



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

وهاب نکو کار '، نیما مهدیان دهکردی '

^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	ويرايش : ۱۳۹۸/۰۲/۲۱	دریافت: ۱۳۹۷/۱۱/۲۷
-------------------	---------------------	--------------------

چکیده: در حال حاضر، کاربرد پرندههای بدون سرنشین چند ملخی در حال افزایش چشم گیری است. دلیل این توسعه، ارزان بودن، کوچک بودن، سادگی کاربری و خلبانی، تنوع ماموریت و عللی 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 غالبا 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 کنترل کنندههای PID برای هدایت یک پرنده بدون سرنشین جهت حمل بار متغیر با زمان ارایه می گردد. عملکرد سامانه کنترل پرواز پیشنهاد شده بر روی یک کواد کوپتر به صورت عملی در آزمایشات پروازی مورد ارزیابی قرار می گیرد. 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 می ریزند و پس از حداود یک دقیقه کل شن خالی می شود. در پایان مقاله، نتایج عملی به دست آمده با نتایج مبتنی بر کنترل کننده PID غیر تطبیقی مقایسه می گردد.

کلمات کلیدی: پرنده بدون سرنشین خودخلبان، ربات حمل بار، کنترل کننده 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 پرنده های بدون سرنشین (UAV) توسعه زیادی پیدا کر ده اند و کاربرد فراوانی در حوزههای نظامی و غیرنظامی دارند. از کاربردهای آنها مي توان به يرندههاي تفريحي و ورزشي، كشاورزي، نظارت يليس، تحویل کالا، عکاسی و نقشهبرداری هوایی، نظارت بر قاچاق، جستجو و نجات و نظارت بر شبکههای توزیع و انتقال برق اشاره کرد [1]. از آنجایی که کاربرد این پرندهها در حوزه غیرنظامی بسیار است، محققان و صنعت گران در دهه اخیر توجه خاصی به آنها داشتهاند. در این میان، رباتهای پرنده چند ملخی که معروف ترین آنها کوادکوپترها "هستند، از اقبال بیشتری برخوردار بودهاند. مزیت اصلی ربات های چند ملخی بدون سرنشین، ارزان بودن، قابلیت اعتماد بالا و ریسک کم، متنوع بودن ماموریت، قابلیت تصمیم گیری شخصی و ساده بودن آنها در مقایسه با بقیه پهپادها و پرندههای بدون سرنشین است. این رباتها می توانند به راحتی به صورت خودخلبان در محل های صعب العبور که دسترسی انسان به آن محل ها با هزینه زیادی همراه است و همچنین ماموریت های متنوع پرخطر، حضور پیدا کرده و عملیاتهای مختلفی را انجام دهند. یکی از مهمترین مسائل مطرح شده در طراحي و پيادهسازي رباتهاي چند ملخي، ساختار و روش کنترل پرواز آنها است. مشکلاتی که پیش روی طراحی کنترل کننده يرواز 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 هم خوانی 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 می شود.

۳- باد: باد مهم ترین 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 می کنند. 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

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. جرخش موتورها باعث لرزش بدنه ربات می شود. از آن جایی که زیرسامانه واحد اندازه گیری اینرسی^۶ (IMU) هم به بدنه متصل است، لرزش های به وجود آمده به آن منتقل شده و بر روی خروجی سنسورهای IMU تداخل می کند. این تداخل تاثیر چشم گیری 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 می کند. 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 می کند. بنابراین پس از تغییر یا پرتاب جرم حمل شده، دینامیک پرواز ربات پرنده تغییر می نماید. با کاهش جرم ربات، لختیهای دورانی هم کاهش می بابد و تاثیر اغتشاشات خارجی همانند باد بر ربات افزایش می یابد. همچنین قدرت موتورها نسبت به جرم ربات افزایش می یابد و باعث ایجاد حرکتهایی با شتاب بزرگتر می شود. 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.

روش های متعدد کنترلی در مراجع متعددی برای ربات های چند ملخی بدون سرنشین مخصوصا کوادکوپترها ارایه شده است. از جمله روش های یادشده می توان به روش های غیر تطبیقی مانند فیدبک حالت [۲] و کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتق گیر [۳] اشاره کرد. از آنجایی که دینامیک سیستم کوادکوپتر یک دینامیک غیر خطی و متغیر با زمان است، روش های غیر تطبیقی کارآمدی مناسبی نداشته و در برابر اغتشاشات خارجی مانند باد و یا نامعینی در مدل مقاومت خوبی از خود نشان نمی دهد. آن جمله می توان به روش های مبتنی بر DTI با بهره تطبیقی-فازی [۴, ۵]، کنترل کننده مود لغزشی [۹, ۱۲]، کنترل بهینه [۵۱, 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 روش های 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

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

³ Quadcopter

⁴ Inertial Measurement Unit (IMU)

¹ Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

² Multi-rotor drone

شده است. روش پیشنهادی شبیهسازی ده و نتایج حاصل از آن با کنترل كننده PID با ضرايب ثابت مقايسه شده است. آنتونلي و همكاران [۶] يك 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 لغزشى-تطبيقي با هم مقايسه شده است. نتايج نشان داده شده حاكي از برتری روش کنترل مد لغزشی در حضور نامعینی در مدل و نویز اندازه گیری است. مفید و مبین [۱۲] هم به بررسی کار آیی کنترل کننده مد لغزشى-تطبيقي در حضور نامعيني در پارامترهاي مدل پرداختهاند. پايداري در زمان محدود با استفاده از روش اثبات پايداري لياپانوف 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 صرفنظر میشود. غیر از موارد بیان شده، نویز اندازه گیری سنسورهای ربات پرنده هم هست که اهمیت زیادی در کیفیت عملکرد کنترل حلقه ىستە دار د.

در این مقاله، جهت مواجه 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 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 می شود.

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 می کند. در انتهای مقاله هم جمعبندی و نتیجه گیری تقدیم می گردد.

۲- مدل دینامیکی ربات یرنده

در این قسمت به بررسی نحوه پرواز و دینامیک حرکت کوادکویتر پرداخته و مدل دینامیکی شش درجه آزادی آن ارائه می گردد. کواد کویتر دارای چهار ملخ است که با سرعت زیادی در چرخش هستند. هر یک از ملخها، نیرویی 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.



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 اویلر X-Y-Z باشد، معادلات دینامیکی شش درجه آزادی ربات را میتوان به صورت (۱) تا (۶) نو شت [۲].

$$\ddot{x} = F_{d,x} + (\cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi)\frac{I}{m}$$
(1)

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

$$\ddot{z} = F_{d,z} - g + (\cos\theta\cos\phi)\frac{T}{m} \tag{(7)}$$

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

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

$$\dot{r} = \tau_{d,z} + \frac{I_x - I_y}{I_z} pq + \frac{\tau_{\psi}}{I_z}$$
(9)

q، p و r سرعت زاویهای ربات در دستگاه بدنه، Fd و ta 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، Iy ،Ix و Iz به ترتیب لختیهای دورانی حول سه محور و تابعی از جرم ربات و Ir لختی دورانی موتور حول محور چرخش آن میباشد. Ω_r جمع جبری سرعت زاویهای چهار موتور است. برای متغیرهای دیگر داریم:

$$T = f_1 + f_2 + f_3 + f_4 \tag{V}$$

$$\tau_{\phi} = l(f_2 - f_4) \tag{A}$$

وهاب نکو کار، نیما مهدیان دهکردی

می شود. بهره های Kp و Ka، به ترتیب در بازه [Kp,min و Kp,max] و Kd,max] و

و الدارند و پارامتر
$$K_i$$
 از رابطه (۱۵) بدست می آید.

$$K_i = \frac{K_p^2}{\alpha K_d}$$
(۱۵)

پارامتر α خروجي سامانه فازي ميباشد که در ادامه به آن مي پردازيم.

برای تنظیم هر کنترل کننده PID یک سامانه فازی طراحی شده است. تمامی سامانه های فازی، قوانین، منطق، ساختار و عملکرد یکسانی دارند. ورودی های هر سامانه فازی، سیگنال نرمالیزه شده خطا ((t))) و تغییرات نرمالیزه سیگنال خطا نسبت به یک لحظه قبل ((Δe'(t)) هستند که از رابطه (۱۹) بدست می آیند.

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

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

$$\Delta e(t) = e(t) - e(t - \Delta t)$$
(19)

emin و emax به ترتیب، کمینه و بیشینه سیگنال خطا و Δemin و Δemix به ترتیب، کمینه و بیشینه تغییرات سیگنال خطا نسبت به یک لحظه قبل هستند. اگر α, K'_P و K' خروجی های سامانه فازی باشند، ضرایب کنترل کننده K_P و K از رابطه (۱۷) و (۱۸) محاسبه می گردد. تغییرات K'_P و K' در بازه [۱۰،] است ولی مقدار α زمالیزه نشده است.

$$K_{p} = K_{p}'(K_{p,\max} - K_{p,\min}) + K_{p,\min}$$
 (1V)

$$K_{d} = K_{d}(K_{d,\max} - K_{d,\min}) + K_{d,\min}$$
(1A)

امین قانون فازی سامانه فازی را در می توان به شکل زیر نوشت: $R_i: if \ e(t) \ is \ A_i \ and \ \Delta e(t) \ is \ B_i$

then
$$\alpha$$
 is α_i , $K_p(t)$ is C_i and $K_d(t)$ is D_i .
 $i = 1, 2, ..., N$

N تعداد قانون های سامانه فازی، A و B مجموعه های فازی ورودی سامانه و C و D مجموعه های فازی خروجی هستند. *i*A یک عدد حقیقی مثبت می باشد. هفت تابع عضویت برای ورودی ها و سه تابع عضویت برای خروجی های *k*'d و *k*'A در نظر گرفته شده است که در شکل ۳ نمایش داده شده اند. در سامانه فازی، از فازی ساز تکین، موتور استنتاج ضرب و غیر فازی ساز میانگین مرکز استفاده شده است. ۴۹ قانون فازی طراحی شده برای محاسبه خروجی های سامانه فازی، در جداول ۱ تا ۳ ارائه شده است.

$$F_{\theta} = l(f_1 - f_3) \tag{9}$$

 $\tau_{\psi} = -c_{\tau} (f_1 - f_2 + f_3 - f_4) \tag{(1.)}$

I فاصله بین روتور موتور و مرکز جرم ربات و c_r یک عدد ثابت میباشد. نرخ تغییرات زوایای اویلر از روابط (۱۱) تا (۱۳) به دست می آید.

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \qquad (11)$$
$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \qquad (17)$$

 $\dot{\psi} = q\sin\phi\sec\theta + r\cos\phi\sec\theta \qquad (1r)$

در ربات کوادکوپتر، بردار سرعت زاویهای ربات در دستگاه بدنه {*q q* و *r*} توسط حس گرهای ژیروسکوپ اندازه گیری شده و زوایای اویلر پس از انتگرال گیری از روابط (۱۱) تا (۱۳) به دست می آید. در این پردازش مشکلات متعددی وجود دارد که در بخش چهارم مقاله به آن پرداخته می شود.

۳- کنترل کننده PID تطبیقی با جدول بهره فازی

ساختار حلقه بسته کنترل ربات کوادکوپتر در شکل ۲ نمایش داده شده است. کنترل کننده ها مقدار عرض پالس سیگنال PWM⁽ 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 می شود و باعث تغییر وضعیت و موقعیت ربات می گردد. دو نوع کنترل کننده در وظیفه دارند تا با کنترل وضعیت ربات، پرواز آن را پایدار کننده ا تا ۳ پایدارساز در سامانه حلقه بسته، نقش آفرینی مینمایند. کنترل کنندههای ۴ پایدارساز در سامانه حلقه بسته، نقش آفرینی مینمایند. کنترل کنندههای ۴ پاید و را به یک نقطه از پیش تعیین شده دلخواه برساند. مسیر حرکت شروع، خود را به یک نقطه از پیش تعیین شده دلخواه برساند. مسیر حرکت

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

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

Ki ،Kp ه تر تیب بهرههای تناسبی، مشتق گیر و انتگرالی هستند. در این مقاله با استفاده از قوانین و منطق فازی، پارامترهای کنترل کننده محاسبه



شکل ۲: دیاگرام بلوکی سیستم حلقه بسته کنترل ربات کوادکوپتر.





شکل۳: توابع عضویت نرمالیزه شده سامانه فازی طراحی شده. (الف) تابع عضویت ورودی (ب) تابع عضویت خروجی

جدول ۱: قوانين فازي مربوط به محاسبه خروجي α

				L	$\Delta e(t)$			
		NB	NM	NS	Ζ	PS	PM	PB
	NB	۲	۲	۲	۲	۲	۲	۲
	NM	٣	٣	۲	۲	۲	٣	٣
	NS	۴	٣	٣	۲	٣	٣	۴
e(t)	Ζ	۵	۴	٣	٣	٣	۴	۵
	PS	۴	٣	٣	۲	٣	٣	۴
	PM	٣	٣	۲	۲	۲	٣	٣
	PB	۲	۲	۲	۲	۲	۲	۲

حاسبه خروجي K'_p	ازی مربوط به م	جدول ۲: قوانين فا
------------------	----------------	-------------------

				4	$\Delta e(t)$			
		NB	NM	NS	Ζ	PS	PM	PB
	NB	В	В	В	В	В	В	В
	NM	Μ	Μ	В	В	В	Μ	Μ
	NS	S	М	М	В	М	М	S
e(t)	Ζ	S	S	S	М	S	S	S
	PS	S	М	М	В	М	М	S
	PM	М	М	В	В	В	Μ	М
	PB	В	В	В	В	В	В	В
	PВ	В	В	В	В	В	В	В

جدول ۳: قوانین فازی مربوط به محاسبه خروجی К'd

				1	$\Delta e(t)$			
		NB	NM	NS	Ζ	PS	PM	PB
	NB	S	S	S	S	S	S	S
	NM	М	Μ	S	S	S	Μ	М
	NS	В	М	М	S	М	Μ	В
e(t)	Ζ	В	В	В	Μ	В	В	В
	PS	В	М	М	S	М	Μ	В
	PM	М	М	S	S	S	Μ	М
	PB	S	S	S	S	S	S	S

٤- پیادەسازی کنترل کنندە تطبیقی

روش پیشنهادی در آزمایشات عملی پروازی با استفاده از یک ربات پرنده ساخته شده در آزمایشگاه تحقیقاتی بیو کنترل 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' با شماره UBLOX6 استفاده شده است. برای کاهش اثر لرزش موتورها بر روی کننده غیر فعال ^۲ قرار گرفتهاند. زوایای اویلر از انتگرال معادلات (۱۱) تا نرخی هستند. برای حذف نویز ژیروسکوپها از یک فیلتر پایین گذر مرتبه نرخی هستند. برای حذف نویز ژیروسکوپها از یک فیلتر پایین گذر مرتبه فیلتر کالمن طراحی شده است. ایرا.

موقعیت ربات پرنده در دستگاه اینرسی در هر لحظه از زمان از رابطه (۱۹) به دست میآید.

تا المجمع تحطاهای اندازه گیری و انتگرال گیری از یک می اندازه گیری و انتگرال گیری از یک و یک می اندازه گیری اندازه گیری و انتگرال گیری از یک فیلتر کالمن دیگر [۱۸] استفاده شده است. دیاگرام بلوکی زیرسامانه اندازه گیری

موقعیت و وضعیت ربات در شکل ۵ نشان داده شده است.



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

² Passive damper



شکل ۵: دیاگرام بلو کی زیرسامانه اندازه گیری موقعیت و وضعیت ربات کوادکوپتر.

٥- نتايج آزمايشات

در این بخش نتایج آزمایش عملی پرواز ربات پرنده با استفاده از الگوریتم پیشنهادی و PID متداول ارایه می گردد. 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 برمی گردد. 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 می ماید. هر دو مسیر در ۶۰ ثانیه طی می گردد. در هر پرواز، عرض پالس سیگنال PWM اعمال شده به مو تورها و همچنین متغیرهای \hat{X} , \hat{Y} , \hat{X} در یک کارت حافظه ذخیره شده و پس از پرواز ربات بازیابی می گردد. به دلیل پیاده سازی زمان واقعی روش، با توجه به محدودیت سختافزاری امکان ذخیره سازی سیگنالهای بیشتری فراهم نشد. آزمایشات در محیط باز در یک روز آفتابی با رطوبت کمتر از فراهم نشد. آزمایشات در محیط باز در یک روز آفتابی با رطوبت کمتر از با ضرایب ثابت به صورت سعی و خطا برای ربات بدون بار طراحی شده با ضرایب ثابت به صورت معی و خطا برای ربات بدون بار طراحی شده

در شکل ۶، موقعیت اندازه گیری 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 می شود که کواد کوپتر توانسته مسیر مطلوب اول و دوم را دنبال نماید. بیشینه خطای ردیابی مسیر اول و دوم به ترتیب کمتر از ۱۵ سانتی متر و ۳۰ سانتی متر است. کیفیت کنترل در محور ۷ بهتر از دو محور x و z است. در پرواز ربات، تقریبا از ۹۰ 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.









شکل ۷: خطای ردیابی در آزمایش پروازی با استفاده از کنترل کنندههای PID تطبیقی. نمودارها از بالا به پایین عبارتند از اندازه خطای ردیابی، خطای ردیابی در محور ۵، در محور ۷ و در محور z. (الف) مسیر اول. (ب) مسیر دوم.



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

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

تطبیقی مناسب تر بوده و خطای ردیابی کو چکتری 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 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 ۱۳۵م

شکل ۹: خطای ردیابی در آزمایش پروازی با استفاده از کنترل کنندههای 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.

Tean Square EITOR (NIMBE)

DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.3.9.1]

جدول ۴: ریشه مربعات خطای ردیایی در ازمایشات عملی پرواز برای دو مسیر طراحی شده								
RMSE اندازه خطا	RMSE در راستای	RMSE در راستای	RMSE در راستای	PID				
[m]	محور m]x]	محور m]y]	محور m]z]	كسرى فننده أأأأ	مسير			
•/44	•/1٧	•/•٣	•/41	با ضرايب ثابت	راما			
•/•٩	۰/۰۵	•/•Y	•/•٨	با ضرایب تطبیقی	اون			
• /۴۸	•/*1	•/•9	•/44	با ضرايب ثابت				
•/1۴	•/١٢	•/•٣	•/•٨	با ضرایب تطبیقی	دوم			

جدول ۴: ریشه مربعات خطای ردیایی در آزمایشات عملی پرواز برای دو مسیر طراحی شد

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، دور ه ۸، شمار ه ۲، صفحه ۴۷–۸۵، ۱۳۹۳.

[۱۶] ن. ا. قهرمانی و م. نظری، " طراحی کنترل بهینه و مقید یک جسم پرنده با رویکرد کنترل پیش بین و پیاده سازی آن در آزمایشگاه سخت افزار در حلقه،" فصل نامه مکانیک هوافضا، شماره ۳، صفحه ۷۹– ۱۳۹۸ ۸۶۲.

برای یک ربات پرنده چهارپره با رویکرد جایابی قطبهای معادلات

دینامیکی خطا برمبنای تحقق دیفومورفیزم،"*مجله مهندسی مکانیک*، دوره

[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.

٦- جمع بندي

این مقاله به ارائه کنترلکننده 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 سامانه های منطق فازی ضرایب کنترل کننده در حین پرواز در هر لحظه تنظیم شد. عملکرد کنترل کننده با پیاده سازی روش پیشنهاد شده بر روی کوادکوپتر به صورت عملی در دو مسیر پروازی مورد ارزیابی قرار گرفت. برای مدل سازی جرم متغیر با زمان از یک جعبه شن استفاده شد. در پایان روش پیشنهادی با کنترل کننده DPI با ضرایب ثابت مقایسه گردید. نتایج مقایسه حاکی از این بود که عملکرد روش پیشنهادی در ردیابی دو مسیر طراحی شده به طور چشم گیری بهتر است.

مراجع

[1] H. Shakhatreh *et al.*, "Unmanned Aerial Vehicles: A Survey on Civil Applications and Key Research Challenges," *arXiv preprint arXiv:.00881*, 2018.

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.
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. Budiyanto, 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