

# طراحی الگوریتم‌های کنترل موقعیت و وضعیت مبتنی بر بهینه‌سازی تکاملی و فازی برای ردیابی مسیر مرجع چهارپره

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۱/۱۶

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۶/۱۵

علیرضا آهنگرانی فراهانی<sup>۱</sup>، سید مجید حسینی<sup>۱</sup>، حامد عارف‌خانی<sup>۱</sup>، سید حسین ساداتی<sup>۲</sup>

۱- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، a.ahangarani@mut.ac.ir

۲- استاد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر

## چکیده

در این مقاله سیستم کنترل یک ریزپرنده چهارپره جهت ردیابی یک مسیر مرجع ارزیابی شده است. الگوریتم‌های کنترل با هدف قابلیت پیاده‌سازی سخت‌افزاری و در نظر گرفتن محدودیت‌های توانی و پردازشی ریزپرنده چهارپره توسعه داده شده است. برای این منظور ابتدا یک کنترل‌کننده تناسبی-مشتقی (PD) که ضرایب آن توسط الگوریتم ژنتیک به صورت برون خط بهینه شده است برای کنترل هر دو حلقه بیرونی (حلقه کنترل موقعیت) و داخلی (حلقه کنترل وضعیت) پیاده‌سازی شده است. با توجه به اغتشاشات و عدم قطعیت‌های محیط واقعی، تأثیر جایگزینی کنترل فازی (Fuzzy) بر عملکرد ریزپرنده در حلقه‌های کنترل بیرونی و داخلی مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که جایگزینی کنترل‌کننده فازی در حلقه داخلی باعث بهبود ردیابی مسیر مرجع شده است. همچنین عملکرد مطلوب این کنترل‌کننده برای ریزپرنده چهارپره در حضور اغتشاش و عدم قطعیت نیز اثبات شده است.

واژه‌های کلیدی: ریزپرنده چهارپره، کنترل غیرخطی، ردیابی مسیر مرجع، کنترل فازی، الگوریتم ژنتیک

۱۸۵

سال ۱۳- شماره ۱

پیاورد تابستان ۱۴۰۳

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



## Attitude and position controller design of quadrotor based on evolutionary optimization and fuzzy for trajectory tracking

Alireza Ahangarani Farahani<sup>1</sup>, Seyyed Majed Hosseini<sup>1</sup>, Hamed Arefkhani<sup>1</sup>, Seyyed Hossein Sadati<sup>2</sup>

1- Assistant Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

3- Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

### Abstract

In this paper, the guidance and control system of a quadrotor to track the trajectory is evaluated. Control algorithms have been developed with the aim of hardware implementation capability and considering the power consumption and processing limitation of quadrotor. For this purpose, a proportional-derivative controller (PD) that control coefficients are optimized by a genetic algorithm (GA) to control both the outer (position control) and inner (attitude control) loops is implemented. Due to the disturbances and uncertainties, the effect of fuzzy control replacement on the quadrotor performance in guidance and control loops has been evaluated. The simulation results show that replacing the fuzzy controller in the guidance loop improves trajectory tracking. Also, the performance of this controller for the quadrotor in the presence of disturbance and uncertainties was proved.

**Keywords:** Quadrotor, Nonlinear Control, Trajectory Tracking, Fuzzy Control, Genetic Algorithm.

چهارپره یک سیستم زیرتحرک است زیرا تعداد ورودی‌ها (چهار ورودی) از تعداد خروجی‌ها (شش خروجی) کمتر بوده و همچنین به دلیل ساختاری دارای ناپایداری ذاتی است [۱].

مدل‌سازی دقیق پرنده شش درجه آزادی چهارپره، دارای معادلات غیرخطی پیچیده است. بنابراین، طراحی کنترل‌کننده‌ای که بتواند در تمام شرایط عملکرد مناسب داشته و پایداری چهارپره را تضمین نماید بسیار مهم و ضروری است. با توجه به نوع مدل دینامیکی ربات پرنده، انواع مختلف کنترل‌کننده‌های خطی، غیرخطی و هوشمند برای آن ارائه شده است.

در دسته کنترل‌کننده‌های خطی برای چهارپره، استفاده از کنترل‌کننده‌های PID<sup>۱</sup> و LQR<sup>۲</sup> در [۲، ۳] ارائه شده است. استفاده از ترکیب کنترل‌کننده‌های PI<sup>۳</sup> و PID برای کنترل موقعیت و وضعیت در مرجع [۴] مطرح شده است. در این مرجع برای کنترل در صفحه افق از کنترل‌کننده PI طراحی شده و برای کنترل زوایا از کنترل‌کننده PID استفاده شده است. از روش LQR و کنترل بازگشتی برای کنترل و پایداری زوایا در مد شنآوری در مقاله [۵] استفاده شده است. با توجه به اینکه این کنترل‌کننده‌ها برای مدل خطی شده طراحی می‌شوند لذا برای ناحیه کوچک کاری مورد استفاده قرار گرفته و خاصیت فراگیر بودن را ندارند. بنابراین، در سیستم‌های خطی سعی شده است با تقسیم عملکرد سیستم به چند حالت و استفاده از بهره‌های مختلف در هر شرایط، این مشکل را حل نمایند [۶].

از طرفی با توجه به مدل دینامیکی غیرخطی چهارپره، کنترل‌کننده‌های غیرخطی متفاوتی نیز ارائه شده است. کنترل‌کننده تطبیقی بهینه مقاوم با توجه به عدم قطعیت در پارامترهای سیستم و همچنین اغتشاشات موجود برای ربات چهارپره در

با توجه به رویکرد عمومی در استفاده از پهپادهای کوچک و به‌طور ویژه چهارپره‌ها، در سال‌های اخیر، روش‌های فراوانی برای کنترل و پایداری این پرنده توسط محققان ارائه شده است. چهارپره‌ها با قابلیت استفاده در مأموریت‌های شهری، جاسوسی و عملیاتی و همچنین با دسترس پذیری و قابلیت اطمینان بالا، بسیاری را برای استفاده از آن متقاعد نموده است. چهارپره یا کوادکوپترها همانند انواع دیگر وسایل پرنده از ایجاد اختلاف فشار در اتمسفر پیرامون خود برای بلند شدن و حرکت در هوا استفاده می‌نمایند. همان‌طور که هلیکوپترها به کمک پره اصلی این اختلاف فشار را ایجاد می‌کنند و نیروی برآی خود را تأمین می‌کنند. کوادکوپترها با بهره‌گیری از چهار موتور و پره مجزا و چرخش دو به دوی معکوس این موتورها - جهت خنثی کردن گشتاور ناخواسته ایجاد شده - اختلاف فشار لازم جهت ایجاد نیروی برآ را تأمین می‌کنند.

نحوه ایجاد فرامین کنترلی در کوادکوپترها به این صورت است که برای تغییر ارتفاع، از کم و یا زیاد کردن سرعت چرخش همه موتورها استفاده می‌شود و باعث کمتر یا زیاده‌تر شدن اختلاف فشار بوجود آمده می‌شود. برای چرخش چهارپره به دور خود و به صورت درجا، دو پره هم جهت با سرعت کمتر و دو پره هم جهت دیگر با سرعت بیشتر می‌چرخند و نیروی به یک سمت ایجاد می‌شود. لذا باعث می‌شود که این پرنده‌ها در ارتفاع ثابت به دور خود بچرخند. برای حرکت ربات پرنده در جهت‌های مختلف (عقب، جلو، چپ و راست) با کم و زیاد کردن سرعت موتورها، چهارپره را از حالت افقی خارج کرده و باعث حرکت آن می‌شوند. تمامی این فرامین توسط کنترل‌کننده ایجاد می‌شود که از المان‌هایی جهت تشخیص زاویه و موقعیت چهارپره و قطعات پردازنده



مرجع [۷] ارائه شده است. در این مرجع از کنترل کننده تطبیقی بر پایه لیاپانوف که با روش PSO بهینه شده است، بهره برده است. روش های کنترل تطبیقی با توجه به عدم شناخت پارامترهای سیستم در [۸] طراحی شده است. از آنجاییکه در این روش ها نیاز به شناسایی پارامترهای سیستم است، سرعت عملکرد کمی کند است [۹].

یکی دیگر از کنترل کننده های ساده غیرخطی که برای کنترل در ربات چهارپره بسیار مورد استفاده قرار گرفته است روش های کنترل مدلزشی است. در مرجع [۱۰] برای کنترل زاویه ها، از تکنیک تلفیق مدلزشی و فازی استفاده شده است. این تکنیک حتی با در اختیار نداشتن مدل دقیق از سیستم قابلیت کنترل آن را دارد ولی استخراج توابع عضویت برای هر کانال کار بسیار دشواری است. استفاده از کنترل مدلزشی به همراه تابع پتانسیل برای بهبود دنباله روی هدف زمینی متحرک توسط پرنده ی بال ثابت در [۱۱] ارائه شده است.

با توجه به عدم مدل سازی دقیق چهارپره و همچنین با توجه به ابعاد و وزن این نوع پرنده ها اغتشاشات و نویزهای محلی بر عملکرد آن اثر دارد. بنابراین، تکنیک های کنترل مقاوم یکی از گزینه های اصلی در کنترل چهارپره محسوب می شود. در [۱۲] برای ردیابی مسیر مرجع از کنترل کننده مقاوم استفاده شده است که نتایج کارایی روش را نشان می دهد. در [۱۳] کنترل دنباله روی مسیر مرجع بر مبنای کنترل پس خورد مقاوم برای پرنده چهارپره با ورودی دارای سطح اشباع طراحی شده است. در مرجع [۱۴] از روش کنترل کننده اشباع آشیانه ای برای مسئله ردیابی مسیر استفاده شده است. همچنین در مرجع [۱۵] از روش وارون دینامیک برای طراحی کنترل کننده استفاده شده است.

تکنیک کنترل خطی سازی پس خورد مبتنی بر

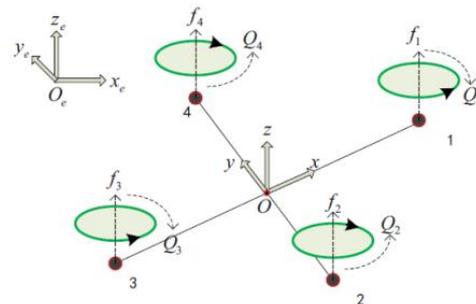
متغیرهای حالت به دلیل سادگی در پیاده سازی و استفاده از آن، در دامنه وسیع کاری سیستم های غیرخطی می تواند یکی از روش های کنترل زوایای اوپلر در چهارپره محسوب شود [۱۶]. در روش خطی سازی پس خورد، برای محاسبه قانون کنترلی نیاز به تمام پارامترهای سیستم است که معمولاً در اختیار داشتن دقیق تمام پارامترها بسیار دشوار و نیاز به اندازه گیری های دقیق است. آنچه در تمامی این مراجع مورد بررسی قرار گرفته است طراحی کنترل کننده با هدف طراحی خاص است در حالی که، در هیچ یک از آن ها طراحی بر مبنای چندین معیار مورد بررسی قرار نگرفته است.

در این مقاله یک کنترل کننده کاربردی بهینه شده بر مبنای سه معیار (۱) در نظر گرفتن ملاحظات پیاده سازی روی برد با زمان اجرای مناسب، (۲) کاهش وزن پرنده با بهینه سازی مصرف انرژی و (۳) افزایش دقت ردیابی با کم کردن خطای ردیابی، برای یک ریزپرنده چهارپره جهت ردیابی مسیر مرجع توسعه داده می شود. ابتدا یک کنترل کننده خطی برای هر دو حلقه بیرونی و داخلی مورد ارزیابی قرار می گیرد و سپس با مصالحه در افزایش دقت کنترل، کاهش مصرف انرژی و حجم پردازش، تأثیر استفاده از یک کنترل کننده غیرخطی هوشمند بررسی می شود. همچنین جهت بهینه سازی بهره های کنترلی از الگوریتم ژنتیک کمک گرفته شده است و تأثیر اغتشاشات و عدم قطعیت های محیط واقعی بر روی کنترل کننده ها مورد سنجش قرار می گیرد. سازمان دهی مقاله بدین شرح است: در بخش دوم مدل دینامیکی پرنده توسعه داده شده است. در بخش سوم اصول طراحی کنترل کننده برای حلقه بیرونی و داخلی و همچنین نحوه استخراج توابع عضویت بیان شده است و در بخش چهارم نتایج شبیه سازی برای یک چهارپره نوعی ارائه شده است. در بخش آخر جمع بندی و نتیجه گیری انجام شده است.



## ۲. مدل دینامیکی چهارپره

برای استخراج مدل سینماتیکی و دینامیکی، پرنده به عنوان یک جسم صلب در فضا در نظر گرفته می‌شود که یک چهارچوب ثابت به بدنه و یک چهارچوب مرجع بر روی زمین همانند آنچه در شکل ۱ مشاهده می‌شود، نظر گرفته می‌شود [۱۷].



شکل ۱. نمایش ساده از ساختار چهارپره

مدل دینامیک غیرخطی شش درجه آزادی چهارپره به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۸]:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta \\ \dot{v} &= pw - ru + g \cos \theta \cos \psi \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \theta \sin \psi \\ &\quad - \frac{1}{m} u_1 \\ \dot{p} &= \frac{(I_{yy} - I_{zz})qr}{I_{xx}} + \frac{u_2}{I_{xx}} \\ &\quad + q \frac{I_{rotor}}{I_{xx}} \Omega_r \\ \dot{q} &= \frac{(I_{zz} - I_{xx})pr}{I_{yy}} + \frac{u_3}{I_{yy}} \\ &\quad - p \frac{I_{rotor}}{I_{yy}} \Omega_r \\ \dot{r} &= \frac{(I_{xx} - I_{yy})qp}{I_{zz}} + \frac{u_4}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (1)$$

در رابطه ۱،  $u, v$  و  $w$  سرعت خطی پرنده و  $q, p$  و  $r$  سرعت زاویه‌ای پرنده در دستگاه بدنی است. در این روابط  $\phi, \theta$  و  $\psi$  زوایای اوایلر،  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  به ترتیب ممان اینرسی پرنده حول محورهای  $x, y$  و  $z$  در دستگاه بدنی و همچنین

$I_{rotor}$  ممان اینرسی هر روتور حول محور چرخش است. در نهایت  $m$  و  $g$  به ترتیب بیانگر جرم پرنده و شتاب جاذبه زمین و  $\Omega_r$  سرعت روتورها است که براساس رابطه زیر استخراج می‌شود:

$$\begin{aligned} \Omega_r &= -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \\ &= \sum_{i=1}^4 (-1)^i \Omega_i \end{aligned} \quad (2)$$

$u_1, u_2, u_3$  و  $u_4$  ورودی‌های کنترلی هستند که براساس سرعت روتورها به صورت رابطه ۳ مشخص می‌شوند:

$$\begin{aligned} u_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ u_2 &= bl(\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \\ u_3 &= bl(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ u_4 &= K(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{aligned} \quad (3)$$

که در آن  $b$  بیانگر فاکتور تراست،  $K$  بیانگر فاکتور پسا و  $l$  طول هر یک از چهار بازو است. بنابراین، با توجه به رابطه ۳ می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & bl & 0 & -bl \\ bl & 0 & -bl & 0 \\ k & -k & k & -k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \\ &\Rightarrow \\ \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & bl & 0 & -bl \\ bl & 0 & -bl & 0 \\ k & -k & k & -k \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4)$$

با ساده‌سازی معادلات دینامیک سیستم و جایگزینی از معادلات سینماتیک، معادلات به صورت زیر بیان می‌گردد [۱۹]:

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \dot{\theta} \dot{\psi} \left( \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) - \dot{\theta} \frac{I_{rotor}}{I_{xx}} \Omega_r \\ &\quad + \frac{u_2}{I_{xx}} \end{aligned} \quad (5)$$



مطلوب استخراج می‌گردد.

### ۳-۱- طراحی حلقه بیرونی کنترل

در حلقه بیرونی، زوایای اوپلر مطلوب برای حلقه داخلی با استفاده از ورودی مسیر مرجع و سیگنال پس‌خورده موقعیت پرنده براساس رویکرد کنترلی مناسب استخراج می‌گردد.

دو رویکرد کنترلی تناسبی-مشتقی و فازی برای این حلقه‌ها در نظر گرفته شده‌است به طوری که تأثیر هر دو کنترل‌کننده بر هر دو حلقه سنجیده می‌شود.

قانون کنترلی تناسبی-مشتقی برای حلقه بیرونی عبارت است از:

$$\begin{aligned} \phi_d &= K_{p\phi}(y_d - y) + K_{d\phi}(\dot{y}_d - \dot{y}) \\ \theta_d &= K_{p\theta}(x_d - x) + K_{d\theta}(\dot{x}_d - \dot{x}) \\ \psi_d &= K_{p\psi} \left( \tan^{-1} \left( \frac{y_d - y}{x_d - x} \right) \right) \\ &+ K_{d\psi} \left( \tan^{-1} \left( \frac{\dot{y}_d - \dot{y}}{\dot{x}_d - \dot{x}} \right) \right) \end{aligned} \quad (6)$$

$x$  و  $y$  موقعیت‌های پرنده و  $x_d$  و  $y_d$  مقادیر مطلوب موقعیت پرنده در هر لحظه را نشان می‌دهند.  $\phi_d$ ،  $\theta_d$  و  $\psi_d$  وضعیت مطلوب پرنده متناظر با موقعیت مطلوب است. ضرایب کنترلی ارائه شده در رابطه ۶، با استفاده از الگوریتم ژنتیک به دست می‌آید. چگونگی انتخاب تابع برازش بستگی به نظر طراح و هدف کنترلی دارد. تابع برازش به صورت معیار  $IAE^F$  به صورت زیر در نظر گرفته شده‌است [۲۰]:

$$F_{obj} = \int_0^{t_{end}} (|e_x| + |e_y| + |e_z|) dt \quad (7)$$

در رابطه ۷،

$e_x = x_d - x$ ،  $e_y = y_d - y$ ،  $e_z = z_d - z$  که در اینجا  $x_d$ ،  $y_d$  و  $z_d$  مقادیر موقعیت مطلوب و  $x$ ،  $y$  و  $z$  مقادیر موقعیت واقعی پرنده در هر لحظه هستند.

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} &= \dot{\phi} \dot{\psi} \left( \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} \right) - \phi \frac{I_{rotor}}{I_{yy}} \Omega_r \\ &+ \frac{u_3}{I_{yy}} \end{aligned}$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left( \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} \right) + \frac{u_4}{I_{zz}}$$

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (\cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ &+ \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} u_1 \end{aligned}$$

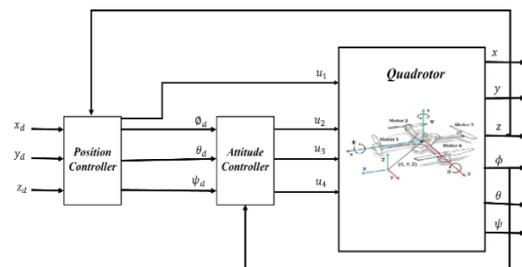
$$\begin{aligned} \ddot{y} &= (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{1}{m} \end{aligned}$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} u_1$$

برطبق روابط ۵ نرخ تغییرات موقعیت پرنده به زوایا وابسته هستند در حالی که نرخ تغییرات زوایا به خودشان وابسته هستند. با همین استدلال می‌توان گفت که حلقه کنترل زوایا را می‌توان از حلقه کنترل موقعیت و ارتفاع جدا نمود و به صورت مستقل با سه ورودی کنترلی  $u_2$ ،  $u_3$  و  $u_4$  کنترل نمود.

### ۳. طراحی سیستم کنترل

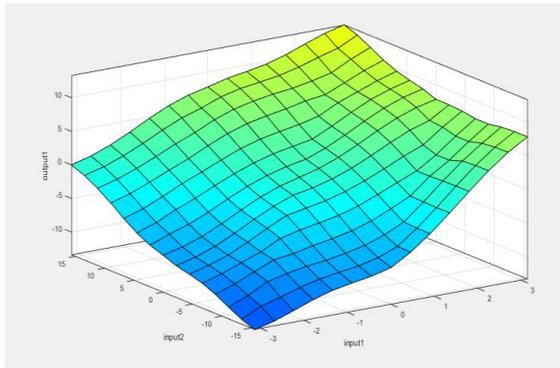
برای کنترل موقعیت چهارپره، دو حلقه کنترلی همانند شکل ۲ ارائه می‌گردد.



شکل ۲. بلوک دیاگرام سیستم کنترل چهارپره.

با توجه به بلوک دیاگرام شکل ۲، حلقه بیرونی برای کنترل موقعیت و حلقه داخلی کنترل وضعیت پرنده را انجام می‌دهد. حلقه بیرونی یا حلقه کنترل موقعیت، زوایای مطلوب رول، پیچ و یاو را برای استفاده در حلقه داخلی تولید می‌کند. در حلقه داخلی یا حلقه کنترل وضعیت، پس‌خورده زوایای اوپلر دریافت شده و مقدار خطای زوایای





شکل ۳. سطح فازی با توجه به جدول ۱

### ۲-۳- طراحی کنترل حلقه داخلی

در کنترل حلقه داخلی یا کنترل کننده وضعیت همان طور که در بلوک دیاگرام شکل ۲ مشاهده می شود، سیگنال زوایای وضعیت مطلوب تولید شده توسط حلقه بیرونی، به عنوان ورودی فرمان وارد حلقه می شود. اختلاف این سیگنال با پسخور زوایای وضعیت پرنده مقدار خطای زاویه ای پرنده را به دست می دهد.

در حلقه داخلی نیز دو رویکرد کنترلی در نظر گرفته شده است در رویکرد اول، کنترل کننده تناسبی-مشتقی در نظر گرفته شده است.

$$\begin{aligned} u_2 &= K_{pu_2}(\phi_d - \phi) + K_{du_2}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \\ u_3 &= K_{pu_3}(\theta_d - \theta) + K_{du_3}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \\ u_4 &= K_{pu_4}(\psi_d - \psi) + K_{du_4}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) \end{aligned} \quad (8)$$

در این رابطه، زوایای اوپلر از خروجی وضعیت پرنده دریافت می شود. مقادیر ضرایب کنترل کننده با استفاده از روش بهینه سازی الگوریتم ژنتیک با تابع برازش معیار  $IAE$  به صورت زیر تشکیل خواهد شد:

$$F_{obj} = \int_0^{t_{end}} (|e_\phi| + |e_\theta| + |e_\psi|) dt \quad (9)$$

که در این رابطه:

$$\begin{aligned} e_\phi &= \phi_d - \phi, \\ e_\theta &= \theta_d - \theta \\ e_\psi &= \psi_d - \psi \end{aligned}$$

با توجه به قابلیت های بالای کنترل کننده فازی در کنترل سیستم های غیرخطی، طراحی یک کنترل کننده فازی برای حلقه بیرونی ربات پرنده چهارپره مد نظر قرار گرفته است [۲۱]. مزیت اصلی استفاده از سیستم های فازی سادگی نسبی پیاده سازی و مقاوم بودن آن است. در واقع کنترل کننده فازی با اندازه گیری حالات سیستم، بسته به انحرافات بزرگ یا کوچک، فرامین سریع، قوی و یا ضعیف صادر می کند. پیاده سازی صحیح یک کنترل کننده فازی به رویکردهای طراحی و پایگاه قواعد فازی بستگی دارد. کنترل کننده فازی شامل چهار قسمت فازی ساز، پایگاه قواعد، موتور استنتاج و دیفازی ساز است. توابع عضویت طراحی شده هر دو به منظور دستیابی به پاسخ هموارتر و حداقل تعداد محاسبات به صورت گوسین می باشند. ورودی این کنترل کننده فازی خطا و مشتق خطای محورهای طولی و عرضی و خروجی کنترل کننده همان زوایای مطلوب پرنده است. در جدول ۱ مجموعه قوانین فازی برای هر دو را نشان می دهد.

جدول ۱. تنظیمات فازی برای حلقه کنترل بیرونی.

		$e(t)$		
		$N$	$Z$	$P$
$\Delta e(t)$	$N$	$VN$	$N$	$P$
	$Z$	$N$	$Z$	$P$
	$P$	$Z$	$P$	$VP$

در جدول ۱، عبارات  $VN$  به معنای خیلی منفی،  $N$  به معنای منفی،  $Z$  صفر،  $P$  مثبت و  $VP$  خیلی مثبت است. در تنظیم قسمت فازی ساز از روش مرکز سطح استفاده می شود و موتور استنتاج مبتنی بر روش ممدانی عمل می کند. همچنین از قاعده سنتروید برای دیفازی کردن استفاده می شود [۲۲]. در شکل ۳ سطح حاصل از جدول ۱ در کنترل فازی نشان داده شده است. در این شکل ورودی اول نشان دهنده خطا، ورودی دوم نشان دهنده نرخ خطا و خروجی ضرایب کنترلی است.

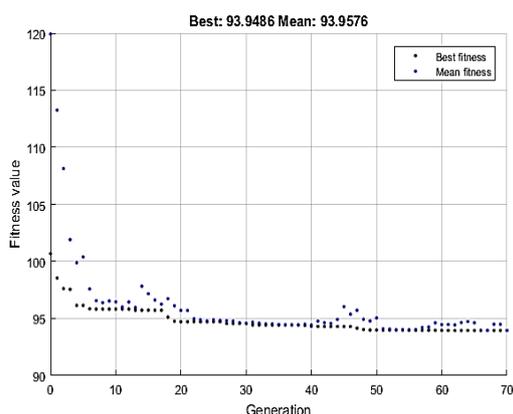
جدول ۲. پارامترهای چهارپره

پارامتر	مقدار	واحد	علامت
جرم	۰/۸	kg	$m$
ممان اینرسی حول محور $x$	۰/۰۲۸	Kg. m <sup>2</sup>	$I_{xx}$
ممان اینرسی حول محور $y$	۰/۰۳۱	Kg. m <sup>2</sup>	$I_{yy}$
ممان اینرسی حول محور $z$	۰/۰۴۴	Kg. m <sup>2</sup>	$I_{zz}$
ممان اینرسی روتور	۰/۰۰۰۰۸۳	Kg. m <sup>2</sup>	$I_{rotor}$
فاکتور تراست	۰/۰۰۰۰۰۳	Kg. m <sup>2</sup>	$b$
فاکتور پسا	۰/۰۰۰۰۰۰۳	Kg. m <sup>2</sup>	$K$
بازوی پرند	۰/۲	m	$l$
شعاع رتور	۰/۱۲	m	$R$
شتاب جاذبه	۹/۸۱	$\frac{m}{s^2}$	$g$

جدول ۳. تنظیمات پارامترهای الگوریتم ژنتیک

تعداد جمعیت	تعداد نسل	احتمال جهش	نوع ترکیب ژنتیکی	روش انتخاب برگزیده
۳۰	۷۰	٪۴۰	دو نقطه‌ای	Roulette

به عنوان نمونه، روند همگرایی تابع معیار در بهینه‌سازی کنترل کننده PD برای یکی از حلقه‌های کنترل توسط الگوریتم ژنتیک در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۴. نمودار همگرایی تابع برازش

این نمودار نشان می‌دهد که بهینه‌سازی بهره‌های کنترلی با گذشت چند نسل، به همگرایی رسیده است و روند نزولی یا حداقل کردن تابع برازش رخ داده است. پارامترهای طراحی

رویگرد دوم در نظر گرفته شده در حلقه داخلی، کنترل کننده فازی است که ورودی کنترل کننده فازی، خطا و مشتق زوایای اویلر است. خروجی آن گشتاورهای ورودی به سیستم است. توابع عضویت طراحی شده برای هر سه محور  $\phi$ ،  $\theta$  و  $\psi$  نوع گوسین است که باعث می‌شود فراجاهش و نوسانات پاسخ، نسبت به حالتی که از توابع تعلق نوع مثلثی استفاده می‌شود، کمتر باشند و سیگنال خروجی سیستم کنترل کننده ملایم تر خواهد شد. مجموعه قوانین فازی همانند جدول ۱ می‌باشند.

#### ۴. نتایج شبیه‌سازی

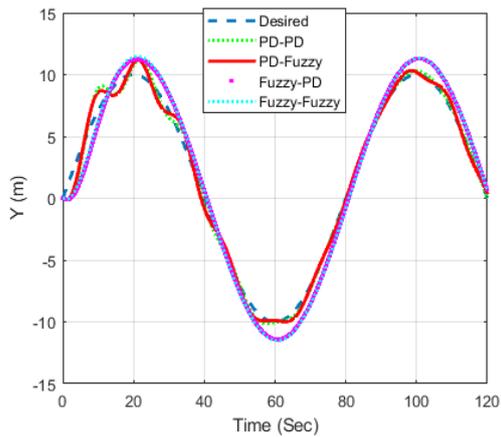
در این بخش، برای بررسی و اثبات عملکرد کنترل کننده‌های بیرونی و داخلی طراحی شده بر روی ربات پرند، نتایج شبیه‌سازی مورد تحلیل قرار گرفته است. ابتدا از کنترل کننده PD در هر دو حلقه استفاده می‌شود و سپس تأثیر جایگزینی کنترل کننده Fuzzy در هر حلقه نیز مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. منظور از کنترل کننده PD-Fuzzy عبارت است از کنترل حلقه بیرونی (هدایت) با قانون کنترل PD و کنترل حلقه داخلی با قانون کنترل Fuzzy. شبیه‌سازی در نرم‌افزار MATLAB/SIMULINK برای مدت زمان ۱۲۰ ثانیه انجام شده است. پارامترهای چهارپره برای پیاده‌سازی در شبیه‌سازی در جدول ۲ آورده شده است [۲۳].

مسیر مطلوب حرکت پرند به صورت زیر تعریف گردید:

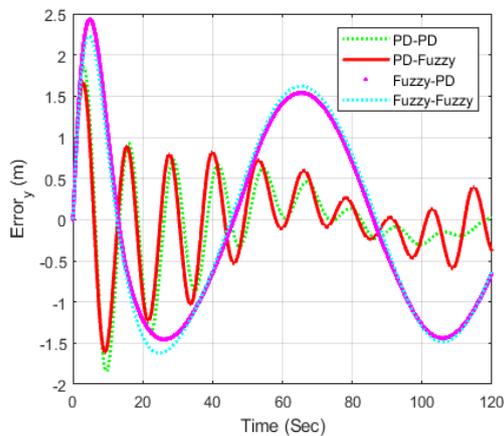
$$R(t) = \left[ 15 \sin \frac{\pi}{40} t \quad 10 \sin \frac{\pi}{40} t \quad 7 \right] (m) \quad (10)$$

تنظیمات در نظر گرفته شده برای الگوریتم ژنتیک جهت بهینه‌سازی بهره‌های کنترل کننده PD در جدول ۳ آورده شده است.

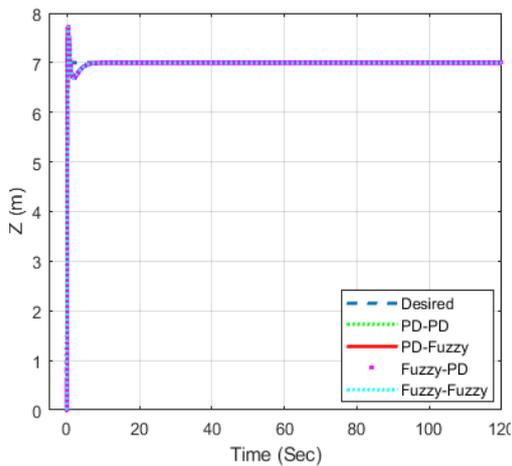




شکل ۷. نمودار موقعیت چهارپره در راستای y



شکل ۸. نمودار خطای موقعیت چهارپره در راستای y



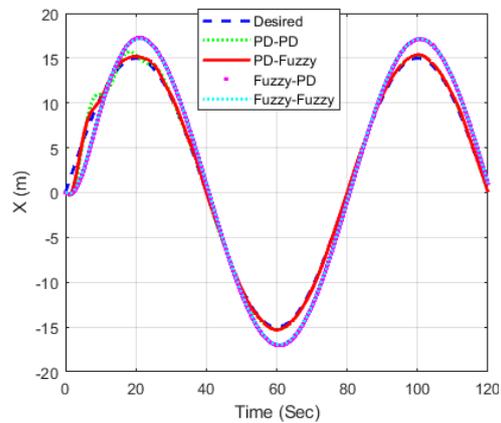
شکل ۹. نمودار موقعیت چهارپره در راستای Z

کنترل کننده برای حلقه داخلی و بیرونی مبتنی بر رویکرد PD در جدول ۴ آورده شده است.

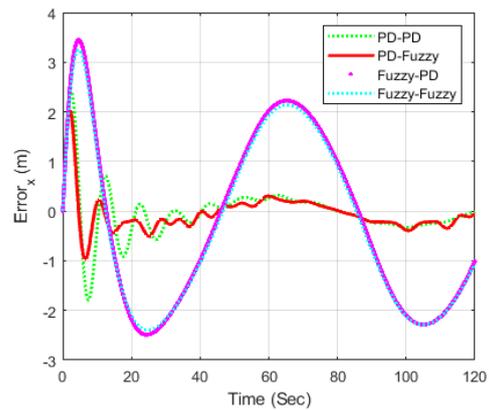
جدول ۴. تنظیمات حلقه داخلی و بیرونی کنترل کننده PD

$K_{d\psi}$	$K_{p\psi}$	$K_{d\theta}$	$K_{p\theta}$	$K_{d\phi}$	$K_{p\phi}$
۰/۴۹۷	-۰/۴۶۲	۰/۲۰۵	۰/۳۳۷	۰/۱۱	۰/۲۹۳
$K_{du4}$	$K_{pu5}$	$K_{du3}$	$K_{pu3}$	$K_{du2}$	$K_{pu2}$
۰/۷	۱/۹۸	۳/۵	۱۸/۹۴	۴/۱۴	۱۵/۱۴

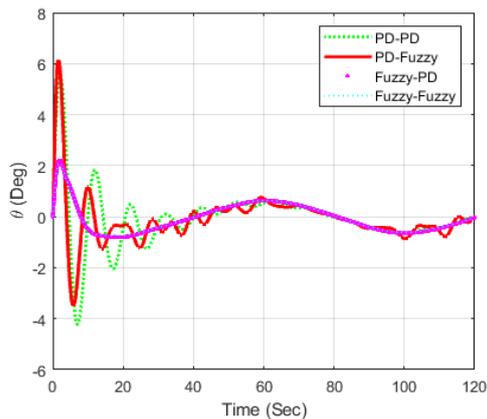
چگونگی تعقیب مسیر در شکل‌های ۵ تا ۱۰ نمایش داده شده است. در هر شکل چهار روش کنترلی که ناشی از جایگزینی کنترل فازی در حلقه‌های داخلی و بیرونی می‌باشد ارائه شده است.



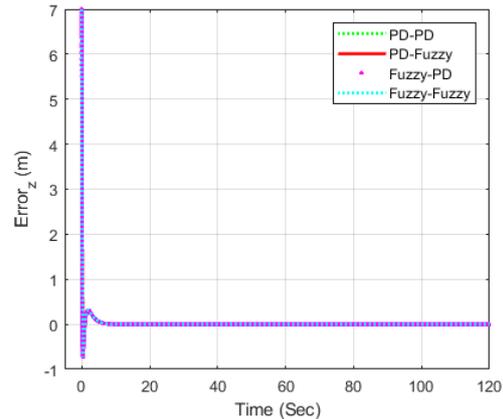
شکل ۵. نمودار موقعیت چهارپره در راستای X



شکل ۶. نمودار خطای موقعیت چهارپره در راستای X.

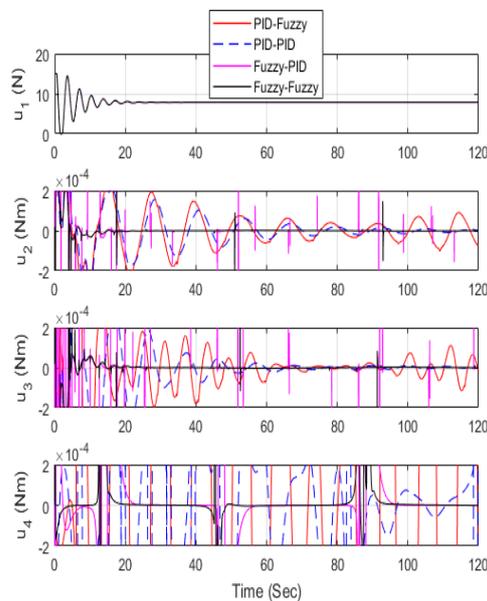


شکل ۱۲. نمودار زاویه پیچ چهارپره



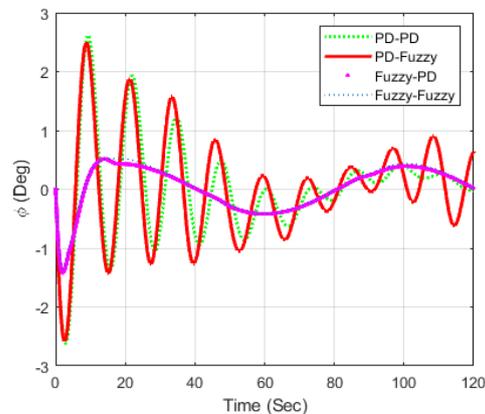
شکل ۱۰. نمودار خطای موقعیت چهارپره در راستای Z

شکل ۱۳ نشان دهنده نیرو و گشتاور کنترلی در چهار روش پیشنهادی را نشان می‌دهد.



شکل ۱۳. نمودار نیرو و گشتاورهای کنترلی

همانطور که از شکل‌ها مشخص است، براساس تعقیب مسیر مرجع در چهارپره و خطاهای آن روش کنترلی PD-Fuzzy بهترین پاسخ را دارد و سایر روش‌های کنترلی با دقت کمتری مسیر مرجع را دنبال می‌کنند. در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ تغییرات زوایای اوپلر براساس طراحی کنترل‌کننده حلقه داخلی آورده شده است.



شکل ۱۱. نمودار زاویه رول چهارپره

در شکل ۱۴ نمودار سرعت‌های روتورها آورده شده‌است.

یکی از معیارهای بسیار متداول در مقایسه بین روش‌های متفاوت، استفاده از معیار انتگرال قدر مطلق خطا است. جهت ارزیابی نتایج حاصل از طراحی کنترل‌کننده‌های ارائه شده، این معیار به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$IAE_{x,y,z} = \int |e_{x,y,z}| dt \quad (11)$$

$$= \sum |e_{x,y,z}(i)|$$

از شکل‌های فوق مشاهده می‌شود که تغییرات زوایای در حلقه بیرونی با کنترل‌کننده فازی دامنه نوسان و حداکثر مقدار کمتری دارد اما با توجه به شکل‌های ۶ و ۸ تعقیب مسیر با دقت کمتری انجام شده است. این موضوع بیان‌گر این است که کنترل فازی در حلقه بیرونی منجر به بهبود عملکرد چهارپره نشده است.



$$W_k = \int U_k \cdot \Delta x dt \quad (12)$$

با توجه به رابطه تعریف شده، مقدار معیار مصرف انرژی در هر روتور دورانی به صورت جدول ۶ می توان محاسبه نمود.

جدول ۶. مقادیر معیار محاسبه انرژی

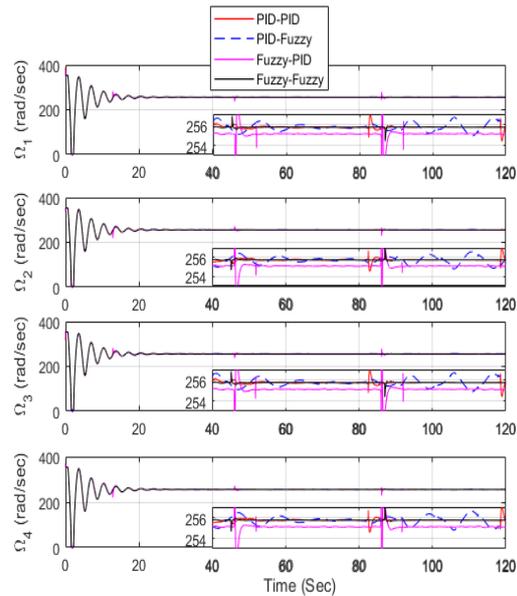
روش	$W_1(J)$	$W_2(J)$	$W_3(J)$	$W_4(J)$
PD-Fuzzy	۱۳۶۱	۵۳/۳	۱۷	۵/۸
PD-PD	۱۳۶۱	۷۲/۱۴	۲۶	۲۶
Fuzzy-PD	۱۳۶۱	۰/۲۸	۴۷/۱	۸۲/۶
Fuzzy-Fuzzy	۱۳۶۱	۰/۰۳	۱۴/۶۸	۱۲/۶

جدول ۶ نشان می دهد که در مجموع معیار مصرف انرژی در کنترل کننده Fuzzy-Fuzzy به نسبت سه روش دیگر مناسب تر است. از دیگر معیارهای مهم برای مقایسه بین رویکردهای کنترلی، زمان اجرای حلقه های داخلی و بیرونی هر یک از روش هاست. در اینجا زمان اجرای هر یک از روش ها در جدول ۷ آورده شده است. این نتایج براساس پیاده سازی در شرایط یکسان در نرم افزار MATLAB/SIMULINK نسخه R2017a در یک رایانه با پردازش گر Intel® Core™2 Quad cpu RAM 6GB و 2.83GHz اجرا شده است.

جدول ۷. زمان اجرای کنترل کننده ها

روش	PD-Fuzzy	PD-PD	Fuzzy-PD	Fuzzy-Fuzzy
زمان اجرا (ثانیه)	۴۲/۳	۳۹/۸۵	۸۸/۲	۶۴/۷۷

همانطور که جدول ۷ نشان می دهد به لحاظ زمان اجرا کنترل کننده PD-PD عملکرد بهتری دارد. با توجه به اینکه در روش فازی نسبت به محاسبات بیشتری جهت پیدا کردن خروجی است طبیعی است که زمان اجرا بیشتر باشد. این مقادیر نشان می دهد که پیاده سازی روش PD-PD نیاز به



شکل ۱۴. نمودار سرعت های زاویه ای روتورها

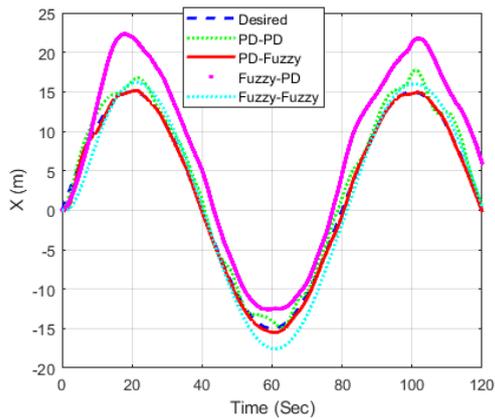
با توجه به این معیار، انتگرال قدر مطلق خطا در سه محور  $x$ ،  $y$  و  $z$  در چهار روش PD-PD، روش Fuzzy-PD و Fuzzy-Fuzzy، PD-Fuzzy در جدول ۵ آورده شده است.

جدول ۵. مقادیر معیار محاسبه خطا

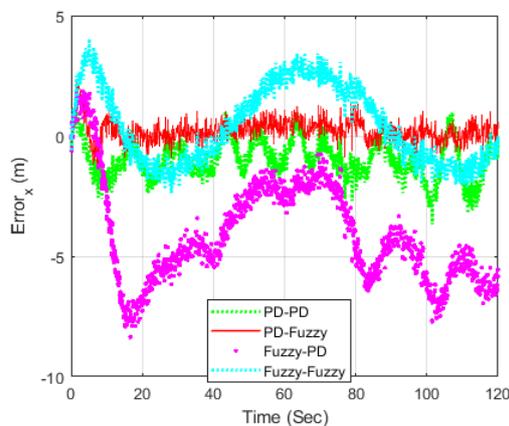
روش	$E_x(m)$	$E_y(m)$	$E_z(m)$
PD-Fuzzy	۲۷/۹۷	۳۴/۹۹	۱/۷۳
PD-PD	۳۸	۴۸/۷۱	۱/۷۳
Fuzzy-PD	۱۸۵/۲۹	۱۳۲/۸۲	۱/۷۲
Fuzzy-Fuzzy	۱۸۶/۰۸	۱۲۸/۷	۱/۷۳

همانطور که در جدول ۵ مشخص است، کنترل کننده PD-Fuzzy رفتار مطلوب تری نسبت به سه کنترل کننده دیگر در خطا دارد. از طرفی مقادیر نشان می دهد که برای معیار خطا، حلقه بیرونی PD از روش Fuzzy دقت بهتری در ردیابی دارد. از آنجا که چهارپره ها معمولاً با باتری تغذیه می شوند، بنابراین روشی که بتواند انرژی کمتری مصرف کند دارای مزیت بسیار مناسبی است. زیرا کاهش انرژی، انتخاب باتری با وزن کمتری را باعث می شود. یکی از معیارهای اندازه گیری توان به صورت رابطه زیر نوشته می شود:

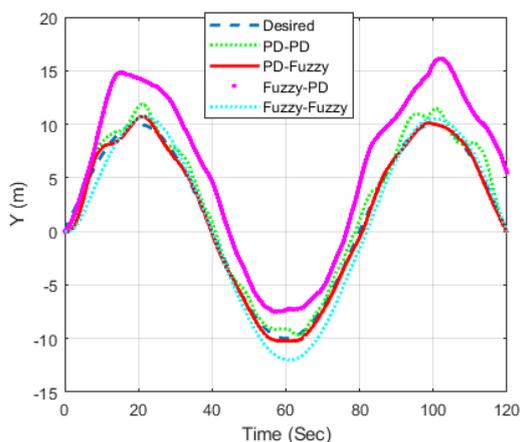




شکل ۱۵. نمودار موقعیت پرنده در حضور اغتشاش و عدم قطعیت در راستای محور X



شکل ۱۶. نمودار خطای موقعیت پرنده در حضور اغتشاش و عدم قطعیت در راستای محور X



شکل ۱۷. نمودار موقعیت پرنده در حضور اغتشاش و عدم قطعیت در راستای محور Y

حجم پردازشی کمتر و در نتیجه میکروکنترلر با حجم پردازشی کمتر است. در ادامه جهت انجام مصالحه بین روش‌های پیشنهادی و با توجه به معیارهایی که بررسی گردید، جدول ۸ ارائه شده است که به صورت نرمالیزه شده و با وزن یک برای تمام معیارها است.

جدول ۸. مقایسه نرمالیزه شده معیارهای روش‌های پیشنهادی

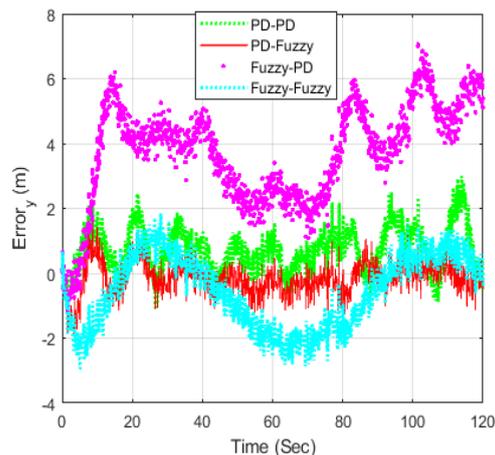
روش	PD-Fuzzy	PD-PD	Fuzzy-PD	Fuzzy-Fuzzy
معیار خطا	۱	۰/۷۳	۰/۲	۰/۲
مصرف انرژی	۰/۹۷	۰/۹۴	۰/۹۳	۱
زمان اجرا	۰/۹۴	۱	۰/۴۵	۰/۶۲
جمع	۲/۹۱	۲/۶۷	۱/۵۸	۱/۸۲

در این جدول بهترین عملکرد نمره یک گرفته و هر چه عملکرد بدتر باشد مقدار کوچکتری می‌گیرد. در نتیجه آنچه جدول ۸ نشان می‌دهد نمره بالاتر و در نتیجه مجموع عملکرد بهتر روش PD-Fuzzy نسبت به سه روش دیگر است. یکی دیگر از موارد مهم در طراحی کنترل کننده پیشنهادی مقاوم بودن آن نسبت به نویز و عدم قطعیت در پارامترهاست. در ادامه شبیه‌سازی با وجود ۱۰ درصد عدم قطعیت در پارامترهای جرم و ممان اینرسی‌ها چهارپره با توزیع تصادفی یکنواخت و همچنین وجود بلوک نویز سفید در نرم‌افزار با توان ۰/۱ در مسیر پسخورد حلقه بیرونی صورت گرفته است. شکل ۱۵ تا ۲۰ دنباله‌روی مسیر مرجع و خطای آن در سه راستای  $x$ ،  $y$  و  $z$  با وجود اغتشاش نویز سفید و عدم قطعیت را نشان می‌دهد.

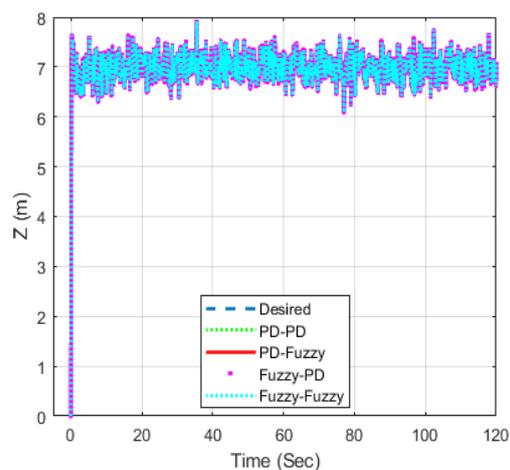
نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که با استفاده از حلقه‌های داخلی و بیرونی طراحی شده در این مقاله، عملیات ردیابی مسیر مرجع با روش PD-Fuzzy حتی با وجود اغتشاش و عدم قطعیت به خوبی انجام شده است

## ۵. جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

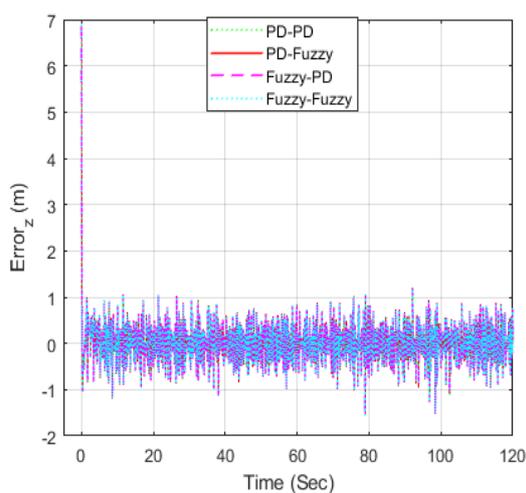
در این مقاله، با استفاده از روش بهینه‌سازی تکاملی و فازی و روش تناسبی-مشتقی (PD)، الگوریتم‌های هدایت و کنترل کاربردی با در نظر گرفتن ملاحظات پیاده‌سازی روی برد برای ردیابی مسیر مرجع چهارپره، طراحی گردید برای این منظور ابتدا یک کنترل کننده تناسبی-مشتقی که ضرایب آن توسط الگوریتم ژنتیک بهینه شده است برای کنترل هر دو حلقه بیرونی (حلقه کنترل موقعیت) و داخلی (حلقه کنترل وضعیت) پیاده‌سازی شد. سپس با مصالحه در افزایش دقت کنترل، کاهش مصرف انرژی و حجم پردازش، تأثیر استفاده از یک کنترل کننده غیرخطی هوشمند که شامل ترکیب الگوریتم ژنتیک برای محاسبه ضرایب کنترل تناسبی مشتقی و کنترل فازی است، بررسی شد. نتایج طراحی‌ها نشانگر این است که اگر معیار دقت ردیابی باشد روش PD-Fuzzy، اگر مصرف انرژی برای طراح اهمیت داشته باشد Fuzzy-Fuzzy بهترین عملکرد و اگر معیار طراحی براساس سرعت پردازشی باشد، رویکرد PD-PD بهترین طراحی است. از آنجا که در اینجا هر سه پارامتر طراحی اهمیت دارد، برتری استفاده از کنترل تناسبی مشتقی در حلقه بیرونی و کنترل فازی برای حلقه داخلی بهترین انتخاب است. همچنین نشان داده شد که کنترل کننده PD-Fuzzy طراحی شده علاوه بر مزایای مذکور، در مقابل نویز و عدم قطعیت مدل و محیط نیز عملکرد مناسبی دارد.



شکل ۱۸. نمودار خطای موقعیت پرنده در حضور اغتشاش و عدم قطعیت در راستای محور  $Y$



شکل ۱۹. نمودار موقعیت پرنده در حضور اغتشاش و عدم قطعیت در راستای محور  $Z$



شکل ۲۰. نمودار خطای موقعیت پرنده در حضور اغتشاش و عدم قطعیت در راستای محور  $Z$ .

- [12] 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.
- [13] N. X. Mung and S. K. Hong, Robust Backstepping Trajectory Tracking Control of a Quadrotor with Input Saturation via Extended State Observer, *Applied Science*, Vol. 9, pp. 1-23, 2019.
- [14] 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.
- [15] X. Wang, C. Libing, K. Longxing, W. Binjing, H. Shaohua and L. Chengdi, Path Following and Obstacle Avoidance for Unmanned Aerial Vehicles Using a Virtual-Force-Based Guidance Law, *Applied Sciences.*, Vol. 11, pp. 1–16, 2021.
- [16] A. Ahangarani Farahani, Controller Design Based on Feedback Linearizer Technique for a Quadrotor System, *The first National Conference on Computational and Experimental Mechanics*, Tehran, 2019.
- [17] M. Greiff, A. Vinod, S. Nabi and S. Di Cairano, Quadrotor Motion Planning in Stochastic Wind Fields, *2023 American Control Conference (ACC)*, San Diego, CA, USA, pp. 4619-4625, 2023.
- [18] R. Fessi and S. Bouallegue, LQR Controller Design for a Quadrotor UAV Based on Particle Swarm Optimization, *International Journal of Automation and Control*, Vol. 13, No. 5, pp. 45-49, 2019.
- [19] M. Rabah, A. Rohan, Y. Han and S. Kim, Design of Fuzzy-PID Controller for Quadrotor Trajectory-Tracking, *International Journal of Fuzzy Logic and Intelligent Systems*, Vol. 18, No. 3, pp. 204-213, 2018.
- [20] A. Jayachitra and S. Vinodha, Genetic Algorithm Based PID Controller Tuning Approach for Continuous Stirred Tank Reactor, *Advances in Artificial Intelligence*, Vol. 2014, pp. 1-8, 2014.
- [21] H. Khodayari, F. Pazouki, A. Khodayari and A. Gheyas, Fuzzy Controller Design for Attitude Control of a Four-Rotor Flying Robot, *Journal of the Iranian Society of Mechanical Engineers*, Vol. 25, pp. 35-42, 2016. (in Persian)
- [22] M. Farahmand, R. Ghasemi and M. Salari, Fuzzy Hybrid Super-Twisting Sliding Mode Controller Design for a Class of Non-linear Dynamics of a Quadrotor, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, pp. 307-316, 2018. (in Persian)
- [1] Z.A. Ali and X. Li, Controlling of Under-Actuated Quadrotor UAV Equipped with a Manipulator, *Access IEEE*, Vol. 9, pp. 3428-3440, 2021.
- [2] S.M.M. Dehghan, A. Parsa, A. Ahangarani Farahani and E. Ghezelbash, Low-Order Linear Estimation of a Commercial Quadrotor using Flight, *Journal of Aeronautical Engineering*, Vol. 20, pp. 25-35, 2018. (in Persian)
- [3] M. Islam and M. Okasha, A Comparative Study of PD, LQR and MPC on Quadrotor Using Quaternion Approach, *2019 7<sup>th</sup> International Conference on Mechatronics Engineering (ICOM)*, pp. 1-6, 2019.
- [4] A. Najm and I.K. Ibraheem, Nonlinear PID Controller Design for a 6-DOF UAV Quadrotor System, *International Journal of Engineering Science and Technology*, Vol. 22, No. 4, pp. 1087-1097, August 2019.
- [5] L. Zhou and B. Zhang, Quadrotor UAV Flight Control Using Backstepping Adaptive Controller, *2020 IEEE 6<sup>th</sup> International Conference on Control Science and Systems Engineering (ICCSSE)*, pp. 163-166, 2020.
- [6] J. Qiao, Z. Liu and Y. Zhang, Gain Scheduling PID Control of the Quad-Rotor Helicopter, *2017 International Conference on Unmanned Systems (ICUS)*, pp. 1594-1601, 2017.
- [7] M. Navabi and H. Mirzaei, Robust Optimal Adaptive Trajectory Tracking Control of Quadrotor Helicopter, *Latin American Journal of Solids and Structures*, Vol. 14, No. 6, pp. 1043-1066, June 2017.
- [8] A. Ahangarani Farahani and J. Karimi, Adaptive Controller Design to Altitude Control of a Quadrotor with Uncertain Parameters, *The 18<sup>th</sup> International Conference of Iranian Aerospace Society*, 2020. (in Persian)
- [9] N.A. Koksai and B. Fidan, Backstepping-Based Adaptive Control of a Quadrotor UAV with Guaranteed Tracking Performance, *Journal of ISA Transaction*, Vol. 105, pp. 98-110, 2020.
- [10] J. Samantaray and S. Chakrabarty, A Fuzzy Sliding Mode Control Design for Quadcopter, *International Conference on Unmanned Aerial System in Geomatics*, pp. 191-200, 2019.
- [11] B. Zhao, B. Xian, Y. Zhang and X. Zhang, Nonlinear Robust Adaptive Tracking Control of a Quadrotor UAV Via Immersion and Invariance Methodology, in *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, Vol. 62, No. 5, pp. 2891-2902, 2015.



- [23] A. Ahangarani Farahani, J. Karimi and S.H. Sadati, Trajectory Tracking Control of Quadrotor Using State Space Feedback by Optimal Gain Tuning, Journal of Aeronautical Engineering, Vol. 22, pp. 146-156, 2020. (in Persian)

## ۸. پی‌نوشت

1. PID: Proportional-Integral-Derivative
2. LQR: Linear Quadratic Regulator
3. PI: Proportional-Integral
4. IAE: Integral Absolute Error

۱۹۸

سال ۱۳ - شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۳

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



طراحی الگوریتم‌های کنترل موقعیت و وضعیت مبتنی بر  
بهینه‌سازی تکاملی و فازی برای ردیابی مسیر مرجع چهارپره