

بررسی عملکرد کنترل کننده PID مبتنی بر فازی برای سیستم مسیریابی کوادکوپتر سمپاش

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۱۰/۱۳

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۲/۲۵

فرهاد فردوسی^۱، ناصر اسکندریان^۲، فهیمه باغبانی^۳

۱- دانشجوی دکتری کنترل دانشکده برق و کامپیوتر دانشگاه سمنان، ایران، Ferdowsi.farhad@semnan.ac.ir

۲- استادیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه سمنان، ایران

۳- استادیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه سمنان، ایران

چکیده

کنترل کننده‌های PID به‌عنوان یکی از رایج‌ترین و موفق‌ترین تکنیک‌ها برای کنترل سیستم‌های دینامیکی در نظر گرفته شده‌اند. با این حال، در صورت وجود عدم قطعیت‌ها و سیستم‌های پیچیده، عملکرد آن‌ها ممکن است نامطلوب باشد. هدف اصلی این تحقیق ارزیابی و بهبود عملکرد کنترل کننده PID در سیستم ناوبری کوادکوپتر سمپاش زراعی با بار متغیر و با استفاده از رویکردهای مبتنی بر فازی است. ابتدا پارامترهای کنترل کننده PID، ثابت و سپس بر اساس جدول جستجو و با توجه به تغییرات بار کوادکوپتر تنظیم می‌شوند. شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که کنترل کننده PID با پارامترهای ثابت و یا با کمک جدول جستجو، در صورت عدم قطعیت‌هایی مانند تغییرات بار، عملکرد مورد انتظار خود را ندارند. در نتیجه، تنظیم دقیق‌تر پارامترها ضروری می‌شود؛ بنابراین، از سیستم‌های فازی برای تنظیم برخط پارامترهای کنترل کننده PID در سیستم ناوبری کوادکوپتر سمپاش با بار متغیر استفاده شده است. کنترل کننده PID مبتنی بر فازی در مقایسه با کنترل کننده PID با پارامتر ثابت و یا جدول جستجو، دقت بالاتر و ناوبری پایدارتری را به دست می‌آورد.

واژه‌های کلیدی: کوادکوپتر، سیستم سمپاش، کنترل ناوبری، کنترل کننده PID، کنترل کننده فازی -PID

۱۶۹

سال ۱۳- شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۳

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



Performance evaluation of fuzzy-based PID controller for quadcopter navigation system

Farhad Ferdowsi¹, Naser Eskandarian², Fahimeh Baghbani³

1- PhD Student, Faculty of Electrical and Computer Engineering, Semnan University, Semnan, Iran

2- Assistant Professor, Faculty of Electrical and Computer Engineering, Semnan University, Semnan, Iran

3- Assistant Professor, Faculty of Electrical and Computer Engineering, Semnan University, Semnan, Iran

Abstract

Proportional-Integral-Derivative (PID) controllers have been regarded as one of the most prevalent and successful techniques for controlling dynamic systems. However, in the presence of uncertainties and complicated systems, their operation may be undesirable. The major purpose of this research is to assess and improve the performance of the PID controller in the variable load crop spraying quadcopter navigation system using fuzzy-based approaches. At first, the PID controller parameters are fixed and then are tuned based on a look-up table according to the quadcopter load changes. The simulations reveal that the PID controller with fixed parameters or based on the lookup table does not have its expected performance, in the presence of uncertainties such as load variations, and hence it is required to tune the parameters more correctly. Therefore, here the fuzzy systems are utilized for online parameter tuning of the PID controller in the parameters in the variable load spraying quadcopter navigation system. The proposed fuzzy-based PID controller achieves higher accuracy and more stable navigation compared with the fixed-parameter PID controller or look-up table.

Keywords: Quadcopter, Sprayer System, Navigation Control, PID Controller, Fuzzy-PID Controller.

[۹]. همچنین، استفاده از شبکه‌های عصبی در این حوزه معمولاً برای سیستم‌های با سرعت بالا مناسب نیست و مشکلاتی مانند پیچیدگی آموزش شبکه عصبی، تأخیر زمانی در پردازش داده‌ها، پایداری کوادکوپتر در حضور نویز، اختلالات محیطی و تغییرات غیرمنتظره را به همراه دارد [۱۰، ۱۱، ۱۲]. به همین دلیل، استفاده از روش‌های شبکه عصبی برای کنترل کوادکوپتر نیازمند توجه به جزئیات فنی، آموزش دقیق و تست‌های مکرر است تا به نتایج مطلوبی رسید.

از طرف دیگر، کنترل‌کننده‌های PID به‌عنوان یکی از روش‌های متداول و مؤثر در کنترل کوادکوپتر، مورد توجه فراوانی قرار گرفته‌اند و عموماً نیاز به شناسایی مدل سیستم ندارند. با ارائه یک روش تجربی، می‌توان ضرایب کنترل‌کننده را تنظیم کرد [۱۴، ۱۵]؛ اما برای سیستم‌هایی که دارای پارامترهای ثابت یا متغیر با زمان هستند، کنترل کلاسیک مناسب نیست و نیاز به کنترل تطبیقی است [۱۶]. استفاده از کنترل تطبیقی در کنترل موقعیت کوادکوپتر مزایایی دارد، اما همواره با چالش‌هایی همراه است. این چالش‌ها شامل عدم اثبات پایداری، به‌ویژه در شرایطی که پارامترهای سیستم دائماً در تغییر هستند؛ پیچیدگی طراحی و پیاده‌سازی کنترل‌کننده‌های تطبیقی که نیازمند دانش فنی بالا و تجربه کافی در زمینه کنترل سیستم‌ها است؛ و همچنین تغییرات سریع و مکرر در بهره‌های کنترل‌کننده و روش‌های تخمین پارامتر که ممکن است به ناپایداری سیستم منجر شود. به‌منظور مدیریت این چالش‌ها، طراحی دقیق و پیشرفته، از اهمیت بالایی برخوردار است. اگرچه کنترل‌کننده PID دارای ساختار ساده، پایداری خوب و وابستگی کمتر به مدل دقیق سیستم برای پیاده‌سازی است؛ اما فرایند پیکربندی پارامترهای آن نیاز به بررسی دقیق طراح، به‌ویژه

استفاده از کوادکوپتر برای سم‌پاشی مزارع باعث افزایش کارایی و کاهش هزینه‌های سم‌پاشی در کشاورزی می‌شود. با استفاده از کوادکوپترهای هوشمند، می‌توان سم‌پاشی را به‌صورت دقیق و هدفمند انجام داد و مقدار سم موردنیاز را برای هر قسمت از مزرعه تنظیم کرد. این روش می‌تواند منجر به کاهش مصرف سموم و افزایش بهره‌وری در کشاورزی شود. همچنین، استفاده از کوادکوپترها برای سم‌پاشی می‌تواند زمان و کاهش دهد و در نتیجه، سودآوری برای کشاورزان را افزایش دهد.

در زمینه کنترل و تعقیب مسیر کوادکوپترها، روش‌های مختلفی بررسی شده است. از جمله این روش‌ها، می‌توان به کنترل‌کننده تطبیقی LQR اشاره کرد که با مشکلاتی همچون پیچیدگی در حل معادله ریکاتی روبرو است [۱، ۲]. روش‌های کنترل غیرخطی مانند روش پسگام هم امکان کنترل پرنده را فراهم می‌کنند، اما دارای محاسبات زیادی هستند [۳، ۴]. همچنین، روش کنترل لغزشی نیز یک روش مناسب در مقابل نامعینی‌های مدل است [۵، ۶]؛ اما با معایبی مانند پدیده نوسان و ارتعاش همراه است. با این حال، بررسی‌های انجام‌شده نشان می‌دهد که کنترل‌کننده از سیگنال کنترلی قابل‌توجهی استفاده می‌کنند که به نسبت هزینه‌بر است. همچنین، یکی دیگر از روش‌های مورد استفاده فیدبک بینایی است [۷، ۸].

استفاده از فیدبک حالت یک روش برای کنترل موقعیت کوادکوپتر است که طراحی و پیاده‌سازی کنترل‌کننده‌های فیدبک حالت ممکن است از نظر محاسباتی پیچیده باشد و نیاز به مدل‌سازی دقیق و پایداری، به‌خصوص در حضور عدم قطعیت‌ها و تغییرات پارامتری، داشته باشد



در حضور عدم قطعیت‌ها دارد. چنین ویژگی‌های دینامیکی باعث می‌شوند که طراحی و تنظیم PID به مراتب پیچیده‌تر شود.

باتوجه به این مشکلات، نظریه منطق فازی به‌عنوان یک راه‌حل مناسب برای مدیریت سیستم‌هایی که دارای عدم قطعیت ذاتی و حالت‌های نامشخص هستند، ظاهر شده است. محققان متعددی از کنترل‌کننده‌های فازی برای افزایش عملکرد و خواص مقاومتی در مقایسه با آن‌هایی که از الگوریتم‌های کنترل خالص استفاده می‌کنند، استفاده کرده‌اند [۱۷] تا [۲۱]. در مطالعات انجام‌شده توسط نویسندگان در مراجع [۲۲] تا [۲۵]، از یک طرح PID فازی برای کنترل کوادکوپتر استفاده شده است. این نویسندگان از سیستم‌های فازی برای تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده با استفاده از قوانین استنتاج فازی استفاده کرده‌اند. این روش باعث افزایش دینامیک و پایداری در کنترل کوادکوپتر شده است. در [۲۶]، از تلفیق شناسایی به روش فیلتر کالمن و پیاده‌سازی ضرایب PID توسط سیستم‌های فازی برای کنترل موقعیت سیستم استفاده شده است. این روش با موفقیت به کنترل موقعیت سیستم رسیده است و نشان داده است که استفاده از سیستم‌های فازی می‌تواند بهبود قابل توجهی در کنترل و مدیریت سیستم‌های پیچیده؛ مانند کوادکوپترها داشته باشد. در مقاله [۲۷]، با استفاده از سیستم کنترلی خودتنظیمی با مدل PID فازی پیشنهاد شده است که بهبود پایداری سیستم و توانایی ردیابی اختلالات را فراهم می‌کند. در مقاله [۲۸]، پیاده‌سازی کنترل‌کننده‌های PD، PID و PID فازی بر روی کوادکوپتر مورد بررسی قرار گرفته است. بررسی مقالات مذکور نشان می‌دهد که تاکنون در تنظیم ضرایب PID برای کوادکوپترهای سم‌پاش، استفاده گسترده‌ای از الگوریتم‌های فازی صورت نگرفته است و همچنین بار متغیر در

شبیه‌سازی‌ها مورد توجه قرار نگرفته است. در این مقاله، از روش فازی برای تنظیم بهره‌های کنترلی PID با وجود بار متغیر استفاده شده است. در این مقاله ابتدا پارامترهای کنترل‌کننده PID را ثابت فرض می‌کند و سپس با استفاده از جدول جستجو، پارامترها به‌روزرسانی می‌شوند. از این روش برای مقابله با عدم قطعیت‌ها مانند تغییرات جرم استفاده می‌شود. به عبارت دیگر، سیستم‌های فازی برای تنظیم برخط پارامترهای کنترل‌کننده PID استفاده می‌شود. مقایسه‌ای بین کنترل‌کننده PID با جدول ضرایب و کنترل‌کننده فازی، نشان می‌دهد که کنترل‌کننده فازی انعطاف‌پذیری بیشتری دارد و نیازی به شناخت دقیق سیستم نمی‌باشد. همچنین، کنترل‌کننده‌های فازی از قوانین خبرگی که توسط افراد خبره تنظیم می‌شوند، استفاده می‌کنند و این امر باعث افزایش کارایی و دقت در کنترل می‌شود. به‌طور کلی، کنترل‌کننده‌های فازی نسبت به کنترل‌کننده PID، انعطاف‌پذیرتر و کارآمدتر هستند و قادرند بهبودهای قابل توجهی در عملکرد سیستم‌های پیچیده؛ مانند کوادکوپترها ایجاد کنند.

به طور دقیق‌تر از سیستم فازی معرفی شده در [۲۹] که دارای سرعت مناسب و سادگی ساختار است؛ برای تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده PID استفاده شده است. بر طبق دانش نویسندگان از روش فازی ذکر شده تاکنون برای کوادکوپتر استفاده نشده است. سیستم فازی طراحی شده، در نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی شده است و دارای سرعت اجرای بالا و در نتیجه قابل به کارگیری در سیستم‌های واقعی است. این کنترل‌کننده PID فازی، عملکرد بهتری برای ردیابی مسیرهای مختلف و با جرم‌های مختلف را نشان می‌دهد.

نوآوری‌های مقاله به شرح زیر است:

• در این مقاله بار متغیر ملاک عمل قرار گرفته





شده است در حالی که در اکثر مقالات قبلی بار کواد کوپتر به صورت ثابت در نظر گرفته شده است. این ایده باعث می شود که شبیه سازی ها به واقعیت نزدیک تر شود.

• در این مقاله از روش ارائه شده در [۲۹] برای تنظیم ضرایب PID از روش فازی استفاده شده است حال آنکه بر طبق دانش فنی نویسندگان تاکنون از این روش برای تنظیم ضرایب PID برای کواد کوپتر استفاده نشده است.

ساختار این مقاله به این صورت است که در بخش دوم معادلات دینامیکی کواد کوپتر ارائه خواهد شد. در بخش سوم روش کنترلی توضیح داده شده است و در بخش چهارم در گام نخست به طراحی سیستم کنترل PID با ضرایب ثابت انجام شده است. در گام دوم طراحی سیستم کنترل PID بر پایه جدول جستجو انجام شده است و در گام سوم طراحی سیستم کنترل PID بر پایه نظریه فازی پرداخته می شود. هدف از طراحی کنترل کننده تعقیب یک مسیر مستطیلی سه بعدی است. در بخش پنجم شبیه سازی انجام شده و مقایسه سه رویکرد مذکور با بار متغیر انجام شده است. این حالت ها شامل کنترل کواد کوپتر با بار متغیر، در حالی که یک مسیر مستطیلی سه بعدی را دنبال می کند. علاوه بر این، مزایا و معایب کنترل کننده طراحی شده فوق، همراه با مقدار انتگرال قدر مطلق خطا (IAE) برای هر کنترل کننده در شرایط بار مختلف ارزیابی می شود. مقدار IAE یکی دیگر از معیارهای ارزیابی کنترل کننده ها است که برای ارزیابی کیفیت کنترل کننده ها استفاده می شود. برای محاسبه مقدار IAE باید خطای کنترل کننده را در طول زمان محاسبه نمود و انتگرال آن از ابتدا تا انتها گرفته شود.

۲. مدل سازی دینامیکی کواد کوپتر

مدل دینامیک کواد کوپتر به دلیل غیر خطی بودن ذاتی سیستم بسیار پیچیده است. کواد کوپتر به عنوان یک سیستم زیر فعال طبقه بندی می شود که دارای شش درجه آزادی و چهار ورودی کنترل است که سرعت زاویه ای روتورها را در برمی گیرد. کنترل کواد کوپتر با تنظیم سرعت زاویه ای روتورها انجام می شود که خصوصیات گشتاور و نیروی کواد کوپتر را تغییر می دهد. این سیستم پیچیده است و برای کنترل آن، کواد کوپتر بر پایه فرضیات زیر مدل می شود:

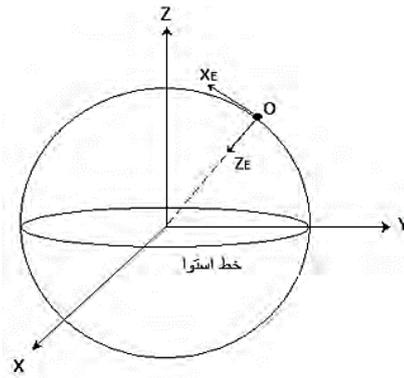
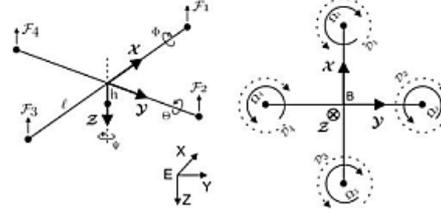
- بدنه کواد کوپتر و ملخ ها جسم صلب در نظر گرفته می شود.
- بدنه کواد کوپتر ساختاری متقارن دارد و بنابراین ماتریس اینرسی به صورت یک ماتریس قطری خواهد بود.
- مرکز تقارن و مرکز ثقل در یک نقطه قرار دارند.

برای نشان دادن حرکت یک جسم صلب با شش درجه آزادی، دو سیستم مختصات مختلف تعریف شده است:

- سیستم مختصات اینرسی (frame-E).
- سیستم مختصات ثابت بدنه (B-frame).

همان طور که در شکل ۱ نشان داده شده است، مرکز سیستم مختصات اینرسی در نقطه O قرار دارد. این نقطه روی سطح زمین قرار دارد و دارای محورهای x_E, y_E, z_E می باشد. محور x_E در راستای شمال جغرافیایی، محور z_E در راستای جاذبه و به سمت پایین (مرکز زمین) می باشد و محور y_E نیز طبق قانون دست راست تکمیل کننده محورهای این سیستم مختصاتی است. مرکز سیستم مختصات ثابت بدنه در مرکز جرم کواد کوپتر واقع و به بدنه کواد کوپتر چسبیده و با آن حرکت می کند. محورهای آن (x_B, y_B, z_B)

می‌باشند X_B را محور رول، Y_B را محور پیچ و Z_B را محور یاو می‌نامند.



شکل ۱. سیستم مختصات زمین و سیستم مختصات بدنه [۳۰]

کوادکوپتر یک سیستم پیچیده است که با شش درجه آزادی مشخص می‌شود و متغیرهای حالت آن از طریق دوازده معادله دیفرانسیل درجه اول به هم متصل می‌شوند. شش معادله از این دسته معادلات مربوط به موقعیت سیستم که شامل زوایای اوایلر (ψ, θ, ϕ) و سرعت‌های زاویه‌ای (r, q, p) در محورهای مختصات بدنه می‌باشد. شش متغیر حالت بعدی مکان سیستم (z, y, x) و سرعت‌های خطی (w, v, u) کوادکوپتر نسبت به محورهای مختصات زمین می‌باشند. محورهای مختصات عنوان شده یکی متصل به بدنه کوادکوپتر و دیگری به صورت ثابت در روی زمین در نظر گرفته می‌شود. با استفاده از [۳۰]، می‌توان معادلات حالت سیستم را به صورت دوازده معادله دیفرانسیل مرتبه اول ارائه داد:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= \frac{1}{m} F_x (c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi) + vr \\ &\quad - \omega q \\ \dot{v} &= \frac{1}{m} F_y (s\psi s\theta c\phi - s\phi c\psi) + \omega p \\ &\quad - ur \\ \dot{\omega} &= \frac{1}{m} F_z (c\phi c\theta) + uq - vp \\ \dot{p} &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr + \frac{J_{TP}}{I_{xx}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{xx}} \\ \dot{q} &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{J_{TP}}{I_{yy}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{yy}} \\ \dot{r} &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{U_4}{I_{zz}} \\ \dot{\phi} &= p + q(s\phi t\theta) + r(c\phi t\theta) \\ \dot{\theta} &= qc\phi - rs\phi \\ \dot{\psi} &= q(s\phi/s\theta) + r(c\phi/s\theta) \\ \dot{x} &= u(c\psi.c\theta) + v(c\psi.s\theta.s\phi - c\phi.s\psi) \\ &\quad + w(c\psi.s\theta.c\phi + s\psi.s\phi) \\ \dot{y} &= u(s\psi.c\theta) + v(s\psi.s\theta.s\phi - c\phi.c\psi) \\ &\quad + w(s\psi.s\theta.c\phi - c\psi.s\phi) \\ \dot{z} &= u(-s\theta) + v(s\phi.c\theta) + w(c\theta.c\phi) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} F_x &= -U_1(c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi) \\ F_y &= -U_1(s\psi s\theta c\phi - s\phi c\psi) \\ F_z &= U_1 \\ U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 &= bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 &= b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 &= d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{aligned}$$

که در آن s, c, t به ترتیب نمایانگر \sin, \cos, \tan ، m [kg] جرم سیستم، F [N] مقدار برآیند نیروهای وارد بر جسم، a [$m s^{-2}$] شتاب، g [ms^{-2}] ضریب گرانش است. Ω [$rad s^{-1}$] نشانگر سرعت موتورها، l [m] فاصله بین مرکز کوادکوپتر و مرکز ملخ است.

همچنین $b [N s^2]$ و $d [N m s^2]$ به ترتیب ضریب بالا کشندگی و ضریب اصطکاک ملخ هستند.

عبارت $J_{TP} [Nm s^2]$ تکانه زاویه‌ای اینرسی در امتداد پروانه یک محور است که در آن u, v, ω سرعت‌های انتقالی در دستگاه بدنه و p, q, r سرعت‌های زاویه‌ای در دستگاه بدنه است. همچنین $M_{X,Y,Z}$ و $I_{X,Y,Z}$ ، $F_{X,Y,Z}$ نیرو وارد، ممان اینرسی و جرم محور Z و Y, X است. از معادلات (۱) تا (۱۹)، در الگوریتم‌های کنترل و شبیه‌سازی استفاده شده است برای درک بهتر معادلات دینامیکی کوادکوپتر، به مرجع [۳۰] مراجعه شود.

جدول ۲. مشخصات فیزیکی سیستم واقعی

عنوان	مقدار	واحد	علائم
جرم خالص کوادکوپتر	۰.۹۵	Kgr	M
طول بازو	۰.۳۳۲	m	L
ضریب بالا کشندگی	$۱۲۵ * ۱۰^{-۷}$	$N. s^2$	b
ضریب اصطکاک ملخ	$۲۵ * ۱۰^{-۷}$	$N. m.$	d

ایده تخمین جرم بر مبنای قانون دوم نیوتن است. به این صورت که طبق تعریف اگر به یک جسم نیروهایی وارد شود شتابی می‌گیرد که با برآیند نیروهای وارد بر جسم نسبت مستقیم دارد و با آن هم جهت است و با جرم جسم نسبت وارونه دارد. چنانچه بتوان در یک مدت‌زمان مشخص نیرویی را به صورت افزایشی به سیستم اعمال کرد شتاب جسم نیز دچار افزایش خواهد شد؛ لذا باتوجه به این ایده چنانچه بتوان سرعت ملخ‌ها را به طور هم‌زمان افزایش داد این انتظار وجود دارد که نیروی بالابرنده افزایش یابد و در نهایت با بالارفتن جسم، باعث افزایش سرعت سیستم گردد. در این صورت با وجود داشتن شتاب و نیروی جسم صلب می‌توان با استفاده از قانون دوم نیوتن جرم جسم را محاسبه کرد.

باتوجه به روش تخمین جرم چنانچه بتوان در ابتدای فرایند کنترل، جرم کوادکوپتر را تخمین زد، می‌توان متناسب با جرم اعمال شده در هر مرحله، ضرایب PID را مجدداً انتخاب کرد. تنها نکته حائز اهمیت در این روش این است که برای محورهای یاو، پیچ و رول، در ابتدا یک مجموعه از ضرایب PID انتخاب شده و در حلقه کنترل هستند و با تخمین جرم ضرایب تغییر خواهند کرد.

۳. روش کنترلی

یک کوادکوپتر دارای چهار ورودی کنترلی است که برای اطمینان از پایداری و هدایت مناسب، باید تمام شش درجه آزادی آن کنترل شوند. روش کنترل آبشاری یکی از راه‌های کنترل این شش درجه آزادی است. در این روش، ابتدا زوایای کوادکوپتر توسط یک حلقه کنترل تثبیت کننده، کنترل می‌شوند. در بلوک کنترل موقعیت که در شکل ۲ نشان داده شده است، ورودی‌های سیستم شامل موقعیت مطلوب و واقعی کوادکوپتر هستند. سپس، بلوک کنترل وضعیت، نیروی بالابر و زوایای لازم را برای رسیدن به موقعیت مطلوب تولید می‌کند. در نهایت، کنترل کننده سرعت‌های مورد نیاز را برای هر یک از چهار موتور تولید می‌کند و آن‌ها را به مدل کوادکوپتر اعمال می‌کند تا به موقعیت مورد نظر برسد. مشخصات سیستم شبیه‌سازی شده طبق جدول ۲ است که با سیستم واقعی تحت آزمایش یکسان است.

به‌طور کلی می‌توان مدل شش درجه آزادی را به شکل ۳ لحاظ کرد.



برای کاهش زمان و کارآمدتر بودن کنترل PID، از سیستم‌های فازی برای تعیین و تنظیم پارامترهای PID استفاده می‌شود (بخش ۴-۳).

۴-۱- روش کنترل PID با ضرایب ثابت

در گام اول از کنترل‌کننده PID با پارامترهای ثابت برای کنترل کوادکوپتر استفاده شده است که فرمول PID در (۱۶) ارائه می‌شود.

$$u(t) = k_p e(t) + k_i \int_0^t e(\tau) d\tau + k_d \frac{de(t)}{dt} \quad (1)$$

که در آن k_p ، k_i و k_d بهره های بخش‌های تناسبی، انتگرال گیر و مشتق گیر هستند.

پارامترهای کنترل‌کننده PID برای کنترل موقعیت و وضعیت کوادکوپتر به ترتیب در جدول ۳ و ۴ ارائه شده است. این پارامترها با سعی و خطا و برای دستیابی به کمترین مقدار IAE انتخاب شده‌اند.

جدول ۳. ضرایب PID در بلوک کنترل موقعیت برای بار

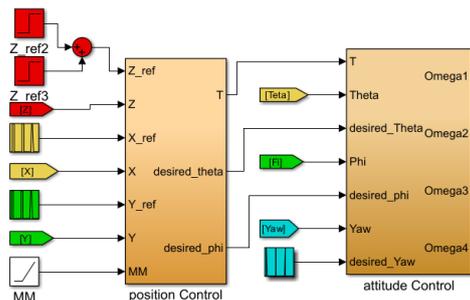
متغیر

بار (گرم)	موقعیت	P	I	D	N
۲۰۰۰-۰	X	۰.۶۵	۰.۴۵	۰.۵	۱۰۰
	Y	-۰.۶۵	-۰.۴۵	-۰.۶	۱۰۰
	Z	۲۰	۰.۹	۸	۱۰۰

جدول ۴. ضرایب PID در بلوک کنترل وضعیت برای بار

متغیر

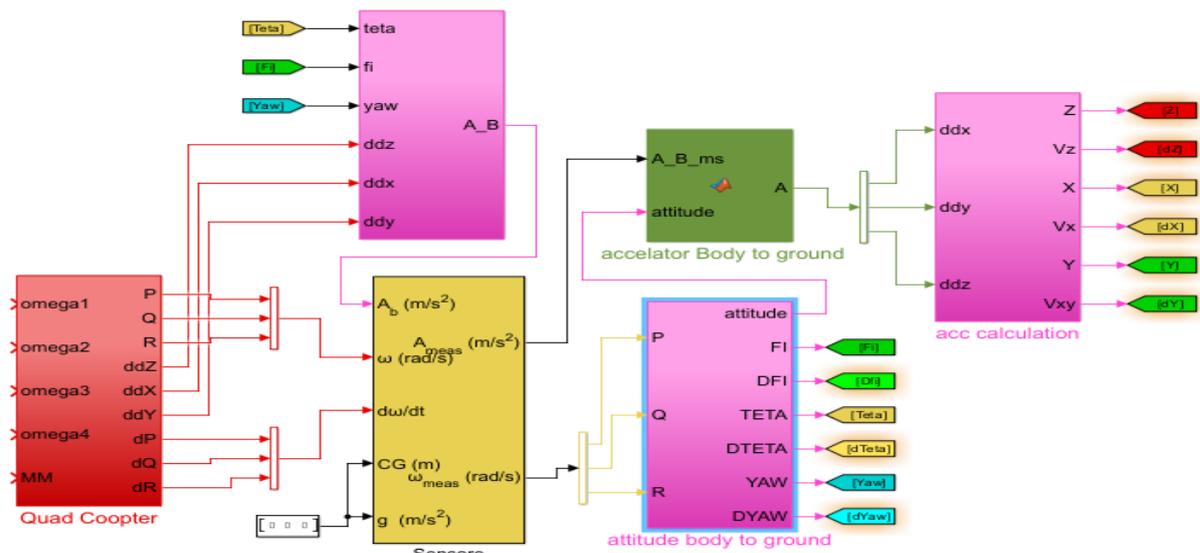
بار (گرم)	وضعیت	P	I	D	N
۲۰۰۰-۰	ψ	۶	-۰.۴	۰.۱۵	۱۵
	θ	۰.۸	۰.۰۵	۰.۲	۲۰
	ϕ	۰.۶	۰.۱	۰.۲	۲۰



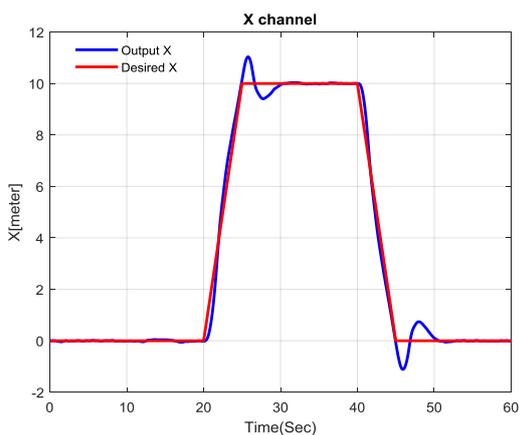
شکل ۲. ساختار زیرسیستم کنترل‌کننده کوادکوپتر

۴. فرآیند کنترل

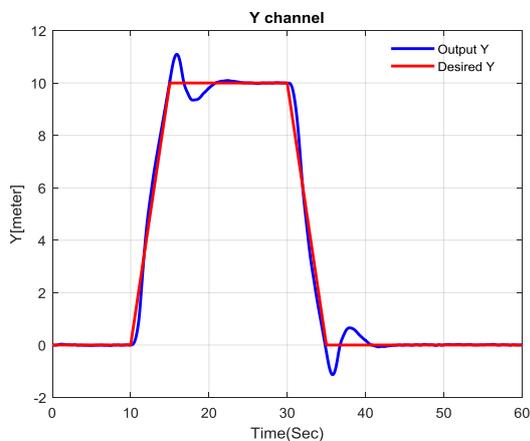
همان‌طور که توضیح داده شد، اولین مرحله شامل تخمین جرم سیستم است. متعاقباً ضرایب PID بر اساس این جرم به‌روز می‌شوند. به‌طور کلی در ابتدا ارتفاع کوادکوپتر افزایش یافته و با افزایش نیروی بالابر جرم آن تخمین زده می‌شود. سپس ضرایب PID باتوجه به جرم تخمین زده شده به‌روز می‌شوند. در این مقاله، در مرحله اول، باتوجه به اینکه بار در حین پرواز با گذر زمان در حال کاهش است، لذا ابتدا ضرایب PID ثابت انتخاب می‌شوند (بخش ۴-۱). سپس در مرحله دوم ضرایب PID باتوجه به بار متغیر بر اساس جدول جستجو انتخاب می‌شوند (بخش ۴-۲). با این حال، این روش زمان‌بر است؛ بنابراین، در مرحله سوم،



شکل ۳. سیستم کنترل حلقه بسته کواد کوپتر

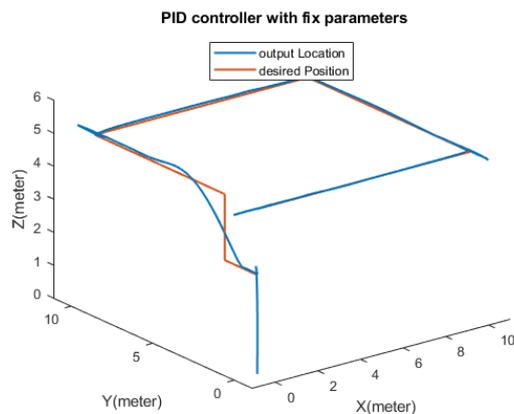


شکل ۵. خروجی کانال X بر اساس کنترل کننده PID با استفاده از ضرایب ثابت.



شکل ۶. خروجی کانال Y بر اساس کنترل کننده PID با استفاده از ضرایب ثابت.

در شکل‌های ۴ تا ۷ عملکرد کنترل کننده PID را برای بار متغیر نشان می‌دهد. لذا، یک کنترل کننده PID با پارامترهای ثابت ممکن است به دلیل عدم قطعیت‌های مختلف، به ویژه تغییرات جرم بار حمل شده توسط کواد کوپتر، منجر به خطاهای بزرگ شود و بنابراین نیاز به الگوریتم‌های تطبیقی یا تنظیمات پارامتر برخط دارد. در کنترل کواد کوپتر، تنظیم پارامترهای PID بر اساس جدول جستجو بر اساس بار حمل شده توسط کواد کوپتر یک رویکرد رایج است که در بخش بعدی بررسی می‌شود.



شکل ۴. عملکرد ردیابی مسیر کنترل کننده PID بر اساس ضرایب ثابت

جدول ۵. ضرایب PID در بلوک کنترل موقعیت برای

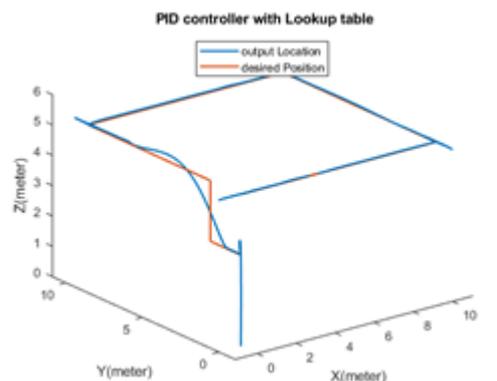
بارهای مختلف

بار (گرم)	موقعیت	ضرایب کنترل کننده			
		P	I	D	N
۰-۵۰۰	X	۰.۶	۰.۳	۰.۶	۱۰۰
	Y	-۰.۵	-۰.۵	-۰.۸	۱۰۰
	Z	۱۶	۰.۹	۸	۱۰۰
۵۰۰-۱۰۰۰	X	۰.۶	۰.۳۵	۰.۷	۱۰۰
	Y	-۰.۵	-۰.۴۵	-۰.۷	۱۰۰
	Z	۱۶	۰.۹	۸	۱۰۰
-۱۵۰۰ ۱۰۰۰	X	۰.۶۵	۰.۴	۰.۸	۱۰۰
	Y	-۰.۶	-۰.۴	-۰.۶	۱۰۰
	Z	۱۷	۰.۹	۸	۱۰۰
-۲۰۰۰ ۱۵۰۰	X	۰.۷	۰.۴	۰.۵	۱۰۰
	Y	-۰.۶۵	-۰.۴۵	-۰.۶	۱۰۰
	Z	۱۸	۱	۸	۱۰۰

جدول ۶. ضرایب PID در بلوک کنترل وضعیت برای

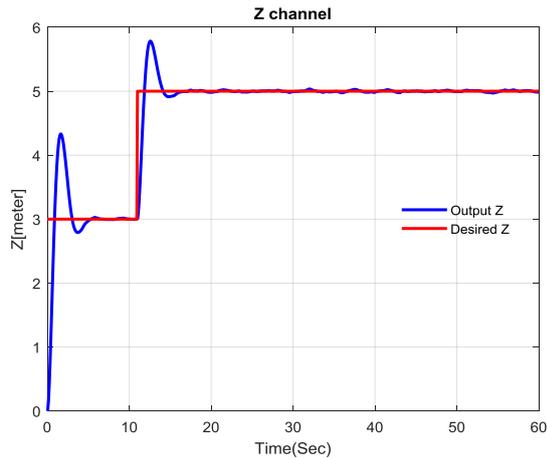
بارهای مختلف

بار (گرم)	وضعیت	ضرایب کنترل کننده			
		P	I	D	N
۰-۲۰۰۰	ψ	۲.۵	-۰.۴	۰.۱۵	۱۵
	θ	۱	۰.۰۵	۰.۲	۲۰
	ϕ	۰.۴	۰.۱	۰.۲	۲۰



شکل ۸. عملکرد ردیابی مسیر کنترل کننده PID بر اساس

جدول جستجو



شکل ۷. خروجی کانال ارتفاع بر اساس کنترل کننده PID با استفاده از ضرایب ثابت.

۲-۴- روش کنترل PID بر اساس جدول

جستجو

روش جدول جستجو یک رویکرد رایج برای تنظیم پارامترهای PID برای دستگاه‌هایی با تغییرات سریع است که در آن کنترل PID با پارامتر ثابت عملکرد قابل قبولی ندارد. ایده اصلی، انتخاب ضرایب بر اساس جدولی است که معمولاً توسط آزمایش‌های آزمایشی و خطای به دست آمده و شبیه‌سازی در متلب به دست می‌آید.

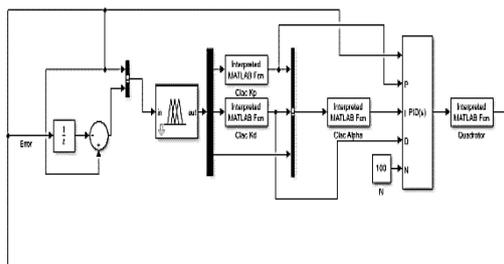
در اینجا پارامترهای PID مطابق جدول ۵ و ۶ به ترتیب برای کنترل موقعیت و وضعیت کوادکوپتر انتخاب می‌شوند.

شکل ۸ تا ۱۱ عملکرد کنترل کننده PID بر اساس جدول جستجو نشان می‌دهد. در مقایسه با شکل‌های ۴ تا ۷ برای کنترل کننده PID با پارامترهای ثابت، کنترل کننده PID بر اساس جدول جستجو عملکرد بهتری را با توجه به مقدار IAE نشان می‌دهد.

نیاز به آزمایش و خطای زیادی داشته باشد. همچنین زمانی که جرم کوادکوپتر دارای تغییرات بالایی است، استفاده از جدول جستجو قابل اجرا نیست. برای بهبود خطای ردیابی و صرفه جویی در زمان جهت ساخت جدول جستجو می توان از روش های کاربردی تری استفاده کرد. در این مقاله، سیستم های فازی برای تنظیم برخط پارامترهای PID همان طور که در بخش بعدی بیان می شود، استفاده می شوند. زمان مورد نیاز برای تنظیم کنترل کننده های PID و PID فازی با استفاده از ابزارهای بهینه سازی متلب به طور چشمگیری کاهش می یابد.

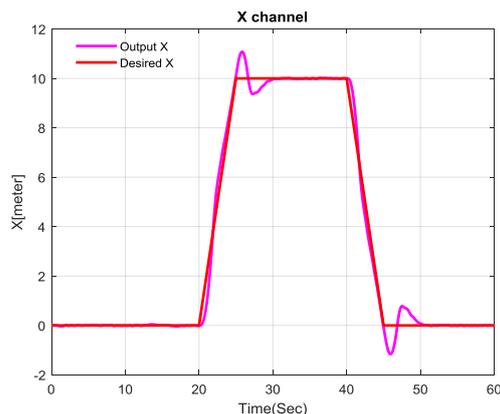
۴-۳- کنترل کننده PID فازی

کنترل کننده های فازی یک نوع از الگوریتم های کنترلی هستند که بر اساس منطق فازی عمل می کنند. این کنترل کننده ها از نظریه منطق فازی استفاده می کنند تا با توجه به شرایط ورودی، خروجی مورد انتظار را تعیین کنند. به طور کلی، در الگوریتم های کنترلی فازی، یک سری قوانین فازی تعریف می شود که بر اساس آن ها عملکرد کنترلی تعیین می شود.

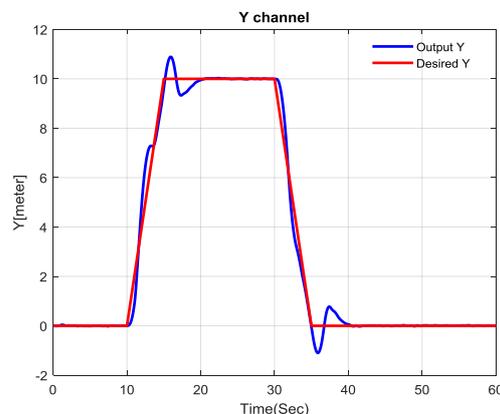


شکل ۱۲. ساختار پیشنهادی برای کنترل کننده PID فازی

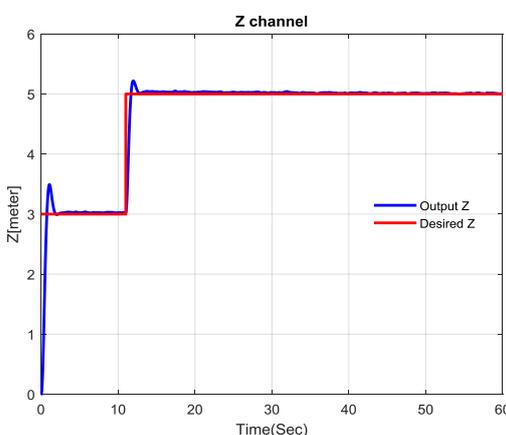
در این مقاله از سیستم های فازی جهت تنظیم ضرایب کنترل کننده PID استفاده شده است. سیستم فازی معرفی شده در [۲۹] برای تنظیم پارامترهای کنترل کننده PID سیستم کوادکوپتر استفاده می شود. ساختار الگوریتم فازی پیشنهادی، در شکل ۱۲ نشان داده شده است.



شکل ۹. خروجی کانال X بر اساس کنترل کننده PID با استفاده از جدول ضرایب.



شکل ۱۰. خروجی کانال Y بر اساس کنترل کننده PID با استفاده از جدول ضرایب.



شکل ۱۱. خروجی کانال ارتفاع بر اساس کنترل کننده PID با استفاده از جدول ضرایب.

توجه داشته باشید که با مقایسه شکل ۴ تا شکل ۱۱، کنترل کننده PID بر اساس جدول جستجو دارای خطای ردیابی کمتری نسبت به کنترل کننده PID با ضرایب ثابت است. باین حال، تهیه جدول جستجو ممکن است زمان بر باشد و

ابتدا متغیرهای ورودی و خروجی سیستم کنترلی تعریف می‌شوند. در این مقاله پارامترهای PID بر اساس خطا فعلی $e(k)$ و تفاوت اولیه آن $\Delta e(k)$ تعیین می‌شوند؛ لذا خطای $(e(k))$ و مشتق آن $(\Delta e(k))$ به عنوان ورودی و K_p, K_d و α به عنوان خروجی سیستم فازی در نظر گرفته می‌شوند که فرمول آن در (۱۹) آورده شده است. فرض شده است که K_p و K_d در محدوده تعیین شده زیر قرار دارند:

$$[K_{d,\min} - K_{d,\max}] \text{ و } [K_{p,\min} - K_{p,\max}]$$

محدوده‌های مناسب به صورت تجربی تعیین می‌شوند. برای راحت K_p ، K_d به بازه $[0, 1]$ نرمال و به صورت زیر در (۲۱) و (۲۲) ارائه می‌شوند [۲۹].

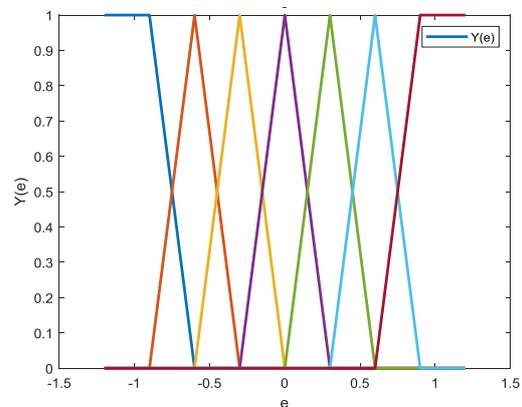
$$K'_p = \frac{(K_p - K_{p,\min})}{(K_{p,\max} - K_{p,\min})} \quad (2)$$

$$K'_d = \frac{(K_d - K_{d,\min})}{(K_{d,\max} - K_{d,\min})} \quad (3)$$

ثابت زمانی انتگرال با توجه به ثابت زمانی مشتق تعیین می‌شود، به عبارت دیگر،

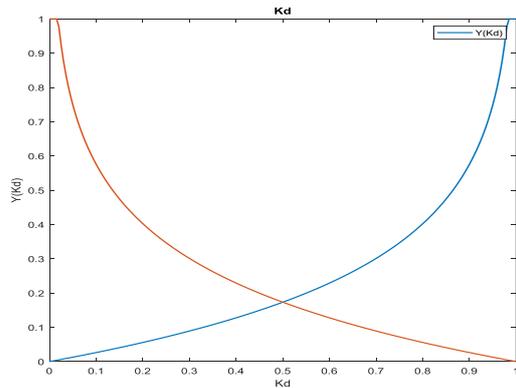
$$T_i = \alpha T_d \quad (4)$$

جزئیات متغیرهای روابط (۲۱)-(۲۳) در مرجع [۲۹] آورده شده است. بر اساس [۲۹] توابع عضویت این مجموعه‌های فازی در شکل ۱۳ و ۱۴ نشان داده شده است.



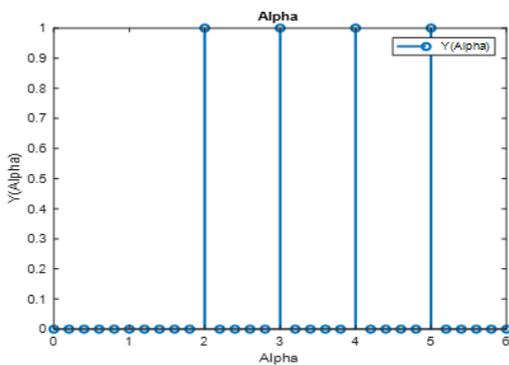
شکل ۱۳، قوانین تنظیم فازی برای $e(k)$ و $\Delta e(k)$

در شکل ۱۳، توابع عضویت از چپ به راست برای منفی - بزرگ (NB)، منفی - متوسط (NM)، منفی - کوچک (NS)، تقریباً صفر (ZO)، مثبت - کوچک (PS)، مثبت - متوسط (PM) و مثبت - بزرگ (PB) نشان داده شده‌اند.



شکل ۱۴، قوانین تنظیم فازی برای K_p و K_d

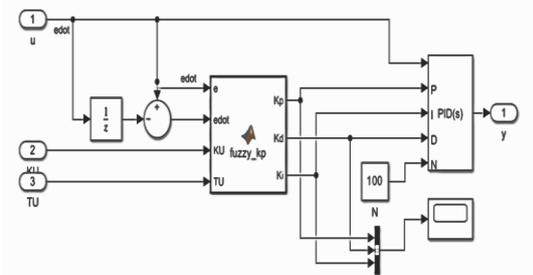
بر اساس [۲۹] مجموعه‌های فازی برای متغیر خروجی α بر اساس سازی منفرد با مراکز ۲، ۳، ۴ و ۵ هستند و در شکل ۱۵ نشان داده شده‌اند.



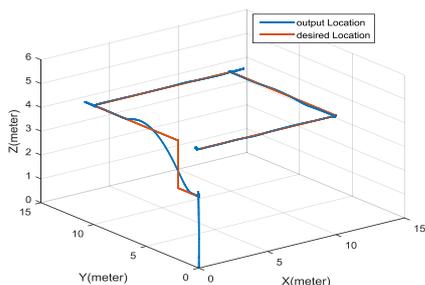
شکل ۱۵، قوانین تنظیم فازی برای α

برای تعیین مقادیر خروجی سیستم فازی برای ورودی‌های کنترل داده شده، قوانین فازی برای افزایش کنترل تنظیم در جداول ۷ تا ۹ [۲۹] ایجاد شده است.

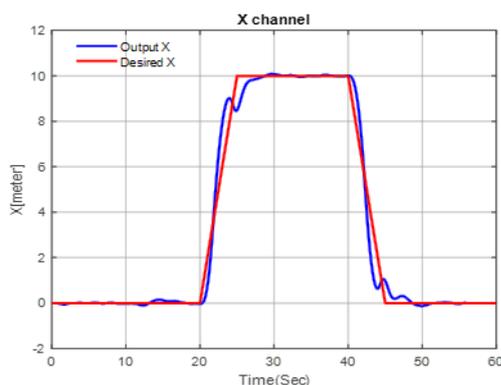
این قوانین شکل‌های مختلفی دارند، اما در شرایط خاصی با یکدیگر معادل هستند. الگوریتم فازی در متلب پیاده‌سازی شده است و در شکل ۱۸ نشان داده شده است. نتایج شبیه‌سازی با استفاده از کنترل فازی در شکل‌های ۱۹ تا ۲۲ نشان داده شده است.



شکل ۱۸، شبیه‌سازی بلوک دیاگرام یک الگوریتم فازی با استفاده از کد متلب در فانکشن سیمولینک.



شکل ۱۹، عملکرد ردیابی مسیر کنترل کننده PID فازی.



شکل ۲۰، خروجی کانال X بر اساس کنترل کننده PID فازی

جدول ۷. قوانین زبانی الگوریتم فازی برای Kp

		خطا $\Delta e(k)$						
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
بُخ تغییرات خطا $e(k)$	NB	B	B	B	B	B	B	B
	NM	S	B	B	B	B	B	S
	NS	S	S	B	B	B	S	S
	ZO	S	S	S	B	S	S	S
	PS	S	S	B	B	B	S	S
	PM	S	B	B	B	B	B	S
	PB	B	B	B	B	B	B	B

جدول ۸. قوانین زبانی الگوریتم فازی برای Kd

		خطا $\Delta e(k)$						
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
بُخ تغییرات خطا $e(k)$	NB	S	S	S	S	S	S	S
	NM	B	B	S	S	S	B	B
	NS	B	B	B	S	B	B	B
	ZO	B	B	B	B	B	B	B
	PS	B	B	B	S	B	B	B
	PM	B	B	S	S	S	B	B
	PB	S	S	S	S	S	S	S

جدول ۹. قوانین زبانی الگوریتم فازی برای α

		خطا $\Delta e(k)$						
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
بُخ تغییرات خطا $e(k)$	NB	2	2	2	2	2	2	2
	NM	3	3	2	2	2	3	3
	NS	4	3	3	2	3	3	4
	ZO	5	4	3	3	3	4	5
	PS	4	3	3	2	3	3	4
	PM	3	3	2	2	2	3	3

در جداول ۷ تا ۹، منفی - بزرگ (NB)، منفی - متوسط (NM)، منفی - کوچک (NS)، تقریباً صفر (ZO)، مثبت - کوچک (PS)، مثبت - متوسط (PM) و مثبت - بزرگ (PB) تعریف شده‌اند [۲۹].

نمونه‌هایی از قوانین تنظیم فازی عبارت‌اند از:

$$\text{if } e(k) \text{ is } A_i \text{ and } \Delta e(k) \text{ is } B_i, \text{ then } K'_p \text{ is } C_i, \text{ and } K'_i \text{ is } E_i \text{ } K'_d \text{ is } D_i \quad (5)$$

$$\text{if } e(k) \text{ is } A_i \text{ and } \Delta e(k) \text{ is } B_i, \text{ then } K'_p \text{ is } C_i, \text{ } T'_d \text{ is } D_i \text{ and } T'_i \text{ is } E_i \quad (6)$$

$$\text{if } e(k) \text{ is } A_i \text{ and } \Delta e(k) \text{ is } B_i, \text{ then } u(k) = K'_{p0} e(k) + (K'_{i0} T_s) \sum_j e(j) \quad (7)$$

در اینجا K'_{p0} ، K'_{i0} و K'_{d0} ثابت هستند. اگرچه

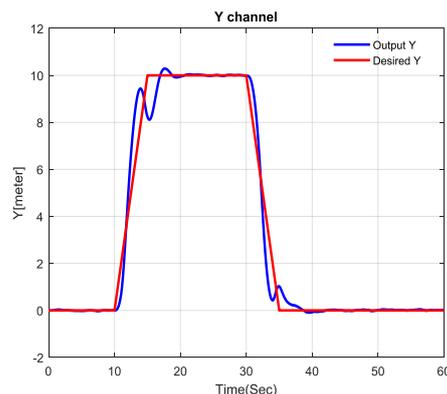
PID با جدول جستجو نسبت به روش PID با ضرایب ثابت به ترتیب برای کانال‌های Z, Y, X ۰.۲۳٪، ۰.۵۰٪ و ۰.۳٪ بهبود دارد و در روش PID فازی نسبت به روش PID با ضرایب ثابت به ترتیب برای کانال‌های Z, Y, X ۰.۵۴٪، ۰.۷۱٪ و ۰.۳۵٪ بهبود داشته است.

۵. جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

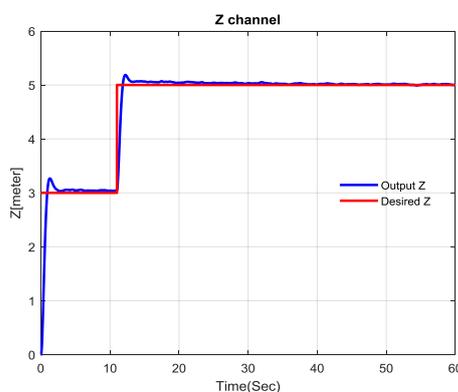
کنترل‌کننده‌های PID به طور گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرند؛ اما ممکن است در سیستم‌های نامشخص عملکرد خوبی نداشته باشند. در این تحقیق باهدف بهبود عملکرد کنترل‌کننده PID در یک سیستم دینامیکی کوادکوپتر سم‌پاش با بار متغیر انجام شده است. در این مقاله نشان داده شده است که کنترل‌کننده PID فازی در کنترل دینامیکی کارآمدتر بوده و توانسته است با توجه به تغییرات بار، مسیر حرکت پیشنهادی را با انحراف قابل‌قبولی تعقیب نماید. در صورتی که این هدف برای یک کنترل‌کننده PID با ضرایب ثابت و یا با جدول جستجو در سراسر مسیر با بار متغیر ممکن نیست و مقدار IAE در کنترل‌کننده PID فازی نسبت به دو کنترل‌کننده PID فوق خیلی کمتر است.

۶. مآخذ

- [1]. Kivrak, A. Ö. Design of control systems for a quadrotor flight vehicle equipped with inertial sensors. Master's Thesis, Atılım University, 2006.
- [2]. Hoffmann, G. Rajnarayan, D. G. Waslander, S. L. Dostal, D. Jang, J. S. & Tomlin, C. J., The Stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control (STARMAC). In Digital Avionics Systems Conference, DASC 04. The 23rd (Vol. 2, pp. 12-E). IEEE, 2004.
- [3]. Mian, A. A. & Daobo, W. Modeling and backstepping-based nonlinear control strategy for a 6 DOF quadrotor helicopter. Chinese Journal of Aeronautics, 21(3), 261-268, 2008.



شکل ۲۱، خروجی کانال Y بر اساس کنترل‌کننده PID فازی.



شکل ۲۲، خروجی کانال ارتفاع بر اساس کنترل‌کننده PID فازی

جدول ۱۰. مقایسه مقدار IAE خطا در روش‌های مختلف

کنترل‌کننده PID

کانال	روش ضرایب ثابت با PID EIA	جدول جستجو با روش PID EIA	روش فازی با PID AEI
X	۱۱.۱۲	۸.۵۸	۵.۱
Y	۱۱.۹۱	۵.۹	۳.۴
Z	۴.۲۳۷	۴.۱	۲.۷۵

در مقایسه با آزمایش‌های کنترل PID بدون تنظیم برخلاف پارامترها که در شکل‌های (۴)-(۱۱) نمایش داده شده‌اند، روش فازی به خطای ردیابی کمتری دست می‌یابد. علاوه بر این، نتیجه مقدار IAE بین خروجی مطلوب و خروجی واقع سیستم در یک بازه زمانی مشخص، در جدول (۱۰) درج شده است. همان‌طور که در جدول (۱۰) مشخص شده است، مقدار خطای IAE در روش

- estimation and self-tuning controller. In AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, p. 2392, 2015.
- [17]. Doitsidis, L. Valavanis, K.P. Tsourveloudis, N.C. Kontitsis, M. A framework for fuzzy logic based UAV navigation and control. In Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, (Proceedings. ICRA'04), New Orleans, LA, USA, IEEE: Piscataway, NJ, USA, Volume 4, pp. 4041–4046, 2004.
- [18]. Dong, J. He, B. Novel fuzzy PID-type iterative learning control for quadrotor UAV. *Sensors*, 2019.
- [19]. Wang, Y. Shi, Y. Cai, M. Xu, W. Yu, Q. Optimization of air–fuel ratio control of fuel-powered UAV engine using adaptive fuzzy-PID. *J. Frankl. Inst.* 2018, 355, 8554–8575, 2018
- [20]. Bucio-Gallardo, E.M. Zavala-Yoé, R. Ramírez-Mendoza, R.A. Mathematical Model and Intelligent Control of a Quadcopter, with Non-conventional Membership Functions. *J. Energy Power Eng*, 10, 634–642, 2016
- [21]. Demaya, B. Palm, R. Boverie, S. Titli, A. Multilevel qualitative and numerical optimization of fuzzy controller. In Proceedings of 1995 IEEE International Conference on Fuzzy Systems, Yokohama, Japan; IEEE; Volume 3, pp.1149–1154, 1995.
- [22]. Solihin, M.I. Tack, L.F. Kean, M.L. Tuning of PID controller using particle swarm optimization (PSO). In Proceeding of the International Conference on Advanced Science, Engineering and Information Technology, Bandar Baru Bangi, Malaysia, Volume 1, pp. 458–461, 2011.
- [23]. Aly, A.A. PID parameters optimization using genetic algorithm technique for electrohydraulic servo control system. *Intell. Control Autom.*, 2, 69, 2011.
- [24]. Sun, C. Liu, M. Liu, C. Feng, X. Wu, H. An Industrial Quadrotor UAV Control Method Based on Fuzzy Adaptive Linear Active Disturbance Rejection Control. *Electronics*, 10, 376, 2021.
- [25]. Peng-ya, X. Yun-jie, W. Jing-xing, Z. Ling, C. Longitudinal attitude control of UAV based on fuzzy PID. In Proceedings of the 2018 IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), Xiamen, China, , IEEE: Piscataway, NJ, USA; pp. 1–5, 2018
- [26]. Carvalho, G. Guedes, I. Pinto, M. Zachi, A. Almeida, L. Andrade, F. Melo, A.G.
- [4]. Mian, A. A. Ahmad, M. I. & Wang, D., April). Backstepping based nonlinear flight control strategy for 6 DOF aerial robot. In Smart Manufacturing Application, 2008. ICSMA 2008. International Conference on (pp. 146-151). IEEE, 2008.
- [5]. Luque-Vega, L. Castillo-Toledo, B. & Loukianov, A. G., Robust block second order sliding mode control for a quadrotor. *Journal of the Franklin Institute*, 349(2), 719-739, 2012.
- [6]. Benallegue, A. Mokhtari, A. & Fridman, L. , High- order sliding- mode observer for a quadrotor UAV. *International Journal of Robust and Nonlinear Control: IFAC-Affiliated Journal*, 18(4- 5), 427-440, 2008.
- [7]. Kendoul, F. Fantoni, I. & Nonami, K. , Optic flow-based vision system for autonomous 3D localization and control of small aerial vehicles. *Robotics and Autonomous Systems*, 57(6-7), 591-602, 2009.
- [8]. Zemalache, K. M. & Maaref, H. , Controlling a drone: Comparison between a based model method and a fuzzy inference system. *Applied Soft Computing*, 9(2), 553-562, 2009.
- [9]. Ajmera, J. & Sankaranarayanan, V., Point-to-point control of a quadrotor: Theory and experiment. *IFAC-apersOnLine*, 49(1), 401-406, 2016.
- [10]. Dierks, T. & Jagannathan, S. , Output feedback control of a quadrotor UAV using neural networks. *IEEE transactions on neural networks*, 21(1), 50-66, 2010.
- [11]. Voos, H. , Nonlinear and neural network-based control of a small four-rotor aerial robot. In IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, AIM, Zurich, Switzerland, 2007.
- [12]. J. Dunfied, M. Tarbouchi, G. Labonte, Neural network based control of a four rotor helicopter, *Proceeding of IEEE International Conference in Industrial Technology*, Vol. 3, pp. 1543-1548, 2004.
- [13]. J. Farrell, M. Sharma, M. Polycarpou, Backstepping-Based Flight Control with Adaptive Function Approximation, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 28, No. 6, pp. 1089-1102, 2005.
- [14]. Koszewnik, A. , The Parrot UAV controlled by PID controllers. *acta mechanica et automatica*, 8(2), 65-69, 2014.
- [15]. Szafranski, G. & Czyba, R. , Different approaches of PID control UAV type quadrotor, 2011.
- [16]. Dief, Tarek N. Shiego Yoshida, and Mohamed Abdelhady. "Attitude and altitude stabilization of quad rotor using parameter



- Hybrid PID-Fuzzy controller for autonomous UAV stabilization. In Proceedings of the 2021 14th IEEE International Conference on Industry Applications (INDUSCON), São Paulo, Brazil; IEEE: Piscataway, NJ, USA; pp. 1296–1302, 2021.
- [27]. E. A. Seidabad, S. Vandaki, A. V. Kamyad, Designing fuzzy PID controller for quadrotor, International Journal of Advanced Research in Computer Science & Technology 2014, 2014.
- [28]. S. F. Ahmed, K. Kushsairy, M. I. A. Bakar, D. Hazry, M. K. Joyo, Attitude stabilization of Quad-rotor (UAV) system using Fuzzy PID controller (an experimental test), 2015 Second International Conference on Proceeding of Computing Technology and Information Management (ICCTIM), pp. 99-104, 2015.
- [29]. Zhen-Yu Zhao, Masayoshi Tomizuka, and Satoru Isaka, "Fuzzy gain scheduling of PID controllers", IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Vol. 23, No. 5, pp. 1392-1398, 1993.
- [30]. S. H. Sadati, M. khoshboie, Design of unmanned quadrotor flight controller International Conference on Electrical Engineering, Tehran, ۲۰۱۶.

۸. پی‌نوشت

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

۱۸۳

سال ۱۳ - شماره ۱

پیاورد تابستان ۱۴۰۳

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا

