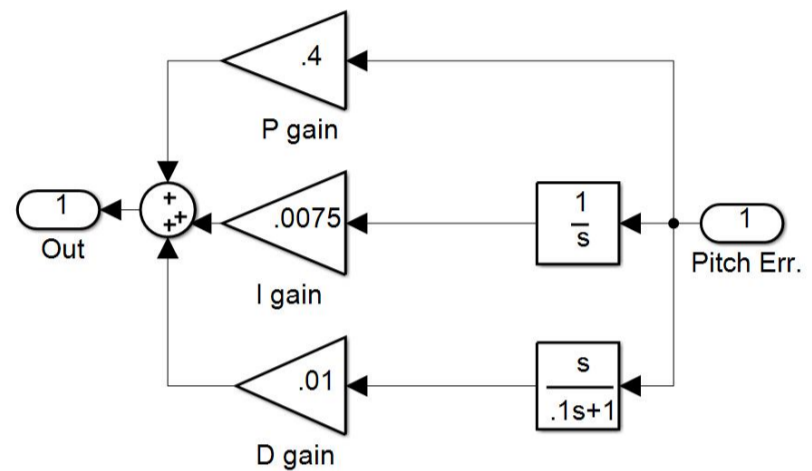


Fig. 11 Pitch Control Block

شکل 11 بلوک کنترل زاویه پیچ

جدول 7 بهره‌های نهایی زیرسیستم کنترل کننده زاویه سمت

Table 7 The final gains of the heading control subsystem

بهره تناسبی	بهره مشتقی	بهره انتگرالی	بهره تناسبی	بهره مشتقی	بهره انتگرالی
زاویه سمت	زاویه سمت	زاویه سمت	زاویه رول	زاویه رول	زاویه رول
2.5	0.9	0.003	1	0.2	0.3

در این بلوک، بازه در نظر گرفته شده برای ورودی‌های اندازه خطای زاویه سمت و اندازه مشتق خطای زاویه سمت به ترتیب $[0 \ 0.35]$ و $[0 \ 0.15]$ می‌باشد. در بلوک کنترل زاویه پیچ نیز، کنترل کننده معمولی تناسبی-انتگرالی-مشتقی مورد استفاده قرار گرفته که در شکل 14 نشان داده شده است.

شش بهره نهایی این زیرسیستم کنترل کننده از کمینه‌سازی مجموع نرمال شده خطاهای زاویه سمت، زاویه رول و همچنین فرامین ارسال شده به سطوح کنترلی شهپر و سکان، به عنوان تابع هزینه، به روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک محاسبه شده که در جدول 7 آورده شده‌اند.

3- سیستم هدایت

تولید فرامین کنترلی مطلوب سرعت، ارتفاع و زاویه سمت، به منظور اجرای مأموریت پروازی، توسط سیستم هدایت صورت می‌گیرد [2]. ورودی اولیه سیستم هدایت، تعدادی نقطه در فضا بوده که موسوم به نقاط مأموریت هستند. اولین وظیفه سیستم هدایت متصل کردن نقاط مأموریت به یکدیگر می‌باشد. در نتیجه مسیر مطلوب برای هواپیما مشخص می‌گردد.

در این تحقیق، برای ریزپرنده یک سرعت ثابت در نظر گرفته شده و از آنجا که زمان اتمام مأموریت مطرح نمی‌باشد، این سیستم هدایت بر پایه تعقیب مسیر طراحی گشته است. اگر مسئله زمان در اجرای مأموریت مطرح باشد به آن تعقیب زمان‌مند مسیرگویند که البته در مورد این گونه پهپادها کاربرد چندانی ندارد [12].

3-1-2- زیرسیستم کنترل زاویه سمت

این زیرسیستم نیز مشابه زیرسیستم کنترل ارتفاع، از دو حلقه درونی و بیرونی تشکیل شده است؛ حلقه داخلی زاویه رول را کنترل کرده و حلقه بیرونی زاویه سمت هواپیما را کنترل می‌نماید. خروجی این قسمت همزمان به دو سطح کنترلی شهپر و سکان ارسال می‌شود (شکل 12).

از آنجا که زاویه سمت هواپیما همواره در بازه $[0 \ 2\pi]$ در نظر گرفته می‌شود، محاسبه خطای زاویه سمت باید به گونه‌ای باشد که از بین دور زدن راستگرد و یا چپگرد موردی انتخاب شود که به خطای کم‌تر منجر گردد. بلوک محاسبه خطا در شکل 12 این وظیفه را انجام می‌دهد.

در بلوک کنترل زاویه سمت شکل 12 کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی بکار رفته است که بهره‌های نهایی آن توسط سیستم نظارتی فازی بدست می‌آیند (شکل 13).

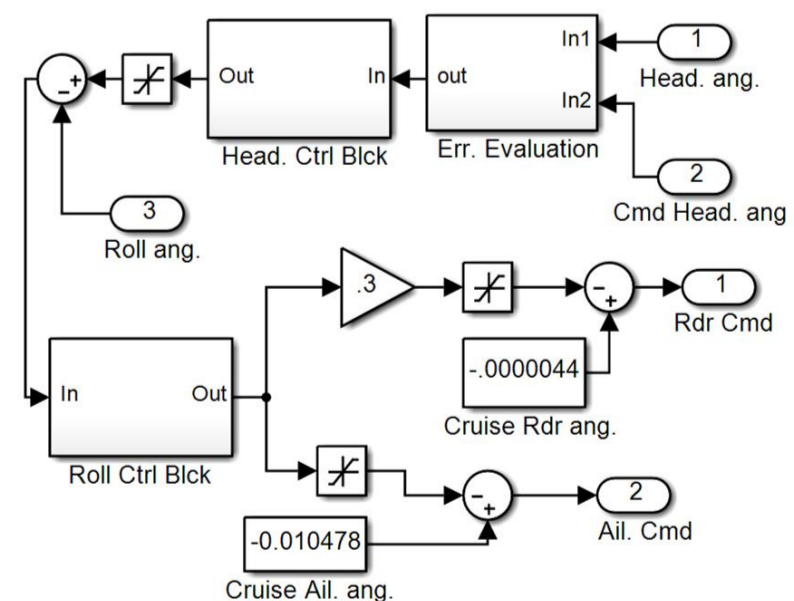


Fig. 12 Heading Control sub-system for the simulated MAV

شکل 12 زیرسیستم کنترل زاویه سمت برای ریزپرنده شبیه‌سازی شده

$$\psi_c \leftarrow \psi_d - \left(\frac{k\chi^e V}{\alpha \tau^k}\right) \epsilon^{k-1} \sin \psi \quad 12.$$

▪ پایان شرط

که W_j ها نقاط ابتدا و انتهای مسیر هستند؛ p ، ψ و V به ترتیب موقعیت مکانی (سه بعدی)، زاویه سمت و سرعت فعلی می‌باشند؛ τ و χ^e به ترتیب فاصله گذار و زاویه ورود به ناحیه گذار بوده و k و α نیز دو ثابت مثبت (معمولاً برابر با یک) می‌باشند. فرامین کنترلی ارتفاع و زاویه سمت مطلوب از مراحل 5 و 10 یا 12 بدست می‌آیند. در این شبیه‌سازی مقادیر τ و χ^e به ترتیب 50 متر و $\frac{\pi}{2}$ در نظر گرفته شده‌اند.

2-3- روش تعقیب هویج

یک روش دیگر برای دنبال کردن یک مسیر مطلوب از پیش تعیین شده، این است که در هر لحظه یک هدف مجازی برای پرنده تعریف شود و با توجه به آن، زاویه سمت مطلوب در هر لحظه به سیستم کنترل وسیله پرنده صادر گردد. در این روش هدف مجازی هویج نامیده شده و پرنده در هر لحظه سعی در تعقیب آن دارد.

در روش دو بعدی تعقیب هویج (سرعت و ارتفاع ثابت) که الگوریتم آن در [12] آمده است، ابتدا مسیر مطلوب با داشتن نقاط ابتدایی (W_i) و انتهایی (W_{i+1}) بدست می‌آید. سپس در هر لحظه یک هدف مجازی با فاصله (δ) از تصویر پرنده بر روی خط سیر تعریف گشته و با توجه به آن و موقعیت مکانی آنی پرنده، زاویه سمت کنترلی مطلوب در هر لحظه بهنگام می‌گردد. شکل 16 نحوه عملکرد این روش را نشان می‌دهد.

در این مقاله، مشابه روش میدان برداری، با محاسبه ارتفاع آنی مطلوب، روش دو بعدی تعقیب هویج به سه بعد تعمیم داده شده است. مراحل پیاده‌سازی این روش به صورت زیر می‌باشد:

1. مقادیر اولیه:

$$W_i(x_i, y_i, z_i), W_{i+1}(x_{i+1}, y_{i+1}, z_{i+1}), p(x, y, z), \delta$$

$$R_u \leftarrow [(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2]^{0.5} \quad 2.$$

$$l \leftarrow [(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2]^{0.5} \quad 3.$$

$$\theta \leftarrow \text{atan2}(y_{i+1} - y_i, x_{i+1} - x_i) \quad 4.$$

$$\theta_u \leftarrow \text{atan2}(y - y_i, x - x_i) \quad 5.$$

$$\beta \leftarrow \theta - \theta_u \quad 6.$$

$$R \leftarrow R_u \cos \beta \quad 7.$$

▪ اگر $R \leq 0$

$$h_c \leftarrow h_d, h_d \leftarrow z_i \quad 8.$$

▪ در غیر این صورت:

$$h_c \leftarrow h_d, h_d \leftarrow \frac{R}{l}(z_{i+1} - z_i) + z_i \quad 9.$$

▪ پایان شرط

$$s = (x_t, y_t) \text{ و } (x_t, y_t) \leftarrow [(R + \delta) \cos \theta + x_i, (R + \delta) \sin \theta + y_i] \quad 10.$$

$$\psi_c \leftarrow \psi_d, \psi_d \leftarrow \text{atan2}(y_t - y, x_t - x) \quad 11.$$

در این الگوریتم نیز، فرامین کنترلی ارتفاع و زاویه سمت مطلوب از مراحل 8 یا 9 و 11 بدست می‌آیند. همان‌گونه که ملاحظه می‌شود، ورودی سیستم هدایت در این روش، فقط موقعیت مکانی طول و عرض می‌باشد؛ اما روش میدان برداری علاوه بر موقعیت مکانی، به زاویه سمت و سرعت فعلی هواپیما نیز نیاز دارد. در مقایسه این دو روش به لحاظ پارامترهای ورودی، می‌توان به برتری روش تعقیب هویج اشاره کرد؛ چرا که در عمل، خطای اجتناب ناپذیر اندازه‌گیری سرعت و زاویه سمت بر عملکرد سیستم هدایت اثری منفی می‌گذارد.

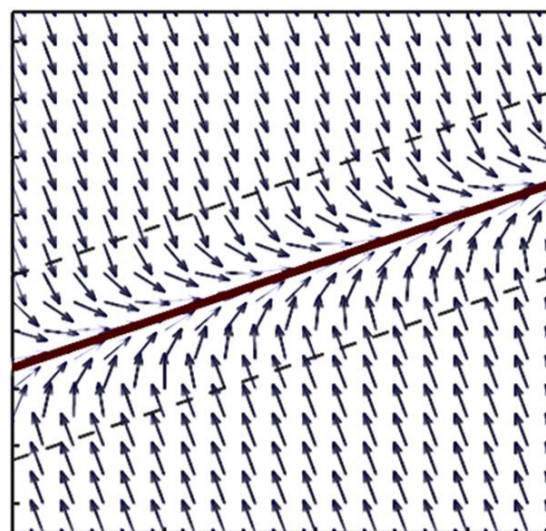


Fig. 15 Two-dimensional vector field path following method

شکل 15 روش دو بعدی تعقیب مسیر میدان برداری

در ادامه سه سیستم هدایت بر پایه روش‌های میدان برداری، تعقیب هویج و تعقیب هویج فازی طراحی شده و نتایج مقایسه می‌گردند.

1-3- روش میدان برداری

ایده اصلی روش میدان برداری دو بعدی (حرکت در صفحه با سرعت و ارتفاع ثابت)، شبیه به ایجاد میدان پتانسیل، ایجاد بردارهایی در صفحه می‌باشد که پرنده ناگزیر به حرکت در راستای آن‌هاست [13]. در این روش پس از مشخص شدن نقاط ابتدایی و انتهایی مسیر، صفحه پرواز به دو بخش تقسیم می‌گردد؛ یکی منطقه‌ای که پرنده به صورت عمود نسبت به خط سیر پرواز می‌کند و دیگری منطقه‌ای که پرنده شروع به همگرایی به خط سیر می‌نماید. مرز این دو قسمت توسط فاصله گذار مشخص می‌شود (شکل 15). خروجی لحظه‌ای این روش، مقدار مطلوبی از زاویه سمت (ψ_d) بوده که پرنده را به مسیر مورد نظر هدایت می‌کند. زاویه سمت مطلوب پرنده در مرحله دوم تابعی غیرخطی از موقعیت، سرعت و زاویه سمت فعلی هواپیما می‌باشد که سیستم هدایت آن‌ها را از سیستم ناوبری دریافت می‌کند.

در این مقاله، با محاسبه ارتفاع مطلوب آنی پرنده، روش تعقیب مسیر میدان برداری به سه بعد تعمیم داده شده است. محل تقاطع خط عمود بر مسیر گذرنده از نقطه ابتدایی و انتهایی مسیر، گذرنده از موقعیت فعلی، ارتفاع آنی مطلوب را مشخص می‌نماید. در واقع، از آنجا که حرکت طولی هواپیما مستقل از حرکت سمتی-جانبی می‌باشد، دنبال کردن ارتفاع نیز به موازات دنبال کردن مسیر افقی و همزمان صورت می‌گیرد. مراحل این الگوریتم به صورت زیر می‌باشد:

1. مقادیر اولیه:

$$W_i(x_i, y_i, z_i), W_{i+1}(x_{i+1}, y_{i+1}, z_{i+1}), p(x, y, z), \psi, V, \tau, \chi^e, k, \alpha$$

$$\theta \leftarrow \text{atan2}(y_{i+1} - y_i, x_{i+1} - x_i) \quad 2.$$

$$s^* \leftarrow \frac{(p - W_i)^T (W_{i+1} - W_i)}{\|W_{i+1} - W_i\|^2} \quad 3.$$

$$h_d \leftarrow s^*(z_{i+1} - z_i) + z_i \quad 4.$$

$$h_c \leftarrow h_d \quad 5.$$

$$\epsilon \leftarrow \|p - (s^*(W_{i+1} - W_i) + W_i)\| \quad 6.$$

$$\rho \leftarrow \text{sign}[(W_{i+1} - W_i) \times (p - W_i)] \quad 7.$$

$$\epsilon \leftarrow \rho \epsilon \quad 8.$$

▪ اگر $|\epsilon| > \tau$ آنگاه:

$$\psi_d \leftarrow \theta - \rho \chi^e \quad 9.$$

$$\psi_c \leftarrow \psi_d \quad 10.$$

▪ در غیر این صورت:

$$\psi_d \leftarrow \theta - \chi^e \left(\frac{\epsilon}{\tau}\right)^k \quad 11.$$

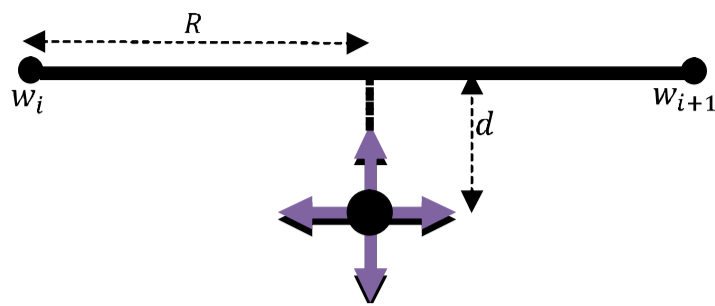


Fig. 17 Required parameters to describe the MAV situation

شکل 17 پارامترهای مورد نیاز برای توصیف موقعیت ریزپرنده

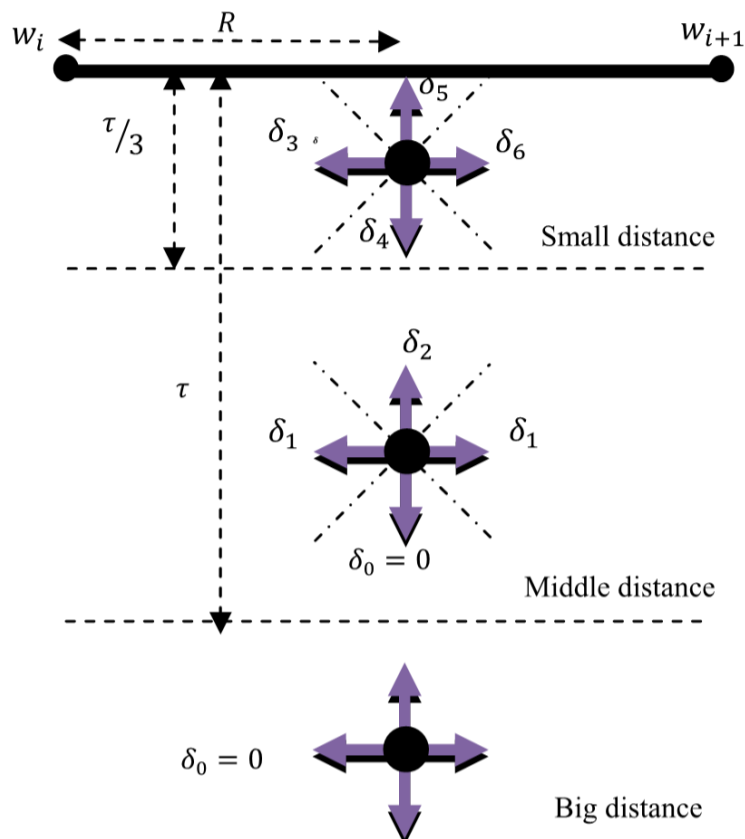


Fig. 18 Different values of delta in terms of the MAV situation

شکل 18 مقادیر متفاوت از δ بر اساس موقعیت ریزپرندهجدول 9 مقادیر δ ی بدست آمده از حل مسئله بهینه سازیTable 9 Final optimized values of δ

δ_6 (m)	δ_5 (m)	δ_4 (m)	δ_3 (m)	δ_2 (m)	δ_1 (m)
6.9	17.5	4.0	3.5	24.8	3.1

تابع هزینه در اجرای این بهینه‌سازی، اندازه مساحت بین مسیر پرواز هواپیما و خط سیر مرجع در طی مانور تعقیب مسیر بوده است. مانور تعقیب مسیر به گونه انتخاب شده که کلیه حالات در نظر گرفته شده در جدول 8 شبیه‌سازی گردند. مقادیر نهایی بدست آمده در جدول 9 آمده است.

حال به منظور جلوگیری از جهش پله‌ای و همچنین همپوشانی بهتر حالات یاد شده در جدول 8، بر اساس مقادیر بدست آمده δ در جدول 9، از کنترل‌کننده فازی استفاده شده است.

با توجه به اینکه سرعت ثابت هواپیمای شبیه‌سازی شده 15 متر بر ثانیه و فاصله گذار 50 متر (مشابه با روش میدان برداری) می‌باشد، بر اساس تعاریف جدول 8، می‌توان توابع تعلق شکل‌های 19، شکل 20 و شکل 21 را برای هر سه ورودی به موتور استنتاج فازی در نظر گرفت. توابع تعلق مربوط به خروجی موتور استنتاج فازی نیز بر اساس جدول 9 در شکل 22 به نمایش در آمده است. در این توابع مقدار δ رأس تابع تعلق و ابتدا و انتهای آن مقادیر قبلی و بعدی δ می‌باشد. پایگاه قواعد این سیستم فازی به این صورت می‌باشد:

1. اگر اندازه خطا B ، آنگاه خروجی δ_0 است.
2. اگر اندازه خطا S و اندازه مشتق خطا P ، آنگاه خروجی δ_0 است.
3. اگر اندازه خطا S و اندازه مشتق خطا Z ، آنگاه خروجی δ_1 است.
4. اگر اندازه خطا S و اندازه مشتق خطا N ، آنگاه خروجی δ_2 است.

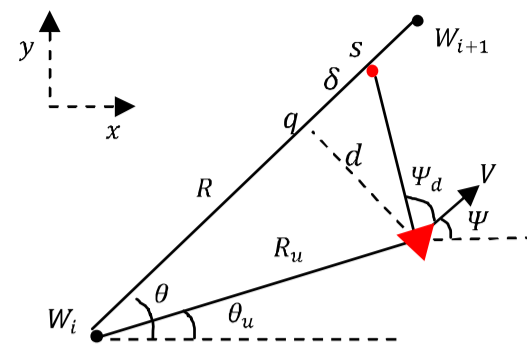


Fig. 16 Two-dimensional carrot-chasing path following

شکل 16 نحوه تعقیب مسیر مستقیم به روش تعقیب هویج دو بعدی

جدول 8 تعریف مقادیر متفاوت از δ Table 8 Definition of different amounts of δ

علامت \dot{R}	مشتق اندازه خطا	اندازه خطا	δ
-	-	$ d \geq \tau$	$\delta_0 = 0$
-	$-\frac{\sqrt{2}}{2} \bar{v} \leq \dot{d} \leq \bar{v}$	$\frac{\tau}{3} < d < \tau$	$\delta_0 = 0$
-	$-\frac{\sqrt{2}}{2} \bar{v} < \dot{d} < \frac{\sqrt{2}}{2} \bar{v}$	$\frac{\tau}{3} < d < \tau$	δ_1
-	$-\bar{v} \leq \dot{d} \leq -\frac{\sqrt{2}}{2} \bar{v}$	$\frac{\tau}{3} < d < \tau$	δ_2
منفی	$-\frac{\sqrt{2}}{2} \bar{v} < \dot{d} < \frac{\sqrt{2}}{2} \bar{v}$	$ d \leq \frac{\tau}{3}$	δ_3
-	$\frac{\sqrt{2}}{2} \bar{v} \leq \dot{d} \leq \bar{v}$	$ d \leq \frac{\tau}{3}$	δ_4
-	$-\bar{v} \leq \dot{d} \leq -\frac{\sqrt{2}}{2} \bar{v}$	$ d \leq \frac{\tau}{3}$	δ_5
مثبت	$-\frac{\sqrt{2}}{2} \bar{v} < \dot{d} < \frac{\sqrt{2}}{2} \bar{v}$	$ d \leq \frac{\tau}{3}$	δ_6

باید توجه شود که تنها پارامتر قابل تغییر در این الگوریتم همین مقدار (δ) بوده که با توجه به میزان خطای جانبی نسبت به خط سیر نیازمند بهینه‌سازی می‌باشد؛ چرا که از یک سو کوچک بودن مقدار (δ) باعث نوسانی شدن پاسخ حول خط سیر و از سوی دیگر بزرگ بودن آن باعث همگرایی کندتر به مسیر می‌شود.

با توجه به مشخصات فنی در نظر گرفته شده برای این ریزپرنده بال-ثابت در محیط شبیه‌سازی سیمولینک، مقدار بهینه (δ) با استفاده از روش الگوریتم ژنتیک ($\delta = 9.3$ m) بدست آمده است. تابع هزینه در اجرای این بهینه‌سازی، اندازه مساحت بین مسیر افقی حرکت هواپیما و خط سیر مرجع بر حسب متر مربع می‌باشد.

3-3- روش تعقیب هویج فازی

همان‌گونه که اشاره شد، انتخاب مناسب δ نقش قابل توجهی در پاسخ هواپیما ایفا می‌کند [25]. از این رو، با توجه به موقعیت‌های متفاوتی که پرنده در آن قرار می‌گیرد از لحاظ فاصله جانبی و آهنگ تغییر آن، می‌توان δ های متفاوتی را برای داشتن یک پاسخ بهتر قرار داد. بدین منظور در این روش، به فازی کردن این پارامتر پرداخته شده است.

با توجه به شکل 17، برای توصیف تمام حالات‌هایی که پرنده نسبت به خط مسیر مورد نظر قرار می‌گیرد، به سه پارامتر نیاز می‌باشد:

1. قدر مطلق خطای جانبی ($|d|$)2. آهنگ تغییرات قدر مطلق خطای جانبی ($|\dot{d}|$)3. مثبت یا منفی بودن آهنگ تغییرات \dot{R}

بر این اساس، می‌توان 7 مقدار از δ برای تشکیل پایگاه قواعد فازی به صورت شکل 18 انتخاب نمود که در جدول 8 تعریف شده‌اند.

بر اساس جدول 8، به منظور بدست آوردن مقادیر بهینه از δ ، تابعی با شش متغیر در محیط سیمولینک نوشته شده و توسط جعبه‌ابزار بهینه‌سازی نرم‌افزار متلب و روش الگوریتم ژنتیک شش مقدار δ_1 تا δ_6 بدست آمده است.

5. اگر اندازه خطا Z و اندازه مشتق خطا P ، آنگاه خروجی δ_4 است.
 6. اگر اندازه خطا Z و اندازه مشتق خطا N ، آنگاه خروجی δ_5 است.
 7. اگر اندازه خطا Z و اندازه مشتق خطا Z و علامت N ، آنگاه خروجی δ_3 است.
 8. اگر اندازه خطا Z و اندازه مشتق خطا Z و علامت P ، آنگاه خروجی δ_6 است.
 در این سیستم، از موتور استنتاج مددانی حاصلضرب استفاده گردیده است. به جای عملگر "و" از کمینه و به جای عملگر "یا" از بیشینه استفاده شده است. همچنین غیر فازی کننده بزرگترین بیشینه (lom) بکار گرفته شده است.

4- نتایج شبیه‌سازی

مأموریت ریزپرنده در این شبیه‌سازی، شروع پرواز از یک نقطه مشخص، گذر از چند مسیر مستقیم مشخص و بازگشت به نقطه ابتدایی می‌باشد. بدین منظور در گام اول هواپیما سعی در همگرایی به مسیرهای مورد نظر داشته و پس از قرارگیری در خط سیر مطلوب، به سمت نقطه انتهایی حرکت می‌کند.

جدول 10 مختصات نقاط مأموریت

Table 10 Waypoints coordinates

نقطه	طول (متر)	عرض (متر)	ارتفاع (متر)
شروع	300	0	100
یک	0	0	100
دو	0	150	120
سه	150	300	130
چهار	300	150	120
پایان	300	0	100

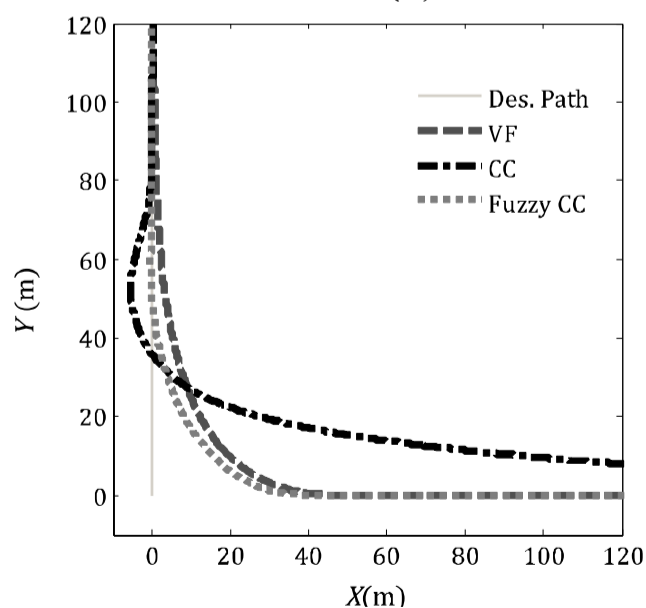
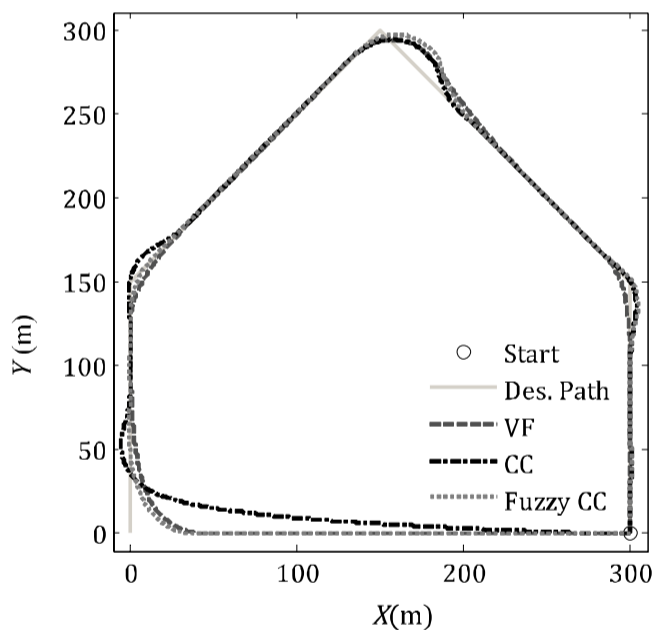


Fig. 23 MAV horizontal plane of motion in all three methods of vector field, carrot-chasing and fuzzy carrot-chasing without applying wind disturbance
 شکل 23 مسیر افقی طی شده توسط ریزپرنده به هر سه روش میدان برداری، تعقیب هویج و تعقیب هویج فازی در غیاب اغتشاش باد

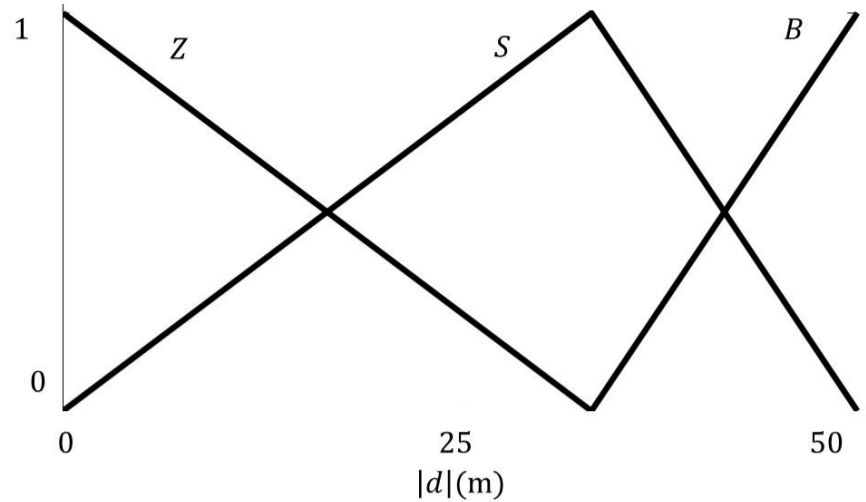


Fig. 19 Membership functions of the directional error absolute value

شکل 19 توابع تعلق مربوط به ورودی اندازه خطای جانبی

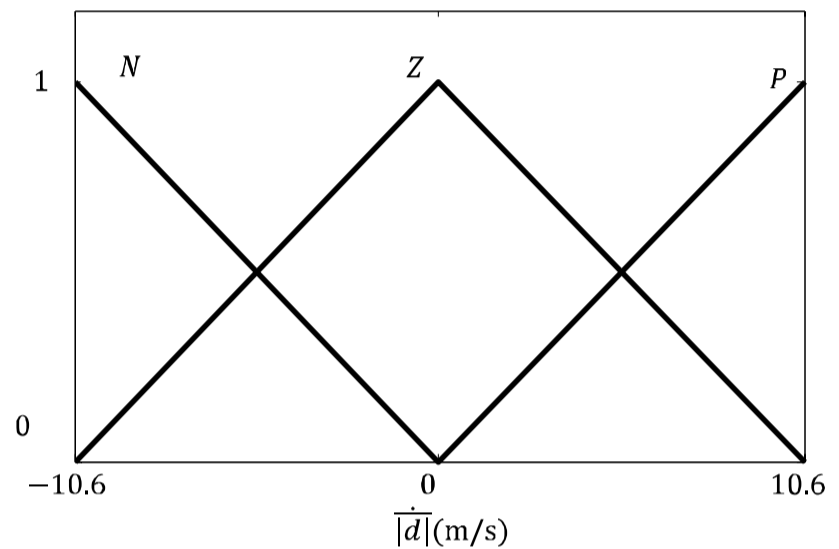


Fig. 20 Membership functions of the rate of the directional error absolute value

شکل 20 توابع تعلق مربوط به ورودی مشتق اندازه خطای جانبی

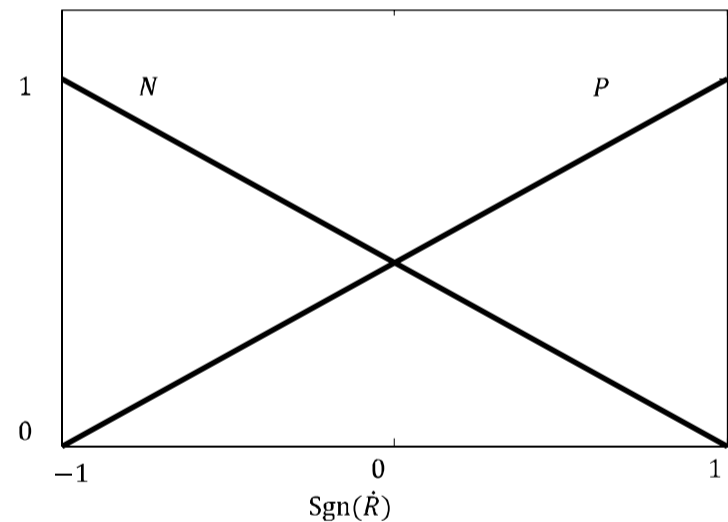


Fig. 21 Membership functions of the sign of \dot{R}

شکل 21 توابع تعلق مربوط به ورودی علامت \dot{R}

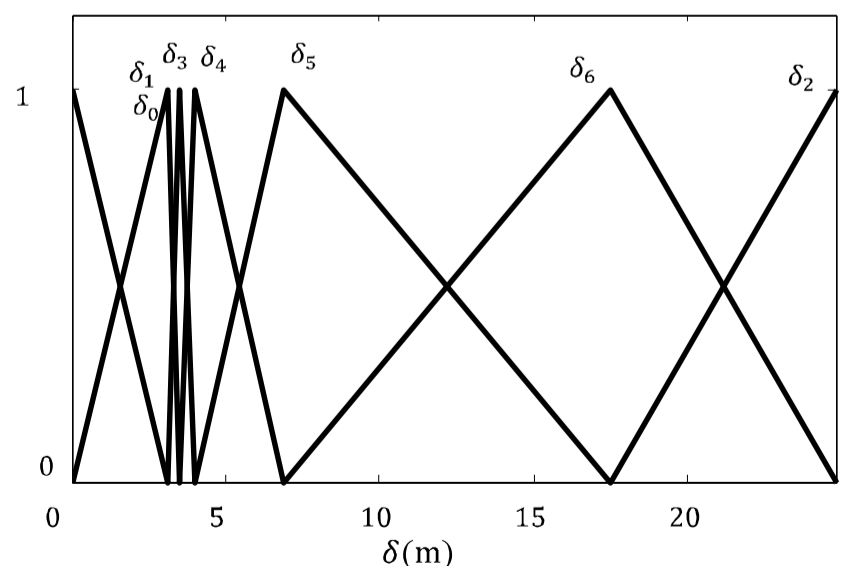


Fig. 22 Membership functions of the output of the fuzzy inference engine

شکل 22 توابع تعلق مربوط به خروجی موتور استنتاج فازی

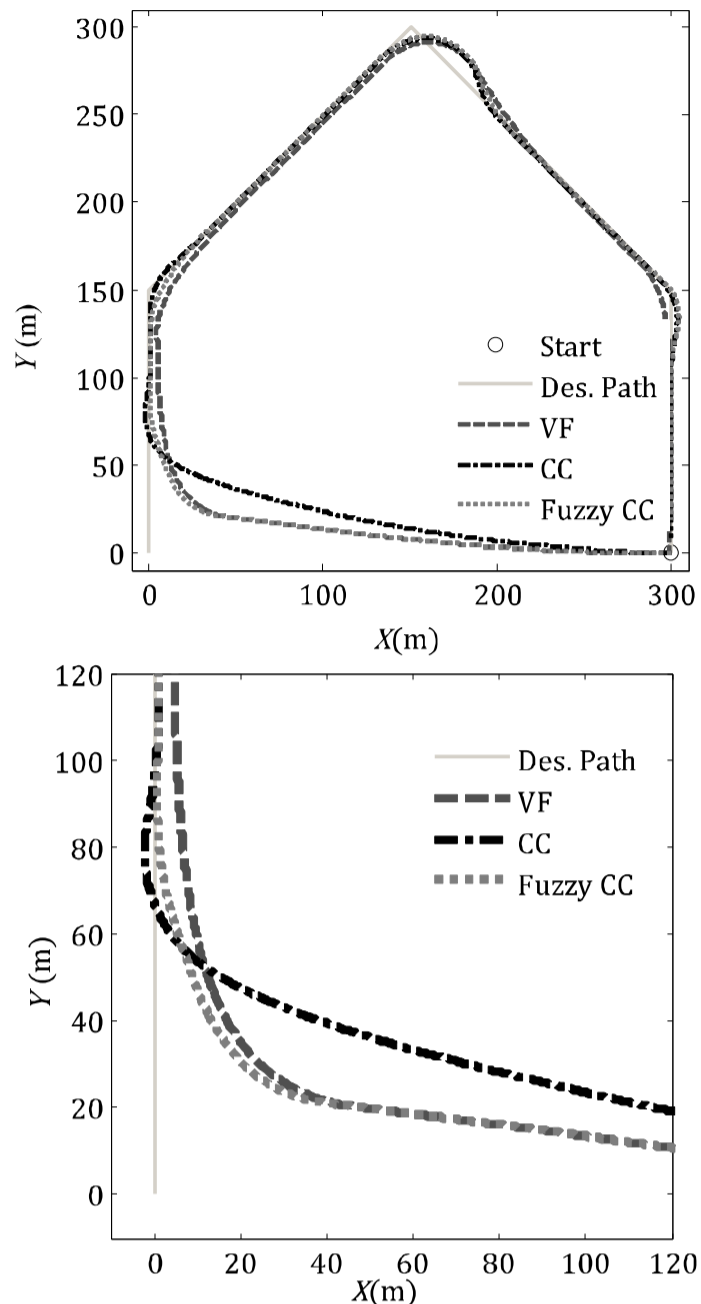


Fig. 25 MAV horizontal plane of motion in all three methods of vector field, carrot-chasing and fuzzy carrot-chasing with applying wind disturbance

شکل 25 مسیر افقی طی شده توسط ریزپرنده به هر سه روش میدان برداری، تعقیب هویج و تعقیب هویج فازی در حضور اغتشاش باد

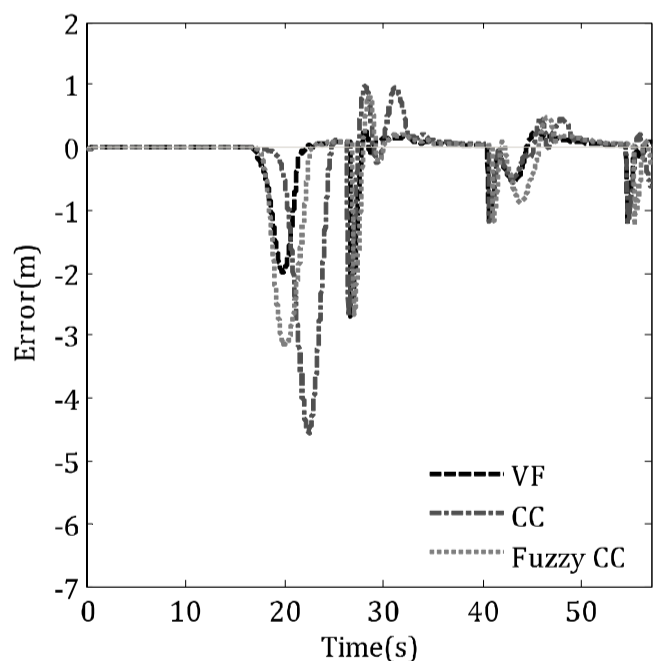


Fig. 26 Height error without applying wind disturbance

شکل 26 خطای ارتفاع در غیاب اغتشاش خارجی باد

جدول 12 مقایسه خطای ارتفاع سیستم‌های هدایت

Table 12 Height error comparison of guidance systems

روش	خطا در غیاب اغتشاش باد (m)	خطا در حضور اغتشاش باد (m)	اختلاف خطا (m)
میدان برداری	0.178	0.173	~0
تعقیب هویج	0.365	0.668	0.303
تعقیب هویج فازی	0.306	0.527	0.221

پس از رسیدن هواپیما به فاصله حداقلی از انتهای مسیر، که 25 متر در نظر گرفته شده است، خط سیر دیگری تعریف شده که هواپیما را به نقطه بعدی رهنمون می‌کند؛ ضمن اینکه ارتفاع مطلوب نیز به موازات حرکت افقی دنبال می‌شود. مختصات نقاط مأموریت در جدول 10 آمده است. در ادامه با در نظر گرفتن سیستم کنترل یکسان نتایج شبیه‌سازی با سه سیستم هدایت اشاره شده مورد توجه قرار گرفته است.

شکل 23 مسیر افقی طی شده توسط ریزپرنده را برای اجرای مأموریت توسط هر سه روش در غیاب اغتشاش خارجی نشان می‌دهد؛ به طوری که برتری روش تعقیب هویج فازی بر هر دو روش دیگر به وضوح ملاحظه می‌شود.

به منظور بررسی عامل اغتشاش خارجی، مجموع سه وزش باد سینوسی به‌همراه مدل توربالانس استاندارد درآیند¹ به هواپیما اعمال گردیده است (شکل 24). مسیر افقی طی شده توسط ریزپرنده با حضور اغتشاش خارجی باد در شکل 25 آورده شده است. مجدداً برتری روش تعقیب هویج فازی ملاحظه می‌گردد. همچنین در این روش ضعف روش میدان برداری در صفر کردن خطای کم نیز مشاهده می‌گردد.

تابع هزینه در این بهینه‌سازی، مساحت افقی بین مسیر پرواز و خط سیر مطلوب می‌باشد. در جدول 11 میزان خطا در هر سه روش آمده است. ستون آخر این جدول میزان تأثیر پذیری این روش‌ها به اغتشاش خارجی باد را نشان می‌دهد. نتایج حاکی از برتری قابل ملاحظه روش تعقیب هویج فازی بر دو روش دیگر در حضور و عدم حضور اغتشاش خارجی می‌باشد.

از بعد ارتفاع نیز در شکل 26 خطای مربوط به ارتفاع در حین اجرای مأموریت و در غیاب وزش باد نمایش داده شده است. شکل 27 نیز خطای ارتفاع را با حضور اغتشاش خارجی نشان می‌دهد.

انتگرال زمانی اندازه خطای ارتفاع بر واحد زمان و میزان تأثیرپذیری از اغتشاش خارجی باد در جدول 12 آورده شده است. نتایج این جدول نیز حاکی از برتری روش میدان برداری می‌باشد؛ اگرچه عملکرد روش تعقیب هویج فازی نسبت به تعقیب هویج، به شکل محسوسی بهبود پیدا کرده است.

جدول 11 مقایسه خطای افقی سیستم‌های هدایت

Table 11 Horizontal error comparison of guidance systems

روش	خطا در غیاب اغتشاش باد (m ²)	خطا با حضور اغتشاش باد (m ²)	اختلاف خطا (m ²)
میدان برداری	2770	6965	4195
تعقیب هویج	3639	6912	3273
تعقیب هویج فازی	1590	4746	3156

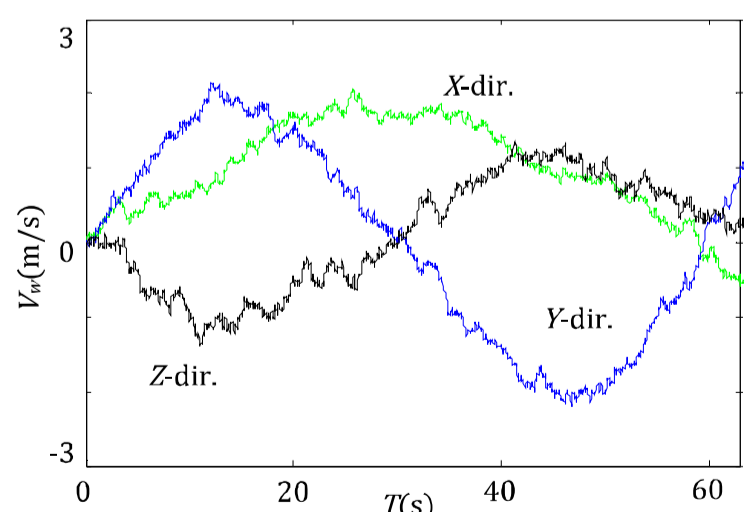


Fig. 24 Triaxial wind with Dryden turbulence

شکل 24 وزش باد سه محوره اعمال شده به هواپیما به همراه توربالانس درآیند

1- Dryden wind turbulence model

- [6] G. H. Elkaim, F. A. P. Lie, D. Gebre-Egziabher, Principles of Guidance, Navigation, and Control of UAVs, *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, pp. 347-380, 2015.
- [7] W. Zhou, K. Yin, R. Wang, Y.-E. Wang, Design of Attitude Control System for UAV Based on Feedback Linearization and Adaptive Control, *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2014, pp. 1-8, 2014.
- [8] D. Sartori, *Design, Implementation and Testing of Advanced Control Laws for Fixed-wing UAVs*, PhD Thesis, Politecnico di Torino, pp. 128-130, 2014.
- [9] T. Espinoza, A. Dzul, M. Llama, Linear and nonlinear controllers applied to fixed-wing uav, *International Journal of Advanced Robotic Systems*, Vol. 10, No. 33, pp. 347-356, 2013.
- [10] S. H. Jalali Naini, Optimal Line-of-Sight guidance law for moving targets, in *14th International Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran, Iran, 2015.
- [11] G. Conte, S. Duranti, T. Merz, Dynamic 3D path following for an autonomous helicopter, in *Proceeding of the IFAC Symp. on Intelligent Autonomous Vehicles*, 2004.
- [12] P. Sujit, S. Saripalli, J. Borges Sousa, Unmanned Aerial Vehicle Path Following: A Survey and Analysis of Algorithms for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle, *Control Systems, IEEE*, Vol. 34, No. 1, pp. 42-59, 2014.
- [13] D. R. Nelson, D. B. Barber, T. W. McLain, R. W. Beard, Vector field path following for miniature air vehicles, *Robotics, IEEE Transactions on*, Vol. 23, No. 3, pp. 519-529, 2007.
- [14] S. M. R. Setayandeh, A. Babaei, Design of an Optimal guidance law using SDRE optimal control method, in *14th International Conference of Iranian Aerospace Society*, 2015. (In Persian)
- [15] C.-X. Miao, J.-C. Fang, An Adaptive Three-Dimensional Nonlinear Path Following Method for a Fix-Wing Micro Aerial Vehicle, *International Journal of Advance Robotic System*, Vol. 9, No. 33, pp. 399-407, 2012.
- [16] K. Subbarao, M. Ahmed, Nonlinear Guidance and Control Laws for Three-Dimensional Target Tracking Applied to Unmanned Aerial Vehicles, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 27, No. 3, pp. 604-610, 2012.
- [17] S. Lee, A. Cho, C. Kee, Integrated waypoint path generation and following of an unmanned aerial vehicle, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 82, No. 5, pp. 296-304, 2010.
- [18] A. J. Healey, D. Lienard, Multivariable sliding mode control for autonomous diving and steering of unmanned underwater vehicles, *Oceanic Engineering, IEEE Journal of*, Vol. 18, No. 3, pp. 327-339, 1993.
- [19] Z. Li, J. Sun, S. Oh, Handling roll constraints for path following of marine surface vessels using coordinated rudder and propulsion control, in *American Control Conference (ACC)*, pp. 6010-6015, 2010.
- [20] Anonymous, Kestrel Autopilot, [http:// www. lockheedmartin.com/ us/ products/procerus/kestrel.html](http://www.lockheedmartin.com/us/products/procerus/kestrel.html), 2014.
- [21] Anonymous, Paparazzi Autopilot, Accessed; [http:// paparazzi.enac. fr](http://paparazzi.enac.fr), 2014.
- [22] B. L. Stevens, F. L. Lewis, *Aircraft control and simulation*: John Wiley & Sons, pp. 186-188, 2003.
- [23] S. A. H. Tabatabaei, A. Yousefi Koma, M. Ayati, S. S. Mohtasebi, Dynamic Simulation and Aerodynamic Coefficient Identification of Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle, in *23rd Annual International Mechanical Engineers conference*, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran, 2015. (In Persian)
- [24] L.-X. Wang, *A course in fuzzy systems*: Prentice-Hall press, USA, pp.258-265, 1999.
- [25] S. A. H. Tabatabaei, A. Yousefi Koma, M. Ayati, S. S. Mohtasebi, Design of an Optimized Guidance System based on Fuzzy Carrot-Chasing Path Following Algorithm for a Fixed-Wing Micro Aerial Vehicle (MAV), in *14th International Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran, Iran, 2015. (In Persian)

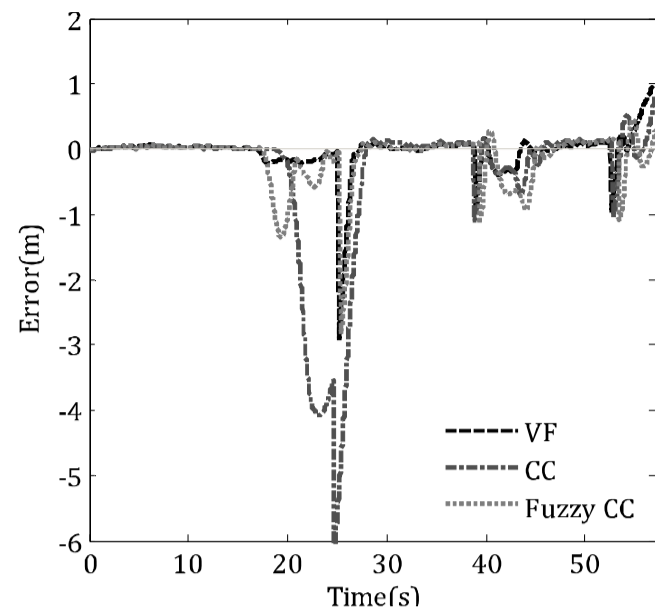


Fig. 27 Height error with applying wind disturbance

شکل 27 خطای ارتفاع در حضور اغتشاش خارجی باد

5- نتیجه گیری

در این مقاله، یک سیستم هدایت و کنترل برای یک هواپیمای بدون سرنشین طراحی و ارائه شده و سپس سیستم طراحی شده بر روی شبیه‌سازی شش درجه آزادی غیرخطی یک ریزپرنده عملیاتی مورد ارزیابی قرار گرفته است. چیدمان مناسب بلوک‌های سیستم کنترل ارائه شده و استفاده از بهره‌های بهینه گشته به‌مراه سیستم نظارتی فازی، به هواپیما این امکان را می‌دهد تا با انتخاب مناسب بهره‌های کنترلی، عملکرد مناسبی در حین اجرای مأموریت داشته باشد. نتایج شبیه‌سازی نیز، نشان از عملکرد مطلوب سیستم کنترل ارائه شده می‌باشد. سیستم هدایت تعقیب هویج فازی ارائه شده در این مقاله نیز، با توجه به موقعیت پرنده، اقدام به تولید مناسب فرامین کنترلی نموده که در مقایسه با روش‌های پیشین عملکرد بهتری دارد. مقایسه نتایج شبیه‌سازی برتری محسوس سیستم هدایت سه بعدی به روش تعقیب هویج فازی را در حرکت سمتی-جانبی و برتری روش میدان برداری در حرکت طولی را نشان می‌دهد. همچنین نتایج از کاهش تاثیرپذیری روش تعقیب هویج فازی نسبت به روش تعقیب هویج حکایت می‌کند.

6- مراجع

- [1] A. Safaei, M. Mehrabani, F. Ashari, F. Kiani, Design and Implementation of a Guidance, Navigation and Control System Using Low-Cost sensors, in *8th Conference of Iranian Aerospace Society*, Isfahan, Iran, 2008. (In Persian)
- [2] M. H. Sadraei, *Flight Stability and Control*, Tehran: Ayandegan, pp. 380-386, 2009. (In Persian)
- [3] Anonymous, UVS International, Accessed; www.uvs-international.org, 2004.
- [4] A. Ghorbani Haji Kolaei, S. H. Sadati, Design of a path-following nonlinear control using model reference adaptive system, in *14th International Conference of Iranian Aerospace Society*, 2015. (In Persian)
- [5] A. Honari, M. Langari, M. Harami, M. Behmaneshzadeh, Introduction of a practical method for longitudinal control of a fixed-wing UAV based on dynamic inverse controller in *14th International Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran, Iran, 2015. (In Persian)