# کنترل آرایش کوادکوپترها به روش رهبر-پیرو با بهرهگیری از کنترلکنندههای تطبیقی و مقاوم در مواجهه با شرایط عدمقطعیت

محمد مهدی مسیح نیا<sup>۱</sup>، الهه مرادی<sup>۲،\*</sup>

٥.	ﯩﺪ	۶	ح
			-w

در سالهای اخیر، پرندههای بدون سرنشین به دلیل کاربردهای متنوع نظامی و غیرنظامی و پیشرفتهای چشمگیر در حوزههای کنترل، هوشمندسازی، و فناوری قطعات الکترونیکی، به یکی از زمینههای پژوهشی پرطرفدار تبدیل شدهاند. یکی از کاربردهای حیاتی این رباتها، استفاده در عملیات جستجو و حفاظت از محیطها و منابع مختلف است. افزایش سرعت و کاهش هزینههای این رباتها، استفاده در عملیات بستجو و حفاظت از محیطها و منابع مختلف است. افزایش گروهی از رباتها به جای یک ربات منفرد، روشی مؤثر برای دستیابی به این اهداف است، زیرا گروههای رباتیک قادر به انجام وظایفی هستند که یک ربات به تنهایی از عهده آنها برنمیآید. الگوریتمهای کنترل و هدایت این رباتها، نحوه مدیریت حرکت گروهها را تحت نظم خاصی مشخص می کنند. در این مطالعه، کوادکوپتر بهعنوان یک ربات پرنده مجهز به چهار پره و چهار موتور، از جنبههای ساختار، اجزا، مدل سازی ریاضی، و طراحی کنترل کننده بررسی شده است. عدم مطعیت در پارامترهای سیستم و دینامیکهای مدل می کنند. در این مطالعه، کوادکوپتر به عنوان یک ربات پرنده مجهز قطعیت در پارامترهای سیستم و دینامیکهای مدل مدل از می مدار می کنترل کننده بررسی شده است. عدم حوزههای مهندسی، به ویژه هوافطا و کنترل، از اهمیت ویژهای برخوردار است. هدف این پژوهش، تحلیل عملکرد کنترل کننده های تطبیقی، مقاوم، و DT در مدیریت آرایش هشت کوادکوپتر با روش رهبر -پیرو است، به گونهای که دسترل کننده مدای تطبیقی، مقاوم، و DT در مدیریت آرایش هشت کوادکوپتر با روش رهبر -پیرو است، به گونهای که پایداری سیستم حلقه بسته تضمین شود. همچنین، عملکرد کنترل کننده ها در شرایط عدم قطعیت ارزیابی شده و توانایی

	دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۱۱/۳۰
<b>کلمات کلیدی:</b> هواپیما بدون سرنشین، رهبر-پیرو، کنترل کننده تطبیقی،	
كنترلكننده مقاوم، كنترلكننده <b>PID،</b> عدمقط <b>ع</b> يت	پذیرش مقاله: ۱۴۰۴/۲/۲۲

#### ۱–مقدمه

امروزه کوادکوپترها به دلیل قابلیتهای منحصربهفرد خود، جایگاهی ویژه در ارتقای توان نظامی کشورهای مختلف جهان یافتهاند. این وسایل پروازی قادرند عملیاتهای متنوعی را در شرایط آبوهوایی گوناگون، چه در روز و چه در شب، بر اهداف ثابت و متحرک در فواصل نزدیک و دور انجام دهند. علاوه بر این، تجهیز پایگاههای کنترل زمینی به سامانههای پیشرفته رایانهای، امکان برنامهریزی دقیق

مسیر پرواز و اجرای عملیات مستقل را بدون نیاز به ارتباط مداوم هوایی با پهپادها فراهم کرده است. این ویژگیها، نقش کوادکوپترها را در حوزههای نظامی بیش از پیش برجسته ساخته است. مطالعه رفتار جمعی پرندگان، حیوانات، و ماهیها همواره مورد توجه زیستشناسان بوده است و در سالهای اخیر نیز دانشمندان حوزه کامپیوتر و رباتیک به این پدیده علاقهمند شدهاند. حرکت گروهی، بهعنوان یک پدیده موثر در طبیعت، در ارگانیسمهای مختلف بدون وجود رهبر و تنها با بهرهگیری از اطلاعات

<sup>\*</sup> پست الكترونيك نويسنده مسئول:Elahe.Moradi@iau.ac.ir

۱. کارشناسی ارشد ، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه آزاد اسلامی واحد یادگار امام خمینی (ره) شهرری، تهران، ایران

۲. استادیارگروه مهندسی برق، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه آزاد اسلامی واحد یادگار امام خمینی (ره) شهرری، تهران، ایران

مرجع [۵] با بهره گیری از مدل BELBIC، وظایف اصلی تثبيت كوادكوپترها و رديابي مستقل مسيرها را به عهده دارد. همچنین، یک سیستم فازی بهمنظور حفظ جدایی ثابت بین کوادکوپترها طراحی شده است. این مرجع همچنین پیکربندی رهبر-پیرو را پیادهسازی کرده که عملکرد کوادکوپترها را بهطور قابل توجهی ساده میسازد. در مرجع [۶]، ثبات نگرش و کنترل موقعیت با استفاده از یک ساختار کنترل حلقه دوگانه مبتنی بر تنظیم کننده درجه دوم خطی (LQR) تضمین می شود. علاوه بر این، تشكيل رهبر-پيروان از طريق يك كنترل كننده حالت کشویی (SMC) حفظ گردیده است. مرجع [۷] بر اساس فرض نوسان کوچک بار، یک سیستم لاگرانژی با پنج درجه آزادی برای توصیف سیستم حمل و نقل در هواپیمای OYZ طراحی نموده است. در این مطالعه، دنبال کننده توسط یک کنترل کننده PID هدایت می شود تا موقعیت رهبر را ردیابی کند.

در مرجع [۸]، از کنترل کننده پسگام استفاده شده است که یارامترهای آن با بهره گیری از الگوریتم PSO تنظیم شدهاند و بهصورت ترکیبی با کنترلکننده PD به کار رفته است. در مرجع [۹]، کنترل کننده پسگام با تنظیم پارامترها از طريق الگوريتم GSA مورد استفاده قرار گرفته است. مرجع [۱۰] به کارگیری کنترل کننده پسگام همراه با كنترلكننده سطح لغزشى را بهمنظور جبران اثرات اغتشاشات بررسی کرده است. همچنین، در مرجع [۱۱]، طراحی کنترلکننده پسگام به صورت مستقیم بر مبنای معادلات لاگرانژ كوادكوپتر صورت گرفته است. اگرچه دینامیک کوادکوپتر ساده به نظر میرسد، اما برای اجرای مانورهای سریع، در نظر گرفتن نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی ضروری است. در این راستا، تخمین این نیروها و گشتاورها با استفاده از شبکههای عصبی مصنوعی انجام شده است. در مرجع[۱۲]، بعد از خطی سازی کانال فراز یک پهپاد، از یک جبرانساز مقاوم کلاسیک با کمک الگوريتم بهينهسازي كلوني زنبور عسل استفاده شده است. در مرجع [۱۳]، روشهای منتخب و کارآمد برای بهبودی

محدود محیطی قابل مشاهده است. این ویژگی شگفتانگیز، الهامبخش پژوهشگران برای طراحی و کنترل دستههای ربات شده است، به گونهای که بتوان از اصول این سیستمهای طبیعی در هدایت و هماهنگی رباتها بهره برد. در حال حاضر، جهان شاهد رشد فزایندهای در زمینه رباتیک و کاربردهای متنوع آن در حوزههای مختلفی نظیر تولید، جابجایی و انتقال اجسام است. یکی از کاربردهای مهم رباتها، استفاده از آنها در عملیات جستجو و حفاظت مىباشد. اهدافى مانند افزايش سرعت اجراى عمليات و کاهش هزینهها همواره از اهداف اساسی در طراحی و ساخت رباتها محسوب می شوند. یکی از مؤثر ترین راهها برای دستیابی به این اهداف، به کارگیری گروهی از رباتها به جای استفاده از یک ربات منفرد است. گروههای رباتها قادرند وظایفی را انجام دهند که یک ربات به تنهایی قادر به تحقق آنها نیست. الگوریتمهایی که برای این رباتها توسعه یافته، به وضوح نحوه کنترل حرکت گروههای رباتها تحت نظم خاصی را مشخص میسازد.

در مرجع [1]، مقایسهای بین حالت مدلغزشی و رویکردهای اجماع مرتبه دوم براى پرواز رهبر-پيرو كوادكوپترها ارائه شده است. در این مطالعه، از حالت مدلغزشی و الگوريتمهاى اجماع مرتبه دوم بهمنظور طراحى كنترل كننده براى پرواز ثابت استفاده شده است. مرجع [۲] یک سیستم کنترل برای کوادکوپتر بر پایه روش کنترلی خطى سازى پسخورد ارائه نموده كه هدف آن مقابله با رفتار دینامیک غیرخطی کوادکوپتر است. دینامیک سیستم بر اساس معادله اویلر-لاگرانژ استخراج شده و سپس به یک سیستم خطی تبدیل می شود. در نهایت، عملکرد شبیهسازی با کنترلکننده LQR مقایسه گردیده است. مرجع [۳] برای پایدارسازی و دنبال کردن مسیر توسط کوادکوپتر از روش خطی سازی پسخورد و کنترل کننده LQR بهره برده است. همچنین، مرجع [۴] با اتکا به منطق فازی، یک سیستم هوشمند برای کنترل کوادکوپتر طراحی و پیادهسازی نموده که در آن از چهار سیستم فازی استفاده شده است.

ضرایب آیرودینامیکی و عملکرد هواپیماهای بدون سرنشین مورد بررسی قرار گرفته است.

در ادامه این مقاله، در بخش دوم، ابتدا توصیفی از سیستم کوادکوپتر ارائه خواهد شد. سپس در بخش سوم به طراحی کنترل کنندههای تطبیقی، مقاوم و PID پرداخته میشود. در بخش چهارم، شبیهسازی و نتایج مربوط به هشت کوادکوپتر با استفاده از کنترل کنندههای تطبیقی، مقاوم و PID مورد بررسی قرار خواهد گرفت. در نهایت، بخش پنجم به ارائه نتایج و نتیجه گیری این مطالعه اختصاص خواهد یافت.

۲- توصيف سيستم كوادكوپتر

قبل از طراحی کنترل کننده به منظور کنترل کواد کوپتر، نگاهی اجمالی به ساختار مکانیکی آن خواهیم داشت. ساختار کواد کوپتر به گونه ای طراحی شده است که شامل چهار موتور مستقل با سرعتهای متغیر و قابل تنظیم می باشد. کنترل کواد کوپتر از طریق تنظیم سرعت این موتورها انجام می شود. وتوره ای جلو و عقب در جهتی مخالف روتوره ای راست و چپ حرکت می کنند که این موضوع در شکل ۱ به صورت واضح نمایش داده شده است. علاوه بر این، دستگاه مختصات متصل به بدنه نیز در این شکل مشخص شده است [۱۴]. در وضعیت تعادل معلق، نیروی کلی تولید شده توسط چهار موتور به اندازه ای است که بتواند نیروی وزن را خنثی کند. در این حالت، معادله (۱) بین سرعتها برقرار است.



که در آن  $arOmega_i$  سرعت چرخش ملخها است.

سیستمهای زیرتحریک مکانیکی به سیستمهایی اطلاق میشوند که تعداد عملگرهای آنها کمتر از تعداد درجات آزادیشان باشد [۱۵]. کوادکوپتر، بهعنوان یک ربات هوایی بدون سرنشین، دارای شش درجه آزادی است، اما تنها از چهار عملگر برای کنترل آن استفاده میشود. این چهار عملگر با ایجاد ترکیب خطی نیروها و گشتاورها، چهار

ورودى كنترلى مستقل را فراهم مىكنند. ازاينرو، کوادکوپتر نمونهای از سیستمهای زیرتحریک است. در چنین سیستمهایی، برای ایجاد حرکت در راستاهای فاقد عملگر، لازم است از تأثیر حرکات موجود در جهاتی که عملگرها فعال هستند بهره گرفته شود. معادلات دینامیکی کوادکویتر از معادله (۲) تعیین می گردد:  $\ddot{X} = (Cos\Psi Sin\theta Cos\varphi)$ (٢)  $+Sin\Psi Sin\varphi)\frac{l}{m}U_{1}$  $\ddot{Y} = (Sin\Psi Sin\theta Cos\phi)$  $-Cos\Psi Sin\varphi)\frac{l}{m}U_1$  $\ddot{Z} = -g + (Cos\theta Cos\varphi)\frac{l}{m}U_1$  $\ddot{\varphi} = \dot{\theta} \dot{\Psi} \left( \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{yy}} \right) - \frac{J_r}{I_{yy}} \dot{\theta} \Omega_d$  $+\frac{l}{I_{xx}}U_2$  $\ddot{\theta} = \dot{\varphi} \dot{\Psi} \left( \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{J_r}{I_{yy}} \dot{\varphi} \Omega_d$  $+\frac{l}{I_{\nu\nu}}U_3$  $\ddot{\Psi} = \dot{\theta} \dot{\varphi} \left( \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{--}} \right) + \frac{l}{I} U_4$ رابطه بین ورودیهای کنترل و سرعت زاویهای بین موتورها بەصورت زير مىباشد:  $U1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$ (٣)  $U2 = b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2)$  $U3 = b(-\Omega_1^{\bar{2}} + \Omega_2^{\bar{2}})$ 

$$U4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$
  

$$\Omega_d = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4$$

که ثابتهای  $0 < d \in 0$  و  $0 < d \in 0$  را به ترتیب ثابت پیشرانش و ثابت پسا تعریف می شوند و  $\Omega$  نشان دهنده سرعت چرخش ملخ است. این مقادیر را می توان با استفاده از قضیه المان پره محاسبه کرد. مقدار این ثابت ها وابسته به ویژگی های فیزیکی ملخ، از جمله شکل، ابعاد، و همچنین چگالی هوا است.

کوادکوپتر ۱۲ متغیر دارد اما با توجه به این نکته که کوادکوپتر براساس ۶ درجه آزادی بیان شده است، لذا ۱۲ متغیر براساس ۶ درجه آزادی با معادلات (۴) ارائه می گردد:

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int e(\tau) d\tau \qquad (Y) + K_D \frac{d}{dt} e(t)$$

که در آن (u(t) ورودی کنترلی و (e(t) خطای بین متغیرهای حالت سیستم و حالت مطلوب آنها است که توسط طراح تعیین می گردد. با اعمال این کنترل کننده به سیستم مورد بررسی به صورت زیر:  $m_{\varphi} = I_{xx}(K_{\varphi,D}\dot{e}_{\varphi}(t) + K_{\varphi,P}e_{\varphi}(t) + K_{\varphi,I}\int e_{\varphi}(t)dt)$  (A)

 $m_{\theta} = I_{yy}(K_{\theta,D}\dot{e}_{\theta}(t) + K_{\theta,P}e_{\theta}(t) + K_{\theta,I}\int e_{\theta}(t)dt) \qquad (9)$ 

$$m_{\psi} = I_{zz}(K_{\psi,D}\dot{e}_{\psi}(t) + K_{\psi,P}e_{\psi}(t) + K_{\psi,I}\int e_{\psi}(t)dt)$$
(1.)

می توان انتظار داشت کواد کوپتر مورد نظر بتواند متغیرهای دورانی خود شامل زاویهها و سرعتهای زاویهای را به مقادیر مطلوبشان سوق دهد. هم چنین برای حفظ ارتفاع z کواد کوپتر در یک ارتفاع معین که البته می تواند متغیر با زمان باشد از کنترل کننده PID مشابه به صورت زیر بهره می گیریم:

$$T = mC_{\theta}C_{\varphi}[g + K_{z,D}\dot{e}_{z}(t) \qquad (11) + K_{z,P}e_{z}(t) + K_{z,I}\int e_{z}(t)dt]$$

۲-۳- کنترل کننده تطبیقی در کوادکوپتر

در این بخش، قانون کنترل همگامساز تطبیقی معرفی و ساختار آن تشریح شده است. این کنترل کننده شامل یک بخش پیش خور برای جبران اثرات پارامترهای دینامیکی و همچنین بخشهایی برای کنترل فردی و هدایت رفتار گروهی است که بهمنظور تحقق اهداف کنترلی طراحی شدهاند.

 $\begin{aligned} \boldsymbol{u}_{j} & (1Y) \\ &= \widehat{\boldsymbol{M}}_{j} \ddot{\boldsymbol{q}}_{j}^{*} + \widehat{\boldsymbol{C}}_{j}(\boldsymbol{x}) \dot{\boldsymbol{q}}_{j}^{*} \\ &+ \widehat{\boldsymbol{D}}_{j} (\boldsymbol{q}_{j}^{*}, \dot{\boldsymbol{q}}_{j}^{*}, \boldsymbol{x}) \\ &\text{single-platform control term} \\ &- \underbrace{\boldsymbol{k}_{j} \widehat{\boldsymbol{S}}_{j}}_{group-formation control term} \\ &- \underbrace{\boldsymbol{W}_{j}(\boldsymbol{s}, \rho_{j}) \boldsymbol{c}_{j}}_{group-formation control term} \end{aligned}$ 

که  $\hat{M}$  و  $\hat{D}$  تخمین ماتریسهای همنام نظیرشان در معادله دینامیکی بوده در شرایطی که این پارامترها، نامعلوم و یا متغییر با زمان باشند و نیاز به تخمین پیدا کنند. در

$$\begin{array}{l} x_{1} = \varphi & , \ x_{7} = x & (\texttt{f}) \\ x_{2} = \dot{x}_{1} = \dot{\varphi} & , \ x_{8} = \dot{x}_{7} = \dot{x} \\ x_{3} = \theta & , \ x_{9} = y \\ x_{4} = \dot{x}_{3} = \dot{\theta} & , \ x_{10} = \dot{x}_{9} = \dot{y} \\ x_{5} = \Psi & , \ x_{11} = z \\ x_{6} = \dot{x}_{5} = \dot{\Psi} & , \ x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{z} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots \\ \dot{x}_{6} = \dot{x}_{5} = \dot{\Psi} & , \ x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{z} \\ \vdots & \vdots \\ \dot{x}_{6} = \dot{x}_{5} = \dot{\Psi} & , \ x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{z} \\ \vdots & \vdots \\ \dot{x}_{6} = \dot{x}_{5} = \dot{\Psi} & , \ x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{z} \\ \vdots & \vdots \\ \dot{x}_{6} = \dot{x}_{5} = \dot{\Psi} & , \ x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{z} \\ \vdots & \vdots \\ \dot{x}_{6} = \dot{x}_{5} = \dot{\Psi} & , \ x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{z} \\ \vdots & \vdots \\ \dot{x}_{6} = \dot{x}_{1} = \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{7} = \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{1} = \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} = \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{1} = \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} = \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} = \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{1} = \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} = \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{3} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{1} \\ \dot{x}_{2} \\ \dot{x}_{1} \\$$

۳- طراحی کنترل کنندهها
در این بخش به طراحی کنترل کنندههای PID، تطبیقی و

مقاوم كوادكوپتر مىپردازيم.

# ۳–۱– کنترلکننده PID در کوادکوپتر

یک سیستم حلقه بسته، که با نام سیستم کنترل بازخورد نیز شناخته میشود، برای ایجاد پایداری خودکار در خروجی موردنظر یا مرجع طراحی میشود. این سیستم با تولید سیگنال خطا، اختلاف میان وضعیت واقعی و مطلوب را تشخیص داده و اصلاح میکند. را تشخیص داده و اصلاح میکند. (۶)  $e(t) = x_d(t) - x(t)$ 

این معادله علامت æ تشکیل دهنده پارامترهای سیستم میباشد.

در این معادلات، s<sub>i</sub> منیفلد لغزشی میباشد. همچنین مسیر مطلوب برای هر کوادکوپتر بوده که البته  $q_{d,j}(t)$ می تواند برای همه یکی انتخاب گردد و یا متفاوت باشد. این موضوع از ضرورتهای مأموریتی است که با همکاری كوادكويترها قرار است انجام گردد. سه جمله اول کنترل کننده در معادله فوق در واقع همان کنترل پیشخورد بوده که مستقیماً به صورت تابعی از متغیرهای دینامیکی سیستم هستند. دو جمله آخر نیز به منظور ارضای اهداف كنترلى اضافه گرديدهاند. اولين جمله، k<sub>i</sub>s<sub>i</sub>، جمله مربوط به کنترل تک بستره بوده که هر کوادکوپتر در آن، از اطلاعات مربوط به مسیر مطلوب خود و مشتقاتش (در صورت وجود) بهره می گیرد تا مسیر مورد نظر را تعقیب نماید. جمله آخر نیز، W<sub>i</sub>(s, ρ<sub>j</sub>)c<sub>i</sub>، نقش حفظ آرایش کوادکوپترها را در مجموعه بازی میکند. در این راستا، هر کوادکوپتر دادههای مرتبط با متغیرهای حالت (و در صورت موجود بودن، مشتقات آنها) را از سایر کوادکویترهایی که ارتباط آنها بر اساس توپولوژی شبکه ارتباطی از پیش تعیین شده تعریف شده است، دریافت می کند. این اطلاعات در یک ماتریس  $W_i$  از مرتبه n imes k ، جمع آوری شده و با  $k \times 1$  ضرب شدن در یک بردار مرتبه کنترلی  $c_i$ از درجه  $k \times 1$ ، جمله کنترل رفتار آرایشمند گروه را میسازند.

۳-۲-۱- کنترل گسترده آرایشمند بهینه

تغییری که در ساختار کنترل در این بخش داده می شود این است که بخش اصلی کنترل شامل جملات مربوط به کنترل تکی و کنترل رفتار آرایشمند گروه در الگوریتم بهینه به صورت زیر توسعه داده می شوند:

$$u_{j}^{op} = \bar{u}_{j} + u_{ji} \qquad (17)$$

$$= -\frac{1}{2}(1 - \alpha_{j})K_{j}s_{j}$$

single-platform control term group-formation control term

$$\overbrace{-\frac{\alpha_j}{2}\sum_{i\in\mathcal{N}_j}\frac{K_{j,i}}{\mathcal{N}_j}s_{ji}}^{K_{j,i}}$$

در این ساختار،  $\overline{u}_j$ جمله مربوط به کنترل تکی و  $u_{ji}$  جمله کنترلی رفتار آرایشمند گروه است؛ یعنی همان ساختاری که در قبل معرفی شده بودند. جمله اول از مسیر مطلوب کوادکوپتر بهره می گیرد در حالی که در طراحی

جمله دوم، از متغییرهای حالت مربوط به کوادهای همسایه که ارتباطشان توسط یک توپولوژی شبکه ارتباطی از پیش تعریف شده با آن به ثبت رسیده است استفاده می گردد. در این مقاله، پارامتر  $1 \geq lpha_{
m i} \leq 0$  نقش مہمی را در تقسیم وزن بین دو هدف کنترلی مذکور ایفا مینماید. هرچه مقدار کوچکتر باشد، به نوبه خود تکیه کمتری بر مسئله  $\alpha_i$ هم گاهسازی متغیرهای حالت نسبت به تحقق کنترل تکی برداشته می شود و بالعکس. ضمناً ضرایب K<sub>i,i</sub> و K<sub>i,i</sub>، پارامترهای کنترلی هستند که بر اساس کمینه کردن شاخص عملکرد (PI) تعریف شده در زیر، طراحی می گردند:  $\mathcal{I}_{j} = \int_{0}^{\infty} \left[ \frac{1}{2} s_{j}^{T} Q_{j} s_{j} + \bar{u}_{j}^{T} R_{j} \bar{u}_{j} + \frac{1}{4} \sum_{i \in \mathcal{N}_{j}} s_{ji}^{T} Q_{ji} s_{ji} \right] dt$ (14)  $Q_{ji}$  و  $Q_j$  ماتريس مثبت-معين متقارن،  $Q_j$  و ماتریسهای مثبت-نیمهمعین متقارن میباشند که به ترتیب به ورودی کنترلی و متغیرهای حالت سیستم در PI وزن مناسب مىدهند. با دسترسى به اين ساختار كنترلى، ضمن برقراری شروط مربوط به کنترل کننده تکی در تعقیب مسیر مطلوب و کنترل رفتار آرایشمند گروه در حفظ مجموعه، یک شاخص رگولاتور مربعی خطی نیز در قالب كنترل بهينه ارضاء مى گردد. براى اين منظور، ضرايب

کنترل باید به نحو مطلوبی برگزیده شوند.

**۳–۲–۲– کنترل آرایش مند گسترده تطبیقی** در این بخش، فرض بر این است که پارامترهای سیستم ثابت میباشند، اما هیچ اطلاعات پیشین در خصوص این پارامترها در دسترس نیست. بنابراین، کنترل پیشخوردی که پیشتر تعریف شده بود، اینبار با یک قانون تطبیقی به مجموعه کنترل بهینه قبلی افزوده می شود تا تأثیر عدمقطعیتها در پارامترهای سیستم جبران گردد.

$$u_{j} = u_{j}^{op} + Y_{j}(q_{j}, \dot{q}_{j}, s_{j})\bar{\theta}_{j}$$
(1 $\Delta$ )  
$$\dot{\bar{\theta}}_{j} = -\bar{\Gamma}_{j}Y_{j}^{T}(q_{j}, \dot{q}_{j}, s_{j})s_{j}$$

در این معادلات،  $\theta_j$  بیانگر تخمین پارامترهای ثابت و نامعین کواد jام میباشد. ماتریس  $\overline{f_j}$ ، یک ماتریس مثبت-معین قطری بوده که در قانون تطبیقی تعریف شده برای پارامترها، درجه پایداری سیستم مداربسته را تعیین می کند.

# ۳-۳- کنترلکننده مقاوم در کوادکوپتر

در توسعه قوانین کنترل تطبیقی در بخش قبل، فرض بر این بود که هیچگونه اطلاعاتی از پارامترهای ثابت و در عین

حال نامعین سیستم در دسترس نمیباشد. در حالی که در این بخش فرض شده است که یک دانش اولیه از مقادیر نامی پارامترهای سیستم ( $(\hat{\theta}_j)$  موجود میباشد. در عین حال، مقادیر واقعی این پارامترها ( $(\theta_j)$ ) به طور دقیق معلوم نبوده و حتی در واقعیت ممکن است که پارامترهای سیستم، متغیر با زمان باشند.

برای توسعه یک الگوریتم مقاوم در چنین شرایطی، فرض شده است که پارامترها کراندار باشند، یعنی =  $\|\tilde{\theta}\|$ شده است که پارامترها کراندار باشند، یعنی =  $\|\tilde{\theta}\|$  $\lambda_j \geq \|\tilde{\theta} - \hat{\theta}\|$ , که  $0 < \lambda_j$  یک ثابت معین است. با این شرایط، قانون کنترلی در این حالت شامل همان استراتژی کنترل بهینه طراحی شده است که جمله مربوط به قانون کنترلی مقاوم زیر برای جبران اثر نامعینیهای پارامتری سیستم به آن اضافه شده است.

$u_j = u_j^{op} + Y_j(q_j, \dot{q}_j, s_j)$	$(\hat{\theta}_j + \nu_j)$ (19)
$\nu_{j} = \begin{cases} -\lambda_{j} sgn(Y_{j}s_{j}) & i \\ -\frac{\lambda_{j}}{\epsilon} Y_{j}s_{j} & i \end{cases}$	$\ Y_j s_j\  > \epsilon_j$ $\ Y_j s_j\  \le \epsilon_j$

که  $f_j$  یک ثابت مثبت و کوچک بوده و مقدار آن، ضخامت سطح لغزشی را در حالت پایدار نشان می دهد. این پارامتر، نقش حیاتی در ناحیه پایداری سیستم حلقه بسته ایفا می کند.  $f_i$  نیز یک ثابت مثبت بوده که سرعت همگرایی سیستم به سمت سطح لغزشی را نشان می دهد. انتخاب این دو پارامتر بسیار وابسته به مسئله تحت بررسی بوده و باید در هر قسمت توسط طراح صورت گیرد.

۴- شبیهسازی

در این بخش کنترل همزمان آرایش ۸ کوادکوپتر را با استفاده از کنترل کنندههای تطبیقی، مقاوم و PID بررسی می کنیم، به عنوان مثال فرض کنید زلزلهای آمده و ما برای برآورد خسارت یک خانه از ۸ کوادکوپتر استفاده می کنیم تا با بررسی و عکس گرفتن از محل، میزان خسارت وارد شده را به ما اطلاع دهند. می توان از دو حلقه برای بررسی میزان خسارت استفاده کرد، ۳ کوادکوپتر داخل خانه و ۵ میزان خسارت استفاده کرد، ۳ کوادکوپتر داخل خانه و ۵ کوادکوپتر بیرون از خانه باشند. ما با استفاده از ۳ کنترل کننده ID می دینده تطبیقی و کنترل کننده مقاوم این موضوع را مورد بررسی قرار می دهیم. جرم کوادکوپترها [80, 75, 90, 95, 100, 80, 75, 85] = m

kg میباشد. در بخش کنترل کننده مقاوم وجود حدود ۱۰٪ نامعینی برای جرم فیزیکی کوادکوپتر در نظر می گیریم.

## ۴-۱-کنترلکننده تطبیقی

ابتدا با استفاده از کنترل کننده تطبیقی، شبیه سازی ۸ کواد کوپتر را انجام می دهیم، شرایط اولیه هر کواد کوپتر را به صورت تصادفی در نظر می گیریم.

شکلهای ۲ تا ۵ به شبیه سازی عملکرد کنترل کننده تطبیقی اختصاص دارند. به منظور ارتقای دقت در شبیه سازی حرکت کواد کوپترها، اطمینان از عدم برخورد میان عوامل مختلف، نمایش واضح آرایش گروه در هر لحظه و همچنین مشاهده حرکت گروه در مراحل ابتدایی، حرکت گروه به صورت سه بعدی در شکل ۲ مدل سازی شده است. نقاط آبی رنگ موقعیت اولیه کواد کوپترها را نشان می دهد و نقاط قرمز رنگ موقعیت کواد کوپترها، بعد از ۱۵۰۰ ثانیه را نشان می دهد. همان طور که در شکل مشخص است کواد کوپترها بعد از ۱۵۰۰ ثانیه، دو حلقه تشکیل می دهند که در حلقه ی اول، سه کواد کوپتر و در حلقه ی دوم، پنج

شکل ۳ نتایج مربوط به دنبال کردن زوایا در کنترل کننده تطبیقی در حضور کوادکوپتر رهبر در ۱۸۰ ثانیه را نشان میدهد که در ۱۲۰ ثانیه کوادکوپترها تقریبا همگرا میشوند. لازم به ذکر است که زوایای  $\theta \ e \ \phi$  به صورت مسیرهای سینوسی در نظر گرفته شده است. شکل ۴ نتایج مربوط به دنبال کردن نیرو در کنترل کننده تطبیقی در حضور کوادکوپتر رهبر در ۱۸۰ ثانیه را نشان میدهد که در ۱۶۰ ثانیه کوادکوپترها تقریبا همگرا میشوند. شکل ۵ نتایج مربوط به دنبال کردن گشتاور در کنترل کننده تطبیقی در حضور کوادکوپتر رهبر در ۱۸۰ ثانیه را نشان میدهد، واضح است که پس از ۶۰ ثانیه کوادکوپترها هم جهت میشوند.

نکته دیگری که به وضوح قابل مشاهده است، حرکات سریع کوادکوپترها و تغییرات جهتی آنها در لحظات اولیه است، که پس از چند ثانیه با تغییرات جزئی در زاویه ربات، به موقعیتهای مورد نظر دست مییابند. از سوی دیگر،

همانطور که در شکلها نشان داده شده است، فرآیند ردیابی زوایای مطلوب و همچنین موقعیتهای مطلوب بهطور مؤثر انجام می شود.



شکل ۲- مسیر حرکت کوادکوپترها در فضای سه بعدی در کنترلکننده تطبیقی



شکل ۴- نتایج دنبال کردن نیرو در کنترلکننده تطبیقی



شکل ۵- نتایج دنبال کردن گشتاور در کنترل کننده تطبیقی

### ۲-۴-کنترل کننده PID

اکنون نوبت به کنترل کننده PID می سد. شکل ۶ تا شکل ۹ مربوط به شبیه سازی کنترل کننده PID در حضور کواد کوپتر رهبر می باشد. شکل ۶ حرکت کواد کوپترها را به صورت ۳ بعدی از نقطه ی اولیه تا زمان ۱۵۰۰ ثانیه را نشان می دهد. شکل ۷ کواد کوپتر رهبر در ۴۵۰ ثانیه را نشان می دهد که در ۱۰۰ ثانیه کواد کوپترها تقریبا همگرا می شوند. شکل ۸ نتایج مربوط به دنبال کردن نیرو در کنترل کننده PID در حضور کواد کوپتر رهبر در ۴۵۰ ثانیه را نشان می دهد که در ۲۰۰ ثانیه کواد کوپترها تقریبا همگرا می شوند. شکل ۹ نتایج مربوط به دنبال کردن گشتاور در کنترل کننده PID در حضور کواد کوپترها تقریبا ممگرا می شوند. شکل ۹ نتایج مربوط به دنبال کردن گشتاور در نشان می دهد، واضح است که پس از ۱۰۰ ثانیه کواد کوپترها هم نشان می دهد، واضح است که پس از ۱۰۰ ثانیه کواد کوپترها هم



شکل ۶- مسیر حرکت کوادکوپترها در فضای سه بعدی در کنترلکننده PID



### ۴-۲-کنترل کننده مقاوم

در قسمت آخر از روش کنترلکننده مقاوم استفاده میکنیم. شکل ۱۰ تا شکل ۱۳ مربوط به شبیهسازی کنترل کننده مقاوم در حضور کوادکوپتر رهبر میباشد. شکل ۱۰ حرکت کوادکوپترها را به صورت ۳ بعدی از نقطهی اولیه تا زمان ۱۵۰۰ ثانیه را نشان میدهد. شکل ۱۱ نتایج مربوط به دنبال کردن زوایا در کنترل کننده مقاوم در حضور کوادکوپتر رهبر در ۴۵۰ ثانیه را نشان میدهد که در ۱۵۰ ثانیه کوادکوپترها تقریبا همگرا می شوند. شکل ۱۲ نتایج مربوط به دنبال کردن نیرو در کنترل کننده مقاوم در حضور کوادکوپتر رهبر در ۱۸۰ ثانیه را نشان میدهد که در ۱۲۰ ثانیه کوادکوپترها تقریبا همگرا میشوند. شکل ۱۳ نتایج مربوط به دنبال کردن گشتاور در کنترل کننده مقاوم در حضور کوادکوپتر رهبر در ۱۸۰ ثانیه را نشان میدهد، واضح است که پس از ۶۰ ثانیه کوادکوپترها هم جهت می شوند.







شکل ۹- نتایج دنبال کردن گشتاور در کنترلکننده PID



شکل ۱۳- نتایج دنبال کردن گشتاور در کنترل کننده مقاوم

## ۵-نتیجه گیری

در این مقاله با استفاده از سه کنترلکننده PID، کنترلکننده تطبیقی و کنترلکننده مقاوم، ۸ کوادکوپتر را مورد بررسی قرار دادیم که هر سه کنترلکننده به نتیجه دلخواه میرسند و در نهایت پاسخهای هر سه کنترلکننده همگرا میشوند ولی پاسخ سیستم در کنترلکننده زمانیکه سریعتر همگرا میشود، در این کنترلکننده زمانیکه نامعینی نداشته باشیم کنترلکننده DID بهتر عمل میکند اما زمانیکه نامعینی وجود داشته باشد، روش تطبیقی و مقاوم عملکرد بهتری خواهند داشت. [1] F. Wu, J. He, G. Zhou, H. Li, and Y. Liu, "Performance of sliding mode and consensus-based control approaches for Quadrotor Leader-Follower Formation Flight," 2021 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Athens, Greece, Jun. 2021, pp. 1671–1676.

[2] Y. Alothman and D. Gu, "Incentive Stackelberg Dynamic Game Approach to Transporting a Cable-Suspended Load with Two Quadrotors," 2018 10th Computer Science and Electronic Engineering (CEEC), Colchester, UK, Sep. 2018, pp. 270–275.

[3] M. Belkheiri, A. Rabhi, A. E. Hajjaji, and C. Pegard, "Different linearization control techniques for a quadrotor system," 2012 International Conference on Communications, Computing and Control Applications (CCCA), Marseille, France, Dec. 2012, pp. 1–6.

[4] M. Santos, V. Lopez, and F. Morata, "Intelligent fuzzy controller of a quadrotor," IEEE International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering, Hangzhou, China, Nov. 2010, pp. 141–146.

[5] D. Valencia and D. Kim, "Trajectory tracking control for multiple quadrotors based on a Neurobiological-Inspired system," 2019 Third IEEE International Conference on Robotic Computing (IRC), Naples, Italy, Feb. 2019, pp. 465–470.

[6] K. Choutri, M. Lagha, L. Dala, and M. Lipatov, "Quadrotors UAVs swarming control under Leader-Followers formation," 2018 22nd International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC), Sinaia, Romania, Oct, 2018, pp. 794–799.

[7] T. Chen and J. Shan, "Cooperative transportation of cable-suspended slender payload using two quadrotors," 2021 IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS), Beijing, China, Oct. 2019, pp. 432–437.

[8] M. A. M. Basri, A. R. Husain, and K. A. Danapalasingam, "Enhanced Backstepping Controller Design with Application to Autonomous Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle," Journal of Intelligent & Robotic Systems, vol. 79, no. 2, pp. 295–321, Jul. 2014.

[9] M. A. M. Basri, A. R. Husain, and K. A. Danapalasingam, "Stabilization and trajectory tracking control for underactuated quadrotor helicopter subject to wind-gust disturbance," Sadhana, vol. 40, no. 5, pp. 1531–1553, Jul. 2015.

[10] J. Yuan, W. Xu, Z. Qiu, and F. Wang, "A robust global fast terminal sliding mode controller for quadrotor helicopters," 2017 IEEE International Conference on Cybernetics and Intelligent Systems (CIS) and IEEE Conference on Robotics, Automation and Mechatronics (RAM), Ningbo, China, Nov. 2017, pp. 54–57.

[11] A. Das, F. Lewis, and K. Subbarao, "Backstepping approach for controlling a quadrotor using Lagrange form dynamics," Journal of Intelligent & Robotic Systems, vol. 56, no. 1–2, pp. 127–151, Apr. 2009.

[12] M. H. Alizadeh and A. R. Toloei, "Designing Pitch Angle Compensator for an UAV and Making it Robust Using Bee Colony Optimization Algorithm," Journal of Technology in Aerospace Engineering, Vol. 8, No. 1, pp. 1-14, 2024.

[13] M. H. Moghimi Esfandabadi, M. H. javareshkian, "Investigating Selected Methods to Improve Aerodynamic Coefficients and Performance of UAV", Journal of Technology in Aerospace Engineering, vol. 8, no. 3, pp. 1-16, 2024.

[14] T. Bresciani, "Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter," M.S. thesis, Dept. Automatic Control, Lund University, 2008.

[15] R. Olfati Saber, "Nonlinear Control of Underactuated Mechanical Systems with Application to Robotics and Aerospace Vehicle," PhD thesis, MIT, February 2001.

## Formation Control of Quadrotors Using Leader-Follower Method with Adaptive and Robust Controllers Under Uncertain Conditions Mohamad Mahdi Massihnia<sup>1</sup>, Elahe Moradi<sup>2,\*</sup>

1. M. Sc. Student, Department of Electrical and Computer Engineering, Yadegar-e-Imam Khomeini (RAH) Shahre Rey Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran.

2.\* Assistant Professor, Department of Electrical and Computer Engineering, Yadegar-e-Imam Khomeini (RAH) Shahre Rey Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran.

\*Corresponding Author: Elahe Moradi

#### ABSTRACT

In recent years, the growing importance of unmanned aerial vehicles (UAVs) in various military and civilian applications, along with significant advancements in control systems, automation, and electronic component technologies, has made this field one of the most attractive research areas worldwide. Among the critical applications of robots is their use in search, rescue, and protection operations for various environments and resources. Goals such as increasing operational speed and reducing costs have always been fundamental in robot design and development. Deploying groups of robots instead of a single robot has proven to be one of the most effective methods to achieve these goals, as robotic groups can perform tasks beyond the capabilities of a single robot. In this study, quadcopters-flying robots with four propellers and motors capable of vertical flight-are analyzed in terms of structure, components, mathematical modeling, and controller design. Challenges such as parameter uncertainties and unmodeled dynamics complicate controller design, making this topic particularly significant in aerospace engineering and control systems. This research aims to evaluate adaptive, robust, and PID controllers for managing the formation of eight using a leader-follower approach while quadcopters ensuring closed-loop stability. Additionally, the controllers' performance under uncertain conditions is assessed to confirm their ability to meet control objectives effectively.

#### Keywords:

Unmanned Aerial Vehicle (UAV), Leader-Follower, Adaptive Controller, Robust Controller, PID Controller, Uncertainty