

کنترل تطبیقی-فازی پرنده بدون سرنشین جهت حمل بار متغیر با زمان روی مسیر از پیش تعیین شده

وهاب نکوکار^۱، نیما مهدیان دهکردی^۲

^۱ استادیار، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، v.nekoukar@sru.ac.ir

^۲ استادیار، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، nimamahdian@sru.ac.ir

پذیرش: ۱۳۹۸/۰۴/۱۲

ویرایش: ۱۳۹۸/۰۲/۲۱

دریافت: ۱۳۹۷/۱۱/۲۷

چکیده: در حال حاضر، کاربرد پرنده‌های بدون سرنشین چند ملخی در حال افزایش چشم‌گیری است. دلیل این توسعه، ارزان بودن، کوچک بودن، سادگی کاربری و خلبانی، تنوع مأموریت و عملی بیش از این است. دلیل سادگی هدایت و کنترل پرنده‌های چندملخی این است که آن‌ها مجهز به سامانه خودخلبان هستند. این سامانه وظیفه کنترل پرواز پرنده را بر عهده دارد. پرنده‌های بدون سرنشین چند ملخی از وزن بالایی برخوردار نیستند و غالباً موتورهای سه فاز با سرعت بالایی دارند بنابراین از دینامیک پرواز سریع و پیچیده‌ای برخوردارند. در این مقاله، یک سامانه خودخلبان تطبیقی-فازی بر اساس کنترل‌کننده‌های PID برای هدایت یک پرنده بدون سرنشین جهت حمل بار متغیر با زمان ارائه می‌گردد. عملکرد سامانه کنترل پرواز پیشنهاد شده بر روی یک کوادکوپتر به صورت عملی در آزمایشات پروازی مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. برای مدل‌سازی جرم متغیر با زمان، از یک جعبه شن استفاده شده است. شن‌ها از ابتدای پرواز از طریق منافذی که در جعبه وجود دارد، از آن به بیرون می‌ریزند و پس از حدود یک دقیقه کل شن خالی می‌شود. در پایان مقاله، نتایج عملی به دست آمده با نتایج مبتنی بر کنترل‌کننده PID غیر تطبیقی مقایسه می‌گردد.

کلمات کلیدی: پرنده بدون سرنشین خودخلبان، ربات حمل بار، کنترل‌کننده PID تطبیقی-فازی، کنترل پرواز.

Fuzzy Adaptive Control of Unmanned Aerial Vehicle for Carrying Time-Varying Cargo on Predefined Path

Vahab Nekoukar, Nima Mahdian Dehkordi

Abstract: At present, the use of unmanned aerial vehicles (UAVs) has been increased dramatically. The reasons for this development are cheapness, smallness, simplicity, and diversity of missions. The simplicity of guidance and control of multi-rotor drones is that they are equipped with an autopilot system. This system is responsible for flying control. UAVs do not have a high weight and often have three-phase high-speed motors which makes a fast and complex flight dynamics. In this paper, a fuzzy adaptive PID controller is applied to control an UAV for carrying a time-varying cargo. The performance of the flight control system implemented on a quadrotor is evaluated, experimentally. A sandbox is used to model the time-varying mass. The sand passes from the beginning of the fly through some holes of the box, and after about a minute all the sand is poured. At the end of the paper, the practical results are compared with results obtained by fixed-parameter PID controller.

Keywords: Unmanned aerial vehicle, fuzzy adaptive PID, flight control, autopilot system.

۱- مقدمه

امروزه پرنده‌های بدون سرنشین^۱ (UAV) توسعه زیادی پیدا کرده‌اند و کاربرد فراوانی در حوزه‌های نظامی و غیرنظامی دارند. از کاربردهای آن‌ها می‌توان به پرنده‌های تفریحی و ورزشی، کشاورزی، نظارت پلیس، تحویل کالا، عکاسی و نقشه‌برداری هوایی، نظارت بر قاچاق، جستجو و نجات و نظارت بر شبکه‌های توزیع و انتقال برق اشاره کرد [۱]. از آنجایی که کاربرد این پرنده‌ها در حوزه غیرنظامی بسیار است، محققان و صنعت‌گران در دهه اخیر توجه خاصی به آن‌ها داشته‌اند. در این میان، ربات‌های پرنده چند ملخی^۲ که معروف‌ترین آن‌ها کوادکوپترها^۳ هستند، از اقبال بیشتری برخوردار بوده‌اند. مزیت اصلی ربات‌های چند ملخی بدون سرنشین، ارزان بودن، قابلیت اعتماد بالا و ریسک کم، متنوع بودن ماموریت، قابلیت تصمیم‌گیری شخصی و ساده بودن آن‌ها در مقایسه با بقیه پهپادها و پرنده‌های بدون سرنشین است. این ربات‌ها می‌توانند به راحتی به صورت خودخلبان در محل‌های صعب العبور که دسترسی انسان به آن محل‌ها با هزینه زیادی همراه است و همچنین ماموریت‌های متنوع پرخطر، حضور پیدا کرده و عملیات‌های مختلفی را انجام دهند. یکی از مهم‌ترین مسائل مطرح شده در طراحی و پیاده‌سازی ربات‌های چند ملخی، ساختار و روش کنترل پرواز آن‌ها است. مشکلاتی که پیش روی طراحی کنترل کننده پرواز است، عبارتند از:

۱- تغییر دور ناخواسته پره‌های ملخ و عدم ثبات در سرعت چرخش پره‌ها: این امر ممکن است به دلیل اصطکاک متفاوت موتورها به خاطر کثیفی و عوامل مشابه، هم‌دور نبودن موتورها یا عدم هم‌خوانی گام‌های کنترل دور اتفاق بیفتد.

۲- عدم تعادل وزنی پرنده: این مورد بسیار شایع است. تغییر گرانیگاه ربات حین پرواز و یا نصب نامتقارن تجهیزات اصلی و فرعی مانند دوربین، سنسورها باعث این پدیده می‌شود.

۳- باد: باد مهم‌ترین عامل ناپایداری ربات پرنده است. نه تنها بادی که در محیط پرواز می‌وزد، تداخل در عملکرد ربات ایجاد می‌کند بلکه تأثیر جریان گردابی هوا ناشی از حرکت ملخ‌های ربات به صورت نامتعادل در حرکت پره‌ها و بدنه ربات تداخل ایجاد کرده و باعث ناپایداری می‌شود.

۴- نامعینی در مدل ربات: یکی دیگر از مهم‌ترین مشکلات در طراحی کنترل کننده است. پارامترهای سیستم نظیر جرم، لختی‌های دورانی و گرانیگاه یا به خوبی قابل شناسایی نیستند و یا حین پرواز تغییر می‌کنند. بنابراین هرگونه انحراف از میزان و مقادیر مشخص شده برای سیستم، موجب خروج سیستم از نقطه تعادل خواهد شد. هنگامی که لازم است ربات در یک نقطه ثابت در فضا بایستد، اگر ربات به هر دلیلی از نقطه تعادل خارج شود، بردار رانش موتورها از حالت عمود خارج شده و پرنده

به صورت ناخواسته به یک سمت حرکت می‌کند که این امر با زیاد شدن زاویه انحراف، سرعت بیشتری می‌گیرد.

۵- لرزش بدنه بر اثر چرخش موتورها: موتورهای ربات‌های چند ملخی هنگام پرواز حدود ۱۰ هزار دور در دقیقه یا حتی بیشتر سرعت چرخش دارند. چرخش موتورها باعث لرزش بدنه ربات می‌شود. از آنجایی که زیرسامانه واحد اندازه‌گیری اینرسی^۴ (IMU) هم به بدنه متصل است، لرزش‌های به وجود آمده به آن منتقل شده و بر روی خروجی سنسورهای IMU تداخل می‌کند. این تداخل تأثیر چشم‌گیری در عملکرد حلقه‌های کنترلی واحد کنترل پرواز دارد.

در برخی از ربات‌های پرنده مانند ربات‌های سم‌پاش یا پرنده‌ها با موتور سوختی، جرم حمل شده توسط ربات با زمان تغییر می‌کند. همچنین ممکن است جرم حمل شده در فاصله‌ای از زمین از ربات جدا شده و به زمین پرتاب شود. در هر دو حالت بیان شده، جرم کل ربات و لختی‌های دورانی با زمان تغییر می‌کند. بنابراین پس از تغییر یا پرتاب جرم حمل شده، دینامیک پرواز ربات پرنده تغییر می‌نماید. با کاهش جرم ربات، لختی‌های دورانی هم کاهش می‌یابد و تأثیر اغتشاشات خارجی همانند باد بر ربات افزایش می‌یابد و باعث ایجاد حرکت‌هایی با شتاب بزرگ‌تر می‌شود. اگر کنترل کننده نتواند با شرایط جدید خود را تطبیق دهد، ممکن است حاشیه پایداری ربات پرنده کاهش و یا حتی سامانه حلقه بسته کنترل ربات ناپایدار شود و باعث سقوط پرنده شود.

روش‌های متعدد کنترلی در مراجع متعددی برای ربات‌های چند ملخی بدون سرنشین مخصوصاً کوادکوپترها ارائه شده است. از جمله روش‌های یادشده می‌توان به روش‌های غیر تطبیقی مانند فیدبک حالت [۲] و کنترل کننده تناسبی-انترگالی-مشتق‌گیر [۳] اشاره کرد. از آنجایی که دینامیک سیستم کوادکوپتر یک دینامیک غیرخطی و متغیر با زمان است، روش‌های غیر تطبیقی کارآمدی مناسبی نداشته و در برابر اغتشاشات خارجی مانند باد و یا نامعینی در مدل مقاومت خوبی از خود نشان نمی‌دهد. به همین دلیل، روش‌های تطبیقی یا مقاوم عملکرد ارائه شده‌اند [۴-۱۴]. از آن جمله می‌توان به روش‌های مبتنی بر PID با بهره تطبیقی-فازی [۴، ۵]، کنترل کننده مود لغزشی [۹، ۱۲]، کنترل بهینه [۱۵، ۱۶] و جایابی قطب [۱۷] اشاره کرد. بررسی مراجع پیشین حاکی از آن است که روش کنترل PID و مشتقات آن بیشترین کاربرد را در بین روش‌های متداول دارد.

در [۴]، از الگوریتم گرادیان کاهشی برای تنظیم ضرایب کنترل کننده PID در یک واحد کنترل پرواز ربات پرنده استفاده کرده است. ضرایب کنترل کننده روی خط حین پرواز تنظیم می‌شوند. نتایج شبیه‌سازی و پیاده‌سازی در دو سناریو ارائه شده است. در مطالعه [۵]، یک روش تنظیم کنترل کننده PID با استفاده از منطق فازی جهت کنترل کوادکوپتر ارائه

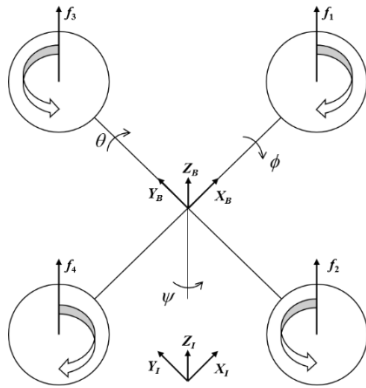
³ Quadcopter

⁴ Inertial Measurement Unit (IMU)

¹ Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

² Multi-rotor drone

در این قسمت به بررسی نحوه پرواز و دینامیک حرکت کوادکوپتر پرداخته و مدل دینامیکی شش درجه آزادی آن ارائه می‌گردد. کوادکوپتر دارای چهار ملخ است که با سرعت زیادی در چرخش هستند. هر یک از ملخ‌ها، نیروی متناسب با سرعت چرخشش به بدنه ربات وارد می‌نمایند. برآیند نیروهای وارد بر بدنه، موقعیت کوادکوپتر در فضا را مشخص می‌نماید. در شکل ۱، نمایی از ربات کوادکوپتر نشان داده شده است.



شکل ۱: نمایی از ربات کوادکوپتر جهت تعریف درجات آزادی مدل.

موتورهای یک و چهار در یک جهت و موتورهای دو و سه در خلاف جهت دو موتور دیگر می‌چرخند. دو دستگاه اینرسی و بدنه در شکل مشخص شده است. اگر $[X, Y, Z]^T$ بردار موقعیت ربات در دستگاه اینرسی و $[\phi, \theta, \psi]^T$ بردار زوایای اوایلر X - Y - Z باشد، معادلات دینامیکی شش درجه آزادی ربات را می‌توان به صورت (۱) تا (۶) نوشت [۲].

$$\ddot{x} = F_{d,x} + (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \theta) \frac{T}{m} \quad (۱)$$

$$\ddot{y} = F_{d,y} + (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \theta) \frac{T}{m} \quad (۲)$$

$$\ddot{z} = F_{d,z} - g + (\cos \theta \cos \phi) \frac{T}{m} \quad (۳)$$

$$\dot{p} = \tau_{d,x} + \frac{I_r}{I_x} q \Omega_r + \frac{I_y - I_x}{I_x} q r + \frac{\tau_\phi}{I_x} \quad (۴)$$

$$\dot{q} = \tau_{d,y} + \frac{I_r}{I_y} p \Omega_r + \frac{I_z - I_x}{I_y} q r + \frac{\tau_\theta}{I_y} \quad (۵)$$

$$\dot{r} = \tau_{d,z} + \frac{I_x - I_y}{I_z} p q + \frac{\tau_\psi}{I_z} \quad (۶)$$

q و r سرعت زاویه‌ای ربات در دستگاه بدنه، F_d و τ_d به ترتیب نیرو و گشتاور اغتشاشی در راستای سه محور x ، y و z ناشی از نیروهای آیرودینامیکی، باد و نامعینی در مدل ربات می‌باشد. m جرم متغیر با زمان ربات و تابعی از زمان، g شتاب گرانشی زمین، I_x ، I_y و I_z به ترتیب لختی‌های دورانی حول سه محور و تابعی از جرم ربات و I_r لختی دورانی موتور حول محور چرخش آن می‌باشد. Ω_r جمع جبری سرعت زاویه‌ای چهار موتور است. برای متغیرهای دیگر داریم:

$$T = f_1 + f_2 + f_3 + f_4 \quad (۷)$$

$$\tau_\phi = l(f_2 - f_4) \quad (۸)$$

شده است. روش پیشنهادی شبیه‌سازی ده و نتایج حاصل از آن با کنترل کننده PID با ضرایب ثابت مقایسه شده است. آنتونلی و همکاران [۶] یک استراتژی کنترل تطبیقی برای کنترل ربات‌های پرنده کوادکوپتر کوچک ارائه کرده‌اند. نتایج شبیه‌سازی در حضور اغتشاشات خارجی و نامعینی در مدل بررسی شده است. روش‌های کنترل تطبیقی متعددی توسط محققین پیشنهاد شده است. در مرجع [۹] دو روش خطی‌سازی با فیدبک و کنترل مد لغزشی-تطبیقی با هم مقایسه شده است. نتایج نشان داده شده حاکی از برتری روش کنترل مد لغزشی در حضور نامعینی در مدل و نویز اندازه‌گیری است. مفید و مبین [۱۲] هم به بررسی کارایی کنترل کننده مد لغزشی-تطبیقی در حضور نامعینی در پارامترهای مدل پرداخته‌اند. پایداری در زمان محدود با استفاده از روش اثبات پایداری لیاپانوف ارائه شده است. ارزیابی روش پیشنهادی در شبیه‌سازی مورد بررسی قرار گرفته شده است.

عمده مطالعات پیشین، روش کنترلی پیشنهاد شده را بر اساس نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی ارزیابی کرده‌اند و معدودی از آن‌ها روش ارائه شده را بر روی ربات پرنده پیاده‌سازی نموده‌اند. این در حالی است که تفاوت‌های عمده‌ای بین شبیه‌سازی و پیاده‌سازی وجود دارد. در اغلب شبیه‌سازی‌ها، خروجی کنترل کننده نیروی ایجاد شده حاصل از حرکت ملخ‌ها است بنابراین مدل دینامیکی موتور نادیده گرفته می‌شود. همچنین از اصطکاک بین ربات و هوا، وزش باد و جریان‌های گردابی، تغییرات لختی دورانی و مرکز جرم، عدم تقارن ماتریس لختی دورانی و وجود نامتقارنی در توزیع جرم، ثابت نبودن سرعت چرخش ملخ‌ها و اغتشاشات آیرودینامیکی صرف نظر می‌شود. غیر از موارد بیان شده، نویز اندازه‌گیری سنسورهای ربات پرنده هم هست که اهمیت زیادی در کیفیت عملکرد کنترل حلقه بسته دارد.

در این مقاله، جهت مواجهه با اثرات کاهش جرم ربات پرنده حین پرواز، از کنترل کننده PID با جدول بهره فازی برای کنترل پرواز استفاده شده است. واحد کنترل پرواز بر روی آردوینو^۱ پیاده‌سازی شده و عملکرد کنترل کننده با پیاده‌سازی روش پیشنهاد شده بر روی یک ربات کوادکوپتر به صورت عملی در آزمایشات پروازی مورد ارزیابی قرار گرفته است. برای مدل‌سازی جرم متغیر با زمان از یک جعبه شن استفاده شده است. جرم شن و جعبه، هنگامی که ربات بر روی زمین است، حدود ۱۰۰۰ گرم می‌باشد و پس از ۶۰ ثانیه از طریق سوراخی که در ربات تعبیه شده، کل شن خالی شده و جرم آن برابر جرم جعبه می‌شود.

در بخش دوم، مدل دینامیکی ربات پرنده چند ملخی مرور می‌شود. در بخش سوم، کنترل کننده PID تطبیقی-فازی جهت کنترل ربات پرنده چند ملخی پیشنهاد می‌گردد. بخش چهارم رویه آزمایش‌های عملی، تجهیزات مورد استفاده و نتایج به دست آمده را ارائه می‌کند. در انتهای مقاله هم جمع‌بندی و نتیجه‌گیری تقدیم می‌گردد.

۲- مدل دینامیکی ربات پرنده

^۱ Arduino

می‌شود. بهره‌های K_p و K_d ، به ترتیب در بازه $[K_{p,\min}, K_{p,\max}]$ و $[K_{d,\min}, K_{d,\max}]$ قرار دارند و پارامتر K_i از رابطه (۱۵) بدست می‌آید.

$$K_i = \frac{K_p^2}{\alpha K_d} \quad (15)$$

پارامتر α خروجی سامانه فازی می‌باشد که در ادامه به آن می‌پردازیم.

برای تنظیم هر کنترل کننده PID یک سامانه فازی طراحی شده است. تمامی سامانه‌های فازی، قوانین، منطق، ساختار و عملکرد یکسانی دارند. ورودی‌های هر سامانه فازی، سیگنال نرمالیزه شده خطا ($e'(t)$) و تغییرات نرمالیزه سیگنال خطا نسبت به یک لحظه قبل ($\Delta e'(t)$) هستند که از رابطه (۱۶) بدست می‌آیند.

$$e'(t) = \frac{e(t) - e_{\min}}{e_{\max} - e_{\min}}, \quad (16)$$

$$\Delta e'(t) = \frac{\Delta e(t) - \Delta e_{\min}}{\Delta e_{\max} - \Delta e_{\min}},$$

$$\Delta e(t) = e(t) - e(t - \Delta t)$$

e_{\max} و e_{\min} به ترتیب، کمینه و بیشینه سیگنال خطا و Δe_{\max} و Δe_{\min} به ترتیب، کمینه و بیشینه تغییرات سیگنال خطا نسبت به یک لحظه قبل هستند. اگر α ، K_p و K_d خروجی‌های سامانه فازی باشند، ضرایب کنترل کننده K_p و K_d از رابطه (۱۷) و (۱۸) محاسبه می‌گردد. تغییرات K_p و K_d در بازه $[0, 1]$ است ولی مقدار α نرمالیزه نشده است.

$$K_p = K_p' (K_{p,\max} - K_{p,\min}) + K_{p,\min} \quad (17)$$

$$K_d = K_d' (K_{d,\max} - K_{d,\min}) + K_{d,\min} \quad (18)$$

i امین قانون فازی سامانه فازی را در می‌توان به شکل زیر نوشت:

$$R_i : \text{if } e(t) \text{ is } A_i \text{ and } \Delta e(t) \text{ is } B_i$$

$$\text{then } \alpha \text{ is } \alpha_i, K_p'(t) \text{ is } C_i \text{ and } K_d'(t) \text{ is } D_i.$$

$$i = 1, 2, \dots, N$$

N تعداد قانون‌های سامانه فازی، A و B مجموعه‌های فازی ورودی سامانه و C و D مجموعه‌های فازی خروجی هستند. α_i یک عدد حقیقی مثبت می‌باشد. هفت تابع عضویت برای ورودی‌ها و سه تابع عضویت برای خروجی‌های K_p' و K_d' در نظر گرفته شده است که در شکل ۳ نمایش داده شده‌اند. در سامانه فازی، از فازی‌ساز تکین، موتور استنتاج ضرب و غیرفازی‌ساز میانگین مرکز استفاده شده است. ۴۹ قانون فازی طراحی شده برای محاسبه خروجی‌های سامانه فازی، در جداول ۱ تا ۳ ارائه شده است.

$$\tau_\theta = l(f_1 - f_3) \quad (9)$$

$$\tau_\psi = -c_r(f_1 - f_2 + f_3 - f_4) \quad (10)$$

l فاصله بین روتور موتور و مرکز جرم ربات و c_r یک عدد ثابت می‌باشد. نرخ تغییرات زوایای اوپلر از روابط (۱۱) تا (۱۳) به دست می‌آید.

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \quad (11)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (12)$$

$$\dot{\psi} = q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \quad (13)$$

در ربات کوادکوپتر، بردار سرعت زاویه‌ای ربات در دستگاه بدنه $\{p, q, r\}$ توسط حس‌گرهایژیروسکوپ اندازه‌گیری شده و زوایای اوپلر پس از انتگرال‌گیری از روابط (۱۱) تا (۱۳) به دست می‌آید. در این پردازش مشکلات متعددی وجود دارد که در بخش چهارم مقاله به آن پرداخته می‌شود.

۳- کنترل کننده PID تطبیقی با جدول بهره فازی

ساختار حلقه بسته کنترل ربات کوادکوپتر در شکل ۲ نمایش داده شده است. کنترل کننده‌ها مقدار عرض پالس سیگنال PWM^۱ که ورودی مدار راه‌انداز^۲ موتورها می‌باشند را تعیین می‌نمایند. برای هر موتور، یک مدار راه‌انداز وجود دارد. با اعمال سیگنال PWM، موتورها حرکت کرده و با چرخش ملخ‌ها، به بدنه ربات در جهت‌های مختلف نیرو وارد می‌شود و باعث تغییر وضعیت و موقعیت ربات می‌گردد. دو نوع کنترل کننده در دو حلقه کنترل وضعیت و کنترل موقعیت وجود دارد. کنترل کننده ۱ تا ۳، وظیفه دارند تا با کنترل وضعیت ربات، پرواز آن را پایدار کنند و به عنوان پایدارساز در سامانه حلقه بسته، نقش آفرینی می‌نمایند. کنترل کننده‌های ۴ تا ۶، ربات را طوری هدایت می‌نمایند که کوادکوپتر پس از پرواز از نقطه شروع، خود را به یک نقطه از پیش تعیین شده دلخواه برساند. مسیر حرکت بین دو نقطه به صورت خط مستقیم در نظر گرفته شده است.

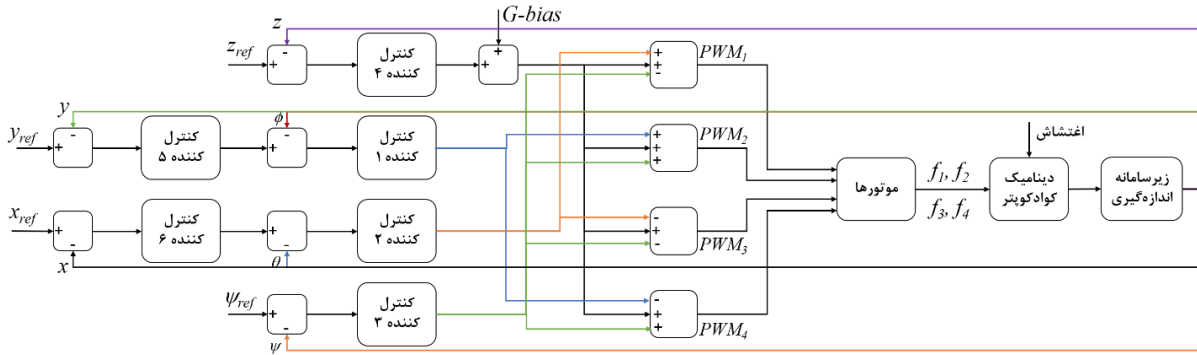
خروجی کنترل کننده ۴ که وظیفه تنظیم ارتفاع کوادکوپتر را دارد با یک سیگنال ثابت به نام G-bias جمع می‌شود. سیگنال G-bias مقدار مثبت صحیح دارد. دلیل این کار جبران درصدی از نیروی وزن ربات است. با این کار، سرعت برخاستن کوادکوپتر از روی زمین بیشتر می‌شود. ورودی هر کنترل کننده PID، سیگنال خطا حاصل از تفاضل بین مقدار مطلوب و مقدار اندازه‌گیری شده متغیر حالت مورد نظر است. تابع تبدیل کنترل کننده PID را می‌توان به صورت (۱۴) نوشت.

$$G_c(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (14)$$

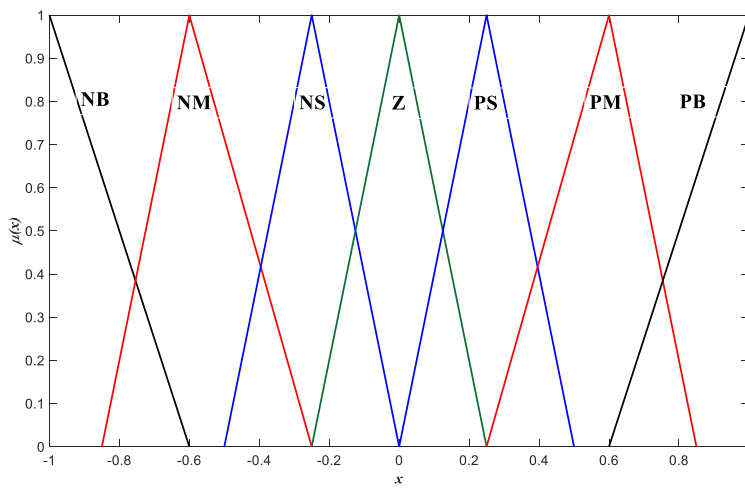
K_p ، K_i و K_d ، به ترتیب بهره‌های تناسبی، مشتق‌گیر و انتگرالی هستند. در این مقاله با استفاده از قوانین و منطق فازی، پارامترهای کنترل کننده محاسبه

² Driver circuit

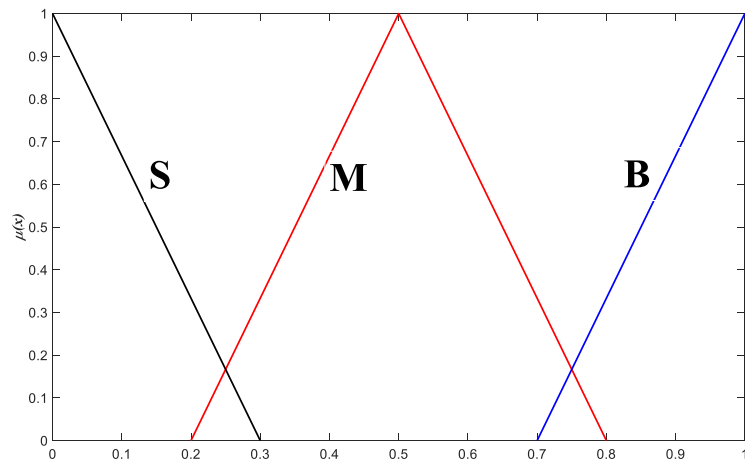
¹ Pulse Width Modulation (PWM)



شکل ۲: دیاگرام بلوکی سیستم حلقه بسته کنترل ربات کواد کوپتر.



(الف)



(ب)

شکل ۳: توابع عضویت نرمالیزه شده سامانه فازی طراحی شده. (الف) تابع عضویت ورودی (ب) تابع عضویت خروجی

۴- پیاده‌سازی کنترل کننده تطبیقی

روش پیشنهادی در آزمایشات عملی پروازی با استفاده از یک ربات پرنده ساخته شده در آزمایشگاه تحقیقاتی بیوکنترل دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی توسط ارزیابی شده است. در این قسمت به نکات مهم در پیاده‌سازی روش پیشنهادی پرداخته می‌شود. شکل ۴ نمایی از ربات پرنده مورد آزمایش را نشان می‌دهد. IMU، مدل MPU6050 می‌باشد. همچنین از حس گر قطب‌نما با شماره HMC5883L و GPS^۱ با شماره UBLOX6 استفاده شده است. برای کاهش اثر لرزش موتورها بر روی سنسورهای داخل IMU، واحد کنترل پرواز و IMU بر روی یک تعدیل کننده غیر فعال^۲ قرار گرفته‌اند. زوایای اوپلر از انتگرال معادلات (۱۱) تا (۱۳) محاسبه می‌شوند. مقادیر متغیرهای q و r خروجی زیروسکوپ‌های نرخی هستند. برای حذف نویز زیروسکوپ‌ها از یک فیلتر پایین گذر مرتبه دوم استفاده شده است. همچنین، برای حذف بایاس زیروسکوپ‌ها، یک فیلتر کالمن طراحی شده است [۱۱].

موقعیت ربات پرنده در دستگاه اینرسی در هر لحظه از زمان از رابطه

(۱۹) به دست می‌آید.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \cos\psi \sin\theta \sin\phi - \sin\psi \cos\phi & \cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi \\ \sin\psi \cos\theta & \sin\psi \sin\theta \sin\phi + \cos\psi \cos\phi & \sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta \sin\phi & \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} A_B \quad (19)$$

که در آن A_B شتاب اندازه‌گیری شده توسط سه شتاب‌سنج IMU می‌باشد. برای جبران مجموع خطاهای اندازه‌گیری و انتگرال‌گیری از یک فیلتر کالمن دیگر [۱۸] استفاده شده است. دیاگرام بلوکی زیرسامانه اندازه‌گیری موقعیت و وضعیت ربات در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۴: نمایی از ربات کوادکوپتر استفاده شده در آزمایشات عملی

جدول ۱: قوانین فازی مربوط به محاسبه خروجی α

		$\Delta e(t)$						
		NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
$e(t)$	NB	۲	۲	۲	۲	۲	۲	۲
	NM	۳	۳	۲	۲	۲	۳	۳
	NS	۴	۳	۳	۲	۳	۳	۴
	Z	۵	۴	۳	۳	۳	۴	۵
	PS	۴	۳	۳	۲	۳	۳	۴
	PM	۳	۳	۲	۲	۲	۳	۳
	PB	۲	۲	۲	۲	۲	۲	۲

جدول ۲: قوانین فازی مربوط به محاسبه خروجی K'_p

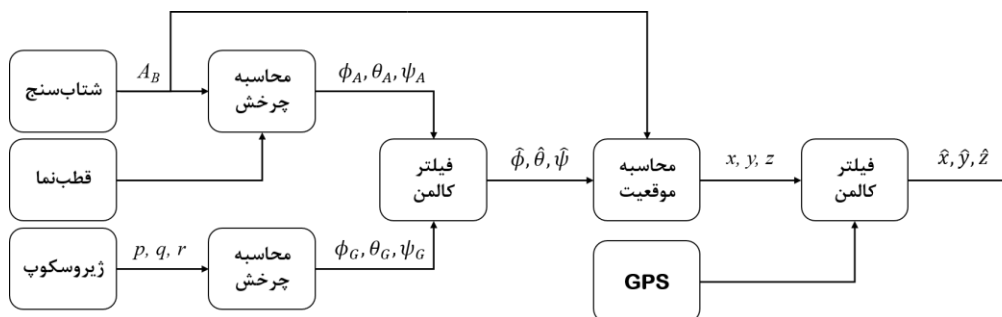
		$\Delta e(t)$						
		NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
$e(t)$	NB	B	B	B	B	B	B	B
	NM	M	M	B	B	B	M	M
	NS	S	M	M	B	M	M	S
	Z	S	S	S	M	S	S	S
	PS	S	M	M	B	M	M	S
	PM	M	M	B	B	B	M	M
	PB	B	B	B	B	B	B	B

جدول ۳: قوانین فازی مربوط به محاسبه خروجی K'_d

		$\Delta e(t)$						
		NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
$e(t)$	NB	S	S	S	S	S	S	S
	NM	M	M	S	S	S	M	M
	NS	B	M	M	S	M	M	B
	Z	B	B	B	M	B	B	B
	PS	B	M	M	S	M	M	B
	PM	M	M	S	S	S	M	M
	PB	S	S	S	S	S	S	S

² Passive damper

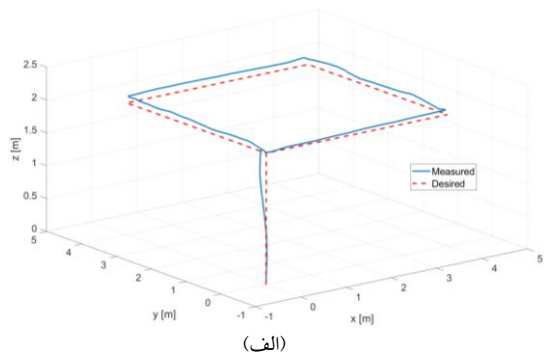
¹ Global Positioning System (GPS)



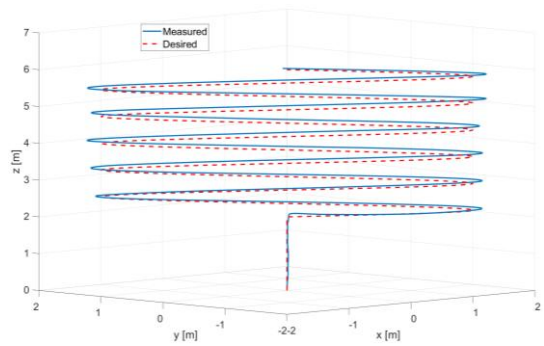
شکل ۵: دیاگرام بلوکی زیرسامانه اندازه‌گیری موقعیت و وضعیت ربات کوادکوپتر.

۵- نتایج آزمایشات

در این بخش نتایج آزمایش عملی پرواز ربات پرنده با استفاده از الگوریتم پیشنهادی و PID متداول ارایه می‌گردد. دو مسیر برای ارزیابی روش پیشنهادی طراحی شده است. در مسیر اول، ربات دو متر از نقطه پرواز به صورت عمودی بلند شده و بر روی یک مربع به طول چهار متر حرکت کرده و به نقطه قبلی برمی‌گردد. در مسیر دوم، ربات همانند مسیر قبلی دو متر از نقطه پرواز به صورت عمودی بلند شده و روی یک دایره به قطر سه متر تا ارتفاع شش متری حرکت می‌نماید. هر دو مسیر در ۶۰ ثانیه طی می‌گردد. در هر پرواز، عرض پالس سیگنال PWM اعمال شده به موتورهای و همچنین متغیرهای \hat{x} ، \hat{y} و \hat{z} در یک کارت حافظه ذخیره شده و پس از پرواز ربات بازبازی می‌گردد. به دلیل پیاده‌سازی زمان واقعی روش، با توجه به محدودیت سخت‌افزاری امکان ذخیره‌سازی سیگنال‌های بیشتری فراهم نشد. آزمایشات در محیط باز در یک روز آفتابی با رطوبت کمتر از ۱۰ درصد و بدون وزش باد انجام شده است. پارامترهای کنترل کننده PID با ضرایب ثابت به صورت سعی و خطا برای ربات بدون بار طراحی شده است.

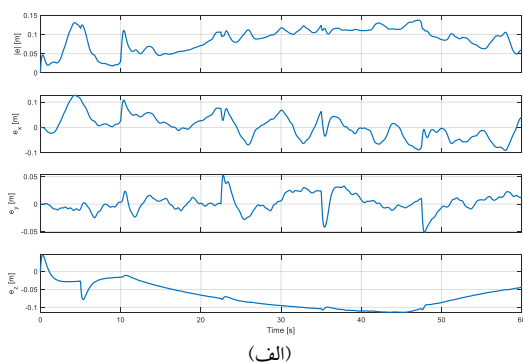


(الف)



(ب)

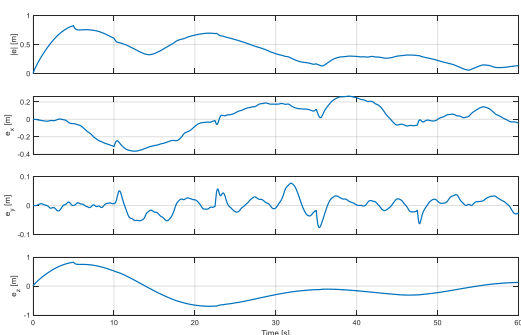
شکل ۶: موقعیت سه بعدی اندازه‌گیری شده در آزمایش پروازی با استفاده از کنترل کننده‌های PID تطبیقی. (الف) مسیر اول (ب) مسیر دوم.



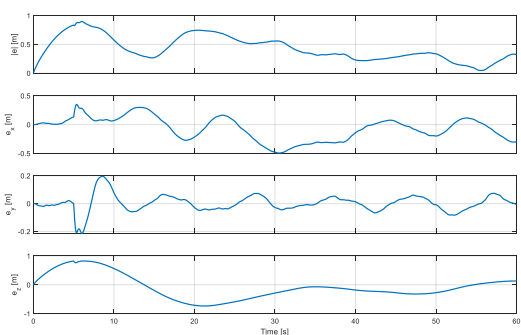
(الف)

در شکل ۶، موقعیت اندازه‌گیری شده در آزمایش پرواز ربات با استفاده از روش کنترلی پیشنهادی برای مسیر اول و دوم نمایش داده شده است. در شکل ۷ و ۸ به ترتیب اندازه خطای ردیابی و سیگنال کنترلی در روش پیشنهادی ارایه شده است. در شکل ۶ مشاهده می‌شود که کوادکوپتر توانسته مسیر مطلوب اول و دوم را دنبال نماید. بیشینه خطای ردیابی مسیر اول و دوم به ترتیب کمتر از ۱۵ سانتی‌متر و ۳۰ سانتی‌متر است. کیفیت کنترل در محور y بهتر از دو محور x و z است. در پرواز ربات، تقریباً از ۴۰ درصد توان نامی موتورها استفاده شده است اما لحظات کوتاهی عرض پالس سیگنال PWM به ۱۰۰ درصد هم رسیده است. تغییرات سیگنال PWM در مسیر دوم کمتر است و ربات این مسیر را با نوسانات کمتری دنبال کرده است.

تطبیقی مناسب تر بوده و خطای ردیابی کوچکتری حاصل شده است. این مقایسه برتری روش پیشنهادی را در مقایسه با PID با ضرایب ثابت نشان می دهد. ریشه مربعات میانگین خطای^۱ ردیابی در پرواز دو مسیر توسط دو کنترل کننده PID با ضرایب تطبیقی و ثابت در جدول ۴ آورده شده است. اختلاف چشم گیری بین نتایج دو روش وجود دارد. بیشترین اختلاف مربوط به خطای ردیابی در محور Z است. این اختلاف تفاوت عملکرد دو روش را نشان می دهد. در روش پیشنهادی، کنترل کننده، رفتار خود را بر اساس تغییرات جرم بار حمل شده تطبیق می دهد بنابراین می تواند رفتار بهتری را در ربات پرنده ایجاد نماید اما کنترل کننده PID با ضرایب ثابت چنین ویژگی ای ندارد بنابراین در محور Z خطای ردیابی زیادی مشاهده می شود. با کاهش جرم بار حمل شده، دینامیک ربات شبیه به رباتی است که بار حمل نمی کند. بنابراین عملکرد سامانه حلقه بسته کنترل پرواز ربات هم بهتر عمل کرده است. این موضوع در شکل ۹ پس از حدود ثانیه ۳۵م مشخص است.

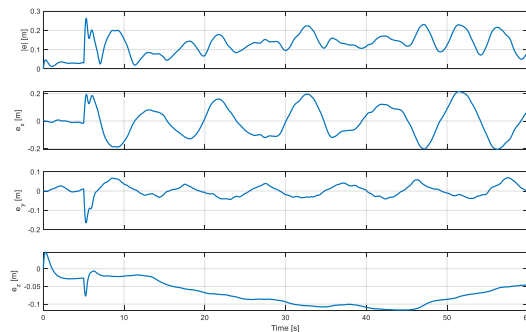


(ب)



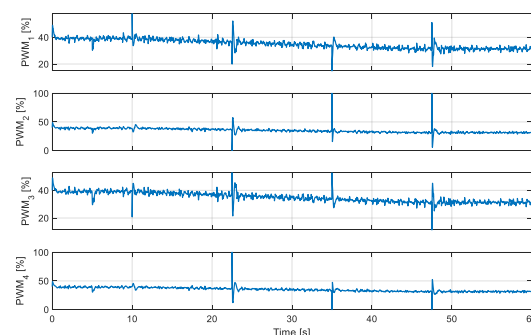
(ب)

شکل ۹: خطای ردیابی در آزمایش پروازی با استفاده از کنترل کننده های PID با ضرایب ثابت. نمودارها از بالا به پایین عبارتند از اندازه خطای ردیابی، خطای ردیابی در محور X، در محور Y و در محور Z. (الف) مسیر اول. (ب) مسیر دوم.

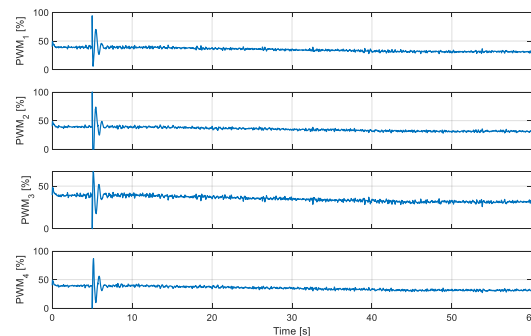


(ب)

شکل ۷: خطای ردیابی در آزمایش پروازی با استفاده از کنترل کننده های PID تطبیقی. نمودارها از بالا به پایین عبارتند از اندازه خطای ردیابی، خطای ردیابی در محور X، در محور Y و در محور Z. (الف) مسیر اول. (ب) مسیر دوم.



(الف)



(ب)

شکل ۸: سیگنال کنترلی محاسبه شده در آزمایش پروازی با استفاده از کنترل کننده های PID تطبیقی برای چهار موتور ربات پرنده. (الف) مسیر اول. (ب) مسیر دوم.

خطای ردیابی حاصل از آزمایش پرواز ربات توسط کنترل کننده های PID با ضرایب ثابت در شکل ۹ نشان داده شده است. در مقایسه نتایج نمایش داده شده در شکل ۷ و ۹، کاملاً مشخص است که عملکرد PID

^۱ Root Mean Square Error (RMSE)

جدول ۴: ریشه مربعات خطای ردیابی در آزمایشات عملی پرواز برای دو مسیر طراحی شده

مسیر	کنترل کننده PID	RMSE در راستای محور Z [m]	RMSE در راستای محور Y [m]	RMSE در راستای محور X [m]	RMSE اندازه خطا [m]
اول	با ضرایب ثابت	۰/۴۱	۰/۰۳	۰/۱۷	۰/۴۴
	با ضرایب تطبیقی	۰/۰۸	۰/۰۲	۰/۰۵	۰/۰۹
دوم	با ضرایب ثابت	۰/۴۲	۰/۰۶	۰/۲۱	۰/۴۸
	با ضرایب تطبیقی	۰/۰۸	۰/۰۳	۰/۱۲	۰/۱۴

quadrotor unmanned aerial vehicles via backstepping," in *American Control Conference (ACC), 2010*, 2010, pp. 2076-2081.

[9] D. Lee, H. J. Kim, and S. Sastry, "Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter," *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 7, no. 3, pp. 419-428, 2009.

[10] W. Lei, C. Li, and M. Z. Chen, "Robust Adaptive Tracking Control for Quadrotors by Combining PI and Self-Tuning Regulator," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2018.

[11] W. Li and J. Wang, "Effective adaptive Kalman filter for MEMS-IMU/magnetometers integrated attitude and heading reference systems," *The Journal of Navigation*, vol. 66, no. 1, pp. 99-113, 2013.

[12] O. Mofid and S. Mobayen, "Adaptive sliding mode control for finite-time stability of quad-rotor UAVs with parametric uncertainties," *ISA transactions*, vol. 72, pp. 1-14, 2018.

[13] C. Nicol, C. Macnab, and A. Ramirez-Serrano, "Robust adaptive control of a quadrotor helicopter," *Mechatronics*, vol. 21, no. 6, pp. 927-938, 2011.

[14] T.-T. Tran, S. S. Ge, and W. He, "Adaptive control of a quadrotor aerial vehicle with input constraints and uncertain parameters," *International Journal of Control*, vol. 91, no. 5, pp. 1140-1160, 2018.

[۱۵] س. ج. طالبیان و ج. ح. نوبری، "طراحی الگوریتم هدایت افقی یک پرنده بدون سرنشین جهت پیمودن بهینه پایه‌های مسیر،" *مجله کنترل، دوره ۸، شماره ۲، صفحه ۴۷-۸۵، ۱۳۹۳*.

[۱۶] ن. ا. قهرمانی و م. نظری، "طراحی کنترل بهینه و مقید یک جسم پرنده با رویکرد کنترل پیش‌بین و پیاده‌سازی آن در آزمایشگاه سخت افزار در حلقه،" *فصل‌نامه مکانیک هوافضا، شماره ۳، صفحه ۷۹-۹۲، ۱۳۹۸*.

[۱۷] ا. ل. یانسی، م. ع. ا. آتشگاه و ا. کلهر، "کنترل‌گر ردیاب مسیر برای یک ربات پرنده چهارپره با رویکرد جایابی قطب‌های معادلات دینامیکی خطا بر مبنای تحقق دیفومورفیزم،" *مجله مهندسی مکانیک، دوره ۴۹، شماره ۱، صفحه ۲۶۹-۲۷۷، ۱۳۹۸*.

[18] P. Zhang, J. Gu, E. E. Milios, and P. Huynh, "Navigation with IMU/GPS/digital compass with unscented Kalman filter," in *Mechatronics and Automation, 2005 IEEE International Conference*, 2005, vol. 3, pp. 1497-1502.

۶- جمع‌بندی

این مقاله به ارائه کنترل کننده PID تطبیقی-فازی برای یک پرنده بدون سرنشین جهت حمل بار متغیر با زمان پرداخت. جرم پرنده متغیر در نظر گرفته شد و با استفاده از سامانه‌های منطق فازی ضرایب کنترل کننده در حین پرواز در هر لحظه تنظیم شد. عملکرد کنترل کننده با پیاده‌سازی روش پیشنهاد شده بر روی کواد کوپتر به صورت عملی در دو مسیر پروازی مورد ارزیابی قرار گرفت. برای مدل‌سازی جرم متغیر با زمان از یک جعبه شن استفاده شد. در پایان روش پیشنهادی با کنترل کننده PID با ضرایب ثابت مقایسه گردید. نتایج مقایسه حاکی از این بود که عملکرد روش پیشنهادی در ردیابی دو مسیر طراحی شده به طور چشم‌گیری بهتر است.

مراجع

- [1] H. Shakhathreh *et al.*, "Unmanned Aerial Vehicles: A Survey on Civil Applications and Key Research Challenges," *arXiv preprint arXiv:00881*, 2018.
- [2] J. Ajmera and V. Sankaranarayanan, "Point-to-point control of a quadrotor: Theory and experiment," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 49, no. 1, pp. 401-406, 2016.
- [3] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart, "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor," in *Proc. of The IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, 2004, pp. 2451-2456.
- [4] V. M. Babu, K. Das, and S. Kumar, "Designing of self tuning PID controller for AR drone quadrotor," in *Advanced Robotics (ICAR), 2017 18th International Conference on*, 2017, pp. 167-172.
- [5] A. S. Fahmizal, M. Budiyo, and M. Arrofiq, "Altitude control of quadrotor using fuzzy self-tuning PID controller," in *Int. Conf. on Instrumentation, Control, and Automation*, 2017, pp. 67-72.
- [6] G. Antonelli, E. Cataldi, F. Arrichiello, P. R. Giordano, S. Chiaverini, and A. Franchi, "Adaptive trajectory tracking for quadrotor MAVs in presence of parameter uncertainties and external disturbances," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 26, no. 1, pp. 248-254, 2018.
- [7] Z. T. Dydek, A. M. Annaswamy, and E. Lavretsky, "Adaptive control of quadrotor UAVs: A design trade study with flight evaluations," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 21, no. 4, pp. 1400-1406, 2013.
- [8] M. Huang, B. Xian, C. Diao, K. Yang, and Y. Feng, "Adaptive tracking control of underactuated