

## آینده پژوهی در پهپاد کوادروتور به کمک کنترل فازی و ازدحام ذرات

علی ایوبی<sup>۱\*</sup>

حمیدرضا غفاری<sup>۲</sup>

### چکیده

هواپیما بدون سرنشین (پهپاد) به وسایل پرنده‌ای اطلاق می‌گردد که از راه دور و یا توسط خلبان خودکار داخلی هدایت و کنترل می‌گردد. آن‌ها می‌توانند تجهیزات مختلفی نظیر دوربین‌ها، سنسورها و وسایل ارتباطی را حمل کنند، این پرنده‌ها قادر به انجام عملیاتی از قبیل ره‌گیری هوایی، تصویربرداری از میدان نبرد، ردیابی اهداف زمینی، هدف هوایی، جنگ الکترونیک، عملیات انتحاری و غیره هستند. کوادروتور یک پرنده بدون سرنشین عمودپرواز است. این وسیله به سبب قابلیت نشست و برخاست عمودی در دسته عمودپروازها قرار می‌گیرد که به جهت برخی مزایا و ویژگی‌هایش مورد توجه قرار گرفته است. این وسیله دارای ساختار شبه‌صلیبی می‌باشد که چهار ملخ در چهار گوشه آن قرار داشته و با تغییر سرعت ملخ‌ها می‌تواند حرکات و مانورهای مختلف را انجام دهد. در این مقاله ابتدا مدلسازی دینامیکی و سپس اثرات محیطی بروی پرنده محاسبه می‌شوند؛ کنترل فازی ونحوه پیاده‌سازی آن برای پرنده کوادروتور شرح داده می‌شود؛ در ادامه به ساختار خلبان خودکار پرداخته می‌شود و سیمولینک طراحی شده از پرنده کوادروتور و خلبان خودکار ارائه می‌شود؛ ودرنهایت با استفاده از الگوریتم ازدحام‌ذرات، مسیر در دو قسمت مختلف طراحی می‌شود نتایج کاهش مدت‌زمان و افزایش دقت در انجام عملیات را نشان می‌دهد؛ از این رو می‌تواند الگویی جالب برای آینده پژوهی مسیریابی سایر پهپادها باشد.

واژه‌های کلیدی:

آینده پژوهی، کوادروتور، ازدحام ذرات، کنترل فازی.

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری هوش مصنوعی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد فردوس

<sup>۲</sup> استادیار گروه کامپیوتر دانشگاه آزاد واحد فردوس

## مقدمه

افزایش روزافزون استفاده از پهپادها و جایگاهی که این نوع هواپیماها در صنایع مختلف مخصوصاً صنایع دفاعی کشورها پیدا کرده، باعث شده سرمایه‌گذاری کلانی در این زمینه انجام شود. پهپادها دارای انواع مختلفی هستند: ۱. بال ثابت<sup>۱</sup>، ۲. مولتی‌روتور<sup>۲</sup> (نوع خاصی از پهپادها هستند که در دسته بالگردها دسته‌بندی شده و به عمودپرواز معروف هستند). مولتی‌روتور برای پرواز ازبیش از دوموتور بهره می‌برند و در مواردی نظیر نقشه‌برداری، فیلم‌برداری، بازرسی و کنترل ترافیک، ماموریت‌پلیسی‌شهری، اکتشاف‌معدن، ارتباطات، مراقبت‌های خطوط فشارقوی، مخابرات و رله‌ارتباطی، نظارت‌های محیطی و کاربردهای تحقیقاتی ازجمله تحقیقات جوی، هوش مصنوعی و تحقیق و توسعه سیستم‌های هوا-فضا مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این تحقیق از مدل ۴ ملخ (کوادروروتور) استفاده شده است. امکان استفاده از این پرنده برای طی یک دوره طولانی زمانی و مکانی در طول پرواز یک مسئله کلیدی است و این موضوع در موارد کاربردی که در بالا ذکر شد، اهمیت دارد (ارشادی و ایوبی، ۱۳۹۵). ازجمله کارهایی که بر روی پرنده‌های عمودپرواز انجام گرفته می‌توان به طراحی خلبان‌خودکارفازی-ژنتیک در سال ۲۰۱۱ (Babaei, 2011:365)، بهره‌گیری از روش Hosm در طراحی خلبان‌خودکار که در (Takeshi & Balakrishnan, 2012:531) انجام گرفته است. در سال ۲۰۱۴ از یادگیری تقویتی برای خلبان‌خودکار این دسته از پرنده‌ها استفاده کرده‌اند (Sharma, 2014). به طور کلی استفاده از این پرنده‌ها برای کارهای کوچک و نقشه‌برداری رو به افزایش می‌باشد، زیرا هزینه ساخت و راه اندازی بسیار کمی دارند.

یکی از شاخه‌های جالب الگوریتم‌های تکاملی مبتنی بر جمعیت هوش‌ازدحامی (SI<sup>۳</sup>) است. مفهوم هوش‌ازدحامی اولین بار در سال ۱۹۹۳ ارائه شد. هوش‌ازدحامی، عمدتاً برگرفته از کلونی‌های طبیعی نظیر دسته‌ی پرندگان و گله‌حیوانات می‌باشد (Jalili et al, 2014:53). برای استفاده بهتر از روش‌های تکاملی بایستی با مزایا و معایب هر کدام آشنا باشیم. برخی از رایج‌ترین روش‌های SI (گرگ خاکستری، ازدحام‌ذرات، مورچگان و زنبور عسل) در جدول (۱) براساس مزایا و معایب دسته‌بندی شده‌است (ایروانی و مشیدی، ۱۳۹۵). از جمله خصوصیت‌های مهم بهینه‌سازی توجه به تغییرات ناگهانی در جابه‌جایی و حرکت عوامل جستجو در مراحل اولیه بهینه‌سازی است. این امر به الگوی تکاملی در کشف‌گسترده فضای

1. Fixed wing

2. Multi rotor

3. Swarm intelligence

جستجو کمک زیادی می کند (Jalili et al, 2014:53). در این مقاله برای تولید مسیر در پرنده کوادروتور از ایده حرکت مانور پایه استفاده کردیم؛ و با توجه به استفاده کنترل فازی در جهت بهبود کنترل کوادروتور بایستی از الگوریتمی استفاده شود که هم سرعت اجرای بالایی داشته باشد و هم همگرایی خوبی با تابع خروجی فازی متناسب با فضای جستجو (پیوسته) ارائه شود از این رو الگوریتم<sup>۱</sup> ازدحام ذرات بهترین انتخاب محسوب می شود.

#### جدول (۱) مروری بر الگوریتم های تکاملی

معایب	مزایا	نام الگوریتم
افتادن در بهینه محلی	سرعت همگرایی خوب است، تعداد پارامترها کم	Gray Wolf (GWO)
با افزایش بعد کارایی الگوریتم کاهش می یابد	اجزا حافظه دارند و هر جزء اثر بهترین موقعیت قبلی را نگه می دارد. سرعت همگرایی بالا پیاده سازی آسان، پارامترها کم	Particle Swarm Optimization (PSO)
زمان همگرایی طولانی است	ترکیب اثر اطلاعات قبلی برای ساختن راه حل تضمین شده، کاهش تراکم مسیریابی	Ant Colony Optimization (ACO)
حساس به نویز سرعت بالا و کاهش دقت، زمان زیاد	جستجوی سراسری قاطع عدم وابستگی به مسئله	Bee Algorithm (BA)

#### مبانی نظری و پیشینه ها

##### مدل سازی دینامیکی

کوادروتور با وجود داشتن مکانیکی ساده مجموعه ای از اثرات فیزیکی متعدد ناشی از حوزه های مکانیک و آیرودینامیک می باشد. مدل کوادروتور باید تمامی اثرات مهم را در برداشته باشد.

۱. ساختار کوادروتور و ملخ صلب می باشد.

۲. از اثرات زمین صرف نظر شده و زمین مسطح فرض می شود.

<sup>۱</sup>. Particle Swarm Optimization

۳. ساختار کوادروتور متقارن است.

۴. تراست و درگ با مربع سرعت زاویه‌ای متناسب می‌باشد.

۵. مرکز جرم و مبدا فریم متصل به کوادروتور بر هم منطبق هستند.

جدول (۲) لیستی از اثرات اصلی وارد شده به کوادروتور را به طور خلاصه نشان می‌دهد (ارشادی و ایوبی، ۱۳۹۵). محورهای فریم بدنی متصل به کوادروتور بر محورهای اینرسی اصلی کوادروتور منطبق هستند در این صورت ماتریس ممان اینرسی، قطری شده و باعث ساده شدن معادلات می‌شود.

جدول (۲) اثرات وارد بر کوادروتور

منبع	اثرات
چرخش و فلیپینگ ملخ‌ها	اثرات آیرودینامیکی
تغییر در سرعت چرخش ملخ‌ها	گشتاور اینرسی
موقعیت مرکز جسم	اثرات گرانش
تغییر در جسم صلب تغییر در جهت صفحه ملخ	اثرات ژبرسکوپی
حرکت کوادروتور	اصطحکاک

به منظور به دست آوردن معادلات نیاز به دو فریم می‌باشد: فریم اینرسی (متصل به زمین) و فریم متصل به کوادروتور. معادلات حرکتی به دلایلی مانند ثابت بودن ماتریس اینرسی نسبت به زمان، مشخص بودن نیروهای کنترلی و انجام شدن اندازه‌گیری‌ها در فریم متصل به جسم، در دستگاه متصل به جسم فرمول می‌شوند. می‌توان دینامیک جسم صلب با جرم  $m$  (kg) و ماتریس ممان اینرسی  $(Nm^2)$  را در حالتی که معادلات در دستگاه بدنی (متصل به جسم) نوشته می‌شوند و مرکز فریم متصل به جسم بر مرکز جرم آن منطبق باشد به صورت رابطه (۱) نشان داد (GSpyridon, 2013:341).

$$m\left(\frac{\partial v^B}{\partial t}\right) + W \times v^B = F^B \quad (1)$$

$$IW + \dot{W}(IW) = \tau^B$$

که در آن  $v^B$  و  $\dot{v}^B$  به ترتیب معرف بردار شتاب و سرعت خطی کوادروتور و  $W^B$  و  $\dot{W}^B$  به ترتیب نشانگر بردار شتاب و سرعت زاویه‌ای کوادروتور در فریم بدنی  $B$  می‌باشند. علاوه بر این،  $F^B$  و  $\tau^B$  (N m) به ترتیب بردار نیرویی و بردار گشتاور زاویه‌ای کوادروتور در فریم  $B$  می‌باشند. فرم مبسوط رابطه (۱) به صورت رابطه (۲) می‌باشد.

$$m[\dot{u} - vr + \omega q] = \sum F_x, \quad m[\dot{v} - vp + ur] = \sum F_y$$

$$m[\dot{\omega} - uq + vp] = \sum F_x, \quad I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr = \sum M_x \quad (2)$$

$$I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})rp = \sum M_y, I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq = \sum M_z$$

معادله (۲) کاملاً کلی و عام است و برای همه اجسام صلب که فرضیه‌های قبلی را ارضا می‌کنند، معتبر است. آنچه وجه تمایز بین اجسام مختلف است، ترم مربوط به نیروهای تعمیم یافته در این معادله می‌باشد که در بردارنده اطلاعات خاصی از دینامیک وسیله است. نیروهای تعمیم یافته برای مولتی‌روتور را می‌توان به چهار جزء تقسیم کرد: (۱) نیروی وزن (۲) نیروی ناشی از اثرات ژيروسکوپي (۳) نیروی اصطکاک (۴) نیروها و گشتاورهای کنترلی.

### اثرات گرانشی

اولین بخش مربوط به بردار، نیروی گرانش است؛ که ناشی از شتاب جاذبه معین و معلوم زمین می‌باشد. از آنجا که این نیرو در مرکز جرم وسیله (منطبق بر مبدا دستگاه مختصات متصل به کوادروتور) در نظر گرفته می‌شود، گشتاوری تولید نمی‌کند و تنها خاصیت نیرویی دارد. معادله (۳) چگونگی بازنویسی این نیرو در دستگاه نیروهای تعمیم یافته متصل به کوادروتور را نشان می‌دهد (داودی، رضایی، م، ۱۳۹۳).

$$G_B = \begin{bmatrix} F_G^B \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_\theta^{-2} F_G^B \\ 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_\theta^{-2} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mg \sin \theta \\ -mg \cos \theta \sin \varphi \\ -mg \cos \theta \cos \varphi \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

که در آن  $F_G^B$  بردار نیروی گرانشی در فریم متصل به جسم B و  $F_G^E$  بردار نیروی گرانشی در فریم مرجع اینرسی E می‌باشد. به علاوه از آنجا که ماتریس دوران  $R_\theta$  ماتریس متعامد نرمالیزه شده می‌باشد وارون آن یعنی  $R_\theta^{-1}$ ، معادل با  $R_\theta^T$  می‌باشد.

### اثرات ژيروسکوپي

دومین بخش، اثرات ژيروسکوپي تولید شده در اثر چرخش ملخ است. چون دو ملخ در جهت عقربه‌ها و دو تای دیگر در خلاف جهت عقربه‌ها می‌چرخند، وقتی که جمع جبری سرعت ملخ‌ها صفر نباشد یک عدم تعادل سراسری به وجود می‌آید. اگر علاوه بر آن نرخ رول ۱ یا پیچ ۲ هم مخالف صفر باشند، کوادروتور یک گشتاور ژيروسکوپي مطابق معادله (۴) را تجربه می‌کند (داودی و رضایی، ۱۳۹۳).

1. Roll  
2. Pitch

$$O_B(v)\Omega = -\sum_{k=1}^4 J_{TP} \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ \omega^B \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \end{bmatrix} \times (-1)^k \Omega_k = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ J_{TP} \begin{bmatrix} -q \\ p \\ o \end{bmatrix} \end{bmatrix} \Omega = J_{TP} \begin{bmatrix} q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ o & o & o & o \end{bmatrix} \quad (۴)$$

که در آن  $O_B(V)$  ماتریس ژيروسکوپی ملخ،  $J_{TP}$  ممان اینرسی چرخشی کل حول محور ملخ و  $\Omega$  نشانگر مجموع جبری سرعت ملخها می باشد که در معادله (۵) نشان داده شده است:

$$\Omega = \Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 \quad (۵)$$

$\Omega_1$  نشان دهنده سرعت ملخ جلو،  $\Omega_2$  نشان دهنده سرعت ملخ راست،  $\Omega_3$  نشان دهنده سرعت ملخ عقب و  $\Omega_4$  نشان دهنده سرعت ملخ چپ است. واضح است که اثرات ژيروسکوپی تولید شده توسط چرخش ملخها فقط با معادلات زاویه ای ارتباط دارد و با معادلات خطی ارتباطی نخواهد داشت (همان منبع، ۱۳۹۳).

### اثرات آیرودینامیکی

سومین بخش از نیروها و گشتاورها به وسیله ورودی های اصلی حرکت ایجاد می شوند. از ملاحظات آیرودینامیکی این نتیجه بدست می آید که هر دو نیروی تراست و گشتاور اصطکاکی متناسب با مربع سرعت ملخها می باشند که در رابطه (۶) نیز نشان داده شده اند.

$$\begin{aligned} T_i &= b\Omega_i^2 \\ Q_i &= d\Omega_i^2 \end{aligned} \quad (۶)$$

که در آن  $T_i$  و  $Q_i$  به ترتیب نشانگر نیروی تراست و گشتاور درگ موتور  $i$ ام می باشد و همچنین  $b$  و  $d$  معرف ضرایب تراست و درگ هستند. معادله (۷) نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی وارد بر مجموعه کوادروتور در اثر چرخش ملخها را نشان می دهد که در آن  $U_B$  فاصله بین مرکز کوادروتور و مرکز ملخ می باشد (GSpyridon, Kontogiannis, 2013:341).

$$U_B(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_3^2 - \Omega_1^2) \end{bmatrix} \quad (۷)$$

### اثرات اصطکاکی

چهارمین بخش از نیروهای تعمیم یافته، نیروی اصطکاک وارد بر بدنه ناشی از حرکت انتقالی کوادروتور می باشد. این نیرو وابسته به اندازه و جهت سرعت، شکل هندسی کوادروتور و حتی زوایای رول و پیچ و یاو می باشد. این نیرو که همواره در خلاف جهت حرکت اعمال می شود را می توان به صورت رابطه (۸) نشان داد.

$$F_{friction} = \frac{1}{2} \rho C_D A (u^2 + v^2 + w^2) \quad (8)$$

که در آن  $\rho$  چگالی هوا،  $C_D$  ضریب درگ بدنه،  $A$  مساحت موثر درگ در راستای حرکت و  $V$  بیانگر سرعت خطی کوادروتور است. از آنجا که نیروی اصطکاک وابسته به پارامترها و متغیرهای مختلفی می باشد و مقدار این نیرو با توجه به سرعت کاری کوادروتور قابل صرف نظر کردن در مقایسه با سایر نیروهای موثر است، با توجه به اثر میرایی که دارد برای کاهش پیچیدگی مدل کوادروتور از آن صرف نظر می شود (داودی و رضایی، ۱۳۹۳).

رابطه (۹) معادلات دینامیکی حاکم بر کوادروتور را در دستگاه بدنی (متصل به کوادروتور) اشاره دارد.

$$\begin{aligned} \dot{u} &= (vr - wq) + g \sin \theta, \quad \dot{v} = (wp - ur) - g \cos \theta \sin \varphi \\ \dot{w} &= (uq - vp) - g \cos \theta \cos \varphi + \frac{U_1}{m}, \quad \dot{p} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{xx}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{xx}} \\ \dot{q} &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} rp - \frac{J_{TP}}{I_{yy}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{yy}}, \quad \dot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{U_4}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (9)$$

که در آن ورودی های کنترلی تابع سرعت ملخ ها، به صورت رابطه (۱۰) تعریف شده اند.

$$\begin{aligned} U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \\ U_2 &= bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2), \quad U_3 = bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 &= d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_3^2 - \Omega_1^2), \quad \Omega = \Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 \end{aligned} \quad (10)$$

### مدل موتور- ملخ

دینامیک کوادروتور و پارامترهای کنترلی آن تابعی از نیروها و گشتاورهای تولید شده توسط ملخ ها است. برای کنترل کوادروتور باید رابطه ای بین این ورودی های کنترلی و ولتاژ ورودی به موتورها برقرار کرد که این ارتباط از طریق مدل موتور-ملخ حاصل می شود. مدل موتور در اصل یک معادله دیفرانسیل مرتبه اول برحسب سرعت زاویه ای و ولتاژ اعمالی به موتور است. همچنین نیروی تراست و گشتاور ملخ ها نیز، همان طور که در بخش اثرات آیرودینامیکی ذکر شد، وابسته به مربع سرعت زاویه ای می باشند. برای حذف سنسور اندازه گیری سرعت دورانی ملخ ها، این دو بخش با هم ادغام شده و بدین ترتیب مدل موتور-ملخ استخراج می شود معادلات حاکم بر هر ملخ در رابطه (۱۱) آورده شده است.

$$\begin{aligned} T_1 &= 2.644 \times \text{signal}_{PWM1} - 29.8, \quad T_2 = 2.487 \times \text{signal}_{PWM2} + 86.97 \\ T_3 &= 2.917 \times \text{signal}_{PWM3} - 3.179, \quad T_4 = 2.753 \times \text{signal}_{PWM4} - 40.4 \end{aligned} \quad (11)$$

## محورهای حرکتی پرنده

هر جسم متحرک در فضای سه بعدی دارای ۶ درجه آزادی است: ۳ حرکت انتقالی<sup>۱</sup> و ۳ حرکت چرخشی<sup>۲</sup>. این درجات به این صورت می باشند (پورآزاد، ۱۳۹۲):

۳ محور در راستای محورهای  $X$ ،  $Y$  و  $Z$  -

چرخش حول محور طولی<sup>۳</sup> (محور  $+X$ ) که به نام Roll شناخته می شود.

چرخش حول محور عرضی<sup>۴</sup> (محور  $+Y$ ) که به نام Pitch شناخته می شود.

+ و - نشان دهنده جهت مثبت و منفی محورهای مختصاتی است.

در پرواز یک وسیله پرنده دو مسئله حائز اهمیت است:

۱. بلند شدن<sup>۵</sup> و نشستن پرنده<sup>۶</sup> (محور  $Z$  در شکل ۱)

۲. حرکت مستقیم و چرخش (محور  $X, Y$ )

شکل (۱) به طور دقیق، این محورها و زوایای حرکتی را نشان می دهد. بر اساس این دستگاه، مدل سازی های هواپیماها و نحوه تأثیرگذاری سطوح کنترلی مختلف بر حرکت هواپیما مورد بررسی قرار می گیرد. این محورها عبارتند از:

۱. محور طولی: محور طولی در هواپیما روی محور  $X$  قرار دارد. این محور به گونه ای قرار می گیرد که  $+X$  از نوک هواپیما خارج می شود. حرکت در راستای این محور را حرکت در راستای طولی می نامند.

۲. محور عرضی: محور عرضی در هواپیما روی محور  $pitch$  قرار دارد. این محور به گونه ای قرار می گیرد که دو بال هواپیما هم راستا با این محور باشند. حرکت در این راستای این محور را حرکت در راستای عرضی می نامند.

۳. محور عمودی: محور عمودی در هواپیما روی محور  $yaw$  قرار دارد. این محور به گونه ای قرار می گیرد که صفحه ایجاد شده از محورهای طولی و عرضی در مرکز جرم هواپیما بر آن عمود باشند. حرکت در این راستای این محور را حرکت در راستای عرضی می نامند.

1. Translational

2. Rotational

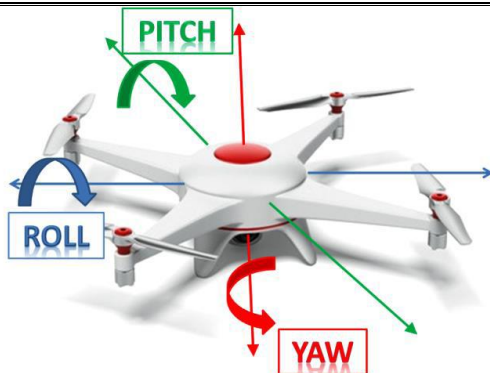
3. Ongitudinall

4. Lateral Horizontal

5. Ake offt

6. Landing

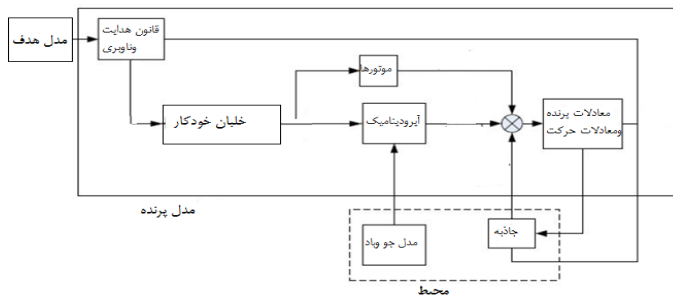




شکل (۱) دستگاه حرکتی مورد استفاده در مدل سازی پرنده

### مدل سازی سیستم

به دلیل هزینه های کلان آزمایشات پروازی، لازم است حرکت وسایل پرنده در فضا شبیه سازی شود تا بتوان با آزمایشات پروازی کمتر و استفاده از برنامه های شبیه سازی حرکت آن ها را در شرایط پروازی مختلف پیش بینی کرد. برای شبیه سازی پرواز باید پهپاد و محیط اطراف آن مدل سازی شوند شکل (۲) مدل سازی پرنده را نشان می دهد (Rao & Ghose, 2013:258)

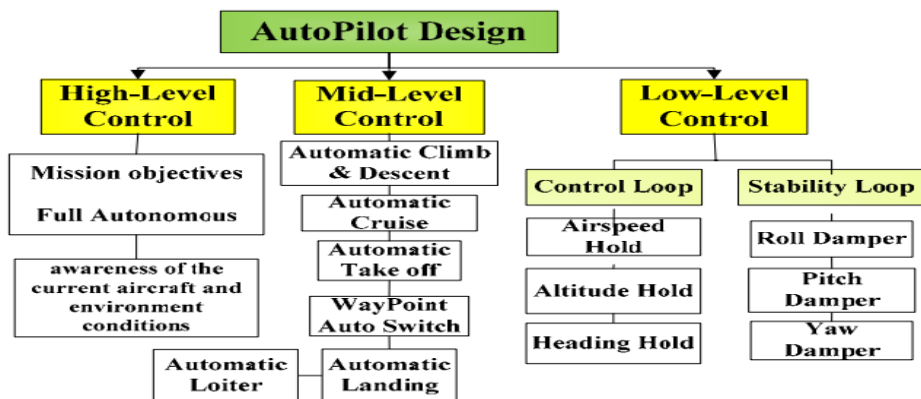


شکل (۲) مدل کلی پرنده کوادروتور

### طراحی خلبان خودکار کلاسیک

به طور متداول، خلبان خودکار بر اساس ساختاری با سه حلقه کنترلی طراحی می گردد. در این ساختار، نرخ زاویه ی رول، زاویه ی پیچ و ارتفاع اندازه گیری می شوند، در شکل (۳) به مراحل طراحی خلبان خودکار اشاره شده است. در خلبان خودکار پرنده کوادروتور (خلبان خودکار هر پرنده بدون سرنشین دیگر) کنترل محورهای حرکتی پرنده در لایه سوم Low-Level انجام می گیرد (ارشادی و ایوبی، ۱۳۹۵).

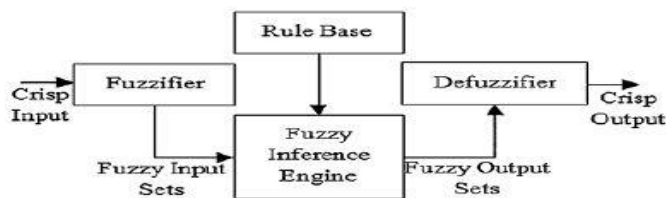
این بخش از سطح کنترلی خلبان خودکار که پایین ترین بخش کنترلی نیز می باشد به دو قسمت تقسیم می شود که عبارتند از: (۱) حلقه کنترل<sup>۱</sup> و (۲) حلقه پایداری<sup>۲</sup>. کنترل محورهای حرکتی پرنده در قسمت دوم یعنی حلقه پایداری انجام می گیرد.



شکل (۳) مراحل طراحی خلبان خودکار

### طراحی خلبان خودکار فازی

یک سیستم فازی شامل چهار بخش است: پایگاه قوانین فازی، موتور استنتاج فازی، فازی ساز و غیر فازی ساز. در واقع برای تفسیر مجموعه قواعد موجود در پایگاه قواعد فازی نیاز است که ورودی ها فازی شوند، به این معنی که متغیرهای ورودی مقدار مابین ۰ و ۱ داشته باشند. در مرحله بعد نیاز است که با استفاده از موتور استنتاج فازی قواعد اگر- آنگاه فازی با یکدیگر ترکیب شوند و خروجی ها با هم مقایسه شوند. در انتها خروجی ها نیز با استفاده از عملگرهای منطقی ترکیب شده و در نهایت خروجی ها غیر فازی می شوند (ارشادی و ایوبی، ۱۳۹۵).



شکل (۴) ساختار اساسی سیستم های فازی

۱. فازی کننده: متغیرهای دارای مقدار واقعی را به مجموعه های فازی تبدیل می کند.  
 هر مجموعه فازی با یک تابع عضویت تعریف می شود:  $A = \int \mu_A(x)/x$  به طوری که  $\mu_A(x)$  تابع عضویت مجموعه  $A$  در فضای  $U$  می باشد.

<sup>۱</sup>. Control Loop  
<sup>۲</sup>. Stability Loop

۲. پایگاه دانش: شامل تمامی قانون‌های توصیف‌کننده سیستم است.
  ۳. موتور استنتاج فازی: مطابق اصول مختلف فازی، قوانین موجود در پایگاه دانش را با هم ترکیب می‌کند.
  ۴. غیرفازی کننده: مجموعه فازی را به اعداد واقعی تبدیل می‌کند.
- به طور کلی وظیفه سیستم‌های فازی تبدیل مجموعه قوانین به تابعی است که کار نگاشت ورودی را به خروجی انجام می‌دهد. شرح عملکرد با توصیف قانون L ام در نظر گرفته شده است.

قانون L ام: اگر  $A_1^L, X_1$  و  $A_2^L, X_2$  و ... و  $A_n^L, X_n$  باشد آنگاه  $u$ ،  $B^L$  است. در رابطه فوق بردار  $x = [x_1, x_2 \dots x_n]$  متغیر ورودی و  $u$ ، متغیر خروجی سیستم فازی می‌باشد.  $A_i^L$ ، مجموعه فازی متغیر  $x_i$  در فضای  $U_i \subset R$  و متعلق به قانون I ام است.  $B^L$ ، مجموعه فازی متغیر  $u$  در فضای  $V \subset R$  و متعلق به قانون I ام است. هر پایگاه دانش، شامل N قانون می‌باشد. فرض کنید که مجموعه فازی  $B^L$ ، نرمال با مرکز  $u^{-l}$  باشد. در این صورت سیستم فازی با پایگاه قوانین موتور استنتاج ضربی، فازی‌کننده تکین، غیرفازی کننده میانگین مراکز به صورت زیر به دست می‌آید (Gonzalez, 2013):

یک فازی‌ساز وظیفه‌اش، تبدیل یک مقدار حقیقی غیرفازی به یک مجموعه فازی است. برای ساده‌سازی از فازی‌ساز سینگلتون (منفرد) استفاده می‌شود:

$$\mu(x_i) \begin{cases} 1 & \text{if } x_i = x_i^* \\ 0 & \text{others } A' \end{cases} \quad (12)$$

$A'$  در معادله (12) مجموعه فازی ورودی است. برای استفاده از سیستم فازی به‌عنوان کنترل‌کننده نیاز به یک خروجی غیرفازی داریم. دو غیرفازی‌ساز را تعریف می‌کنیم: غیر فازی‌ساز مرکز ثقل و غیر فازی‌ساز میانگین مراکز. غیرفازی‌ساز مرکز ثقل را به‌صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$y_{COG} = \frac{\int Y \mu_{B'}(y) dy}{\int \mu_{B'}(y) dy} \quad (13)$$

$Y$  خروجی هر قانون و  $\mu_{B'}(y)$  تابع عضویت مجموعه خروجی است. غیرفازی‌ساز میانگین مراکز را به‌صورت زیر تعریف می‌کنیم: (González, 2013)

$$y_{CA} = \frac{\sum y^l W_l}{\sum W_l} \quad (14)$$

$W_l$  مقدار حاصل از مجموعه خروجی‌ها و  $y^l$  مقدار توابع خروجی است.

## شناساگر فازی

سیستم زمان گسسته غیر خطی به فرم معادله (۱۵) نشان داده می شود.

$$\begin{aligned} x(k+1) &= F(x(k), u(k)) \\ y(k) &= G(x(k), u(k)) \end{aligned} \quad (15)$$

که  $x(k)$  بردار حالت سیستم و  $F$  و  $G$  تابع غیر خطی،  $u(k)$  سیگنال کنترل و  $y(k)$  خروجی سیستم است. معادله (۱۵) می توان به صورت قانون فازی معادله (۱۶) بیان نمود.

$$\text{If } x(k) \text{ is } A_j^x \text{ and } u(k) \text{ is } A_j^u \text{ then } y_m(k) \text{ is } B_j \quad (16)$$

که در آن  $A_j^x$  و  $A_j^u$  مجموعه فازی حالت و ورودی ها و  $B_j$  پارامتر نتیجه قانون که از نوع فازی منفرد است.  $y_m$  خروجی شناساگر فازی است. در این تحقیق از توابع عضویت گوسی  $(C, \sigma)$  برای بردار حالت و ورودی ها، ماشین استنتاج فازی از روش ضرب جمع و خروجی از روش غیر فازی ساز میانگین مراکز استفاده شده است. خروجی نهایی مدل فازی به فرم معادله (۱۷) محاسبه می شود که  $\sigma x_{i,j}$  و  $\sigma x_j$  مرکز پهنای تابع عضویت گوسی برای مجموعه فازی  $x_i$  در قانون  $j$  و  $cu_j$  و  $\sigma x_j$  مرکز پهنای تابع عضویت گوسی برای مجموعه فازی ورودی در قانون  $j$  و  $i$  تعداد قوانین و  $\pi$  تعداد ورودی ها نشان می دهد.

$$(17)$$

$$y = \frac{\sum_{j=1}^l B_j \left[ \prod_{i=1}^k \exp\left(-0.5 \left(\frac{x_i(k) - cx_{i,j}}{\sigma x_{i,j}}\right)^2\right) \right] \left[ \exp\left(-0.5 \left(\frac{u - cu_j}{\sigma x_j}\right)^2\right) \right]}{\sum_{j=1}^l \left[ \prod_{i=1}^k \exp\left(-0.5 \left(\frac{x_i(k) - cx_{i,j}}{\sigma x_{i,j}}\right)^2\right) \right] \left[ \exp\left(-0.5 \left(\frac{u - cu_j}{\sigma x_j}\right)^2\right) \right]}$$

روش گرادیان نزولی بر اساس روش برگشت خطا برای یادگیری و بروز کردن پارامترهای ورودی و پارامتر خروجی استفاده می شود. روش گرادیان نزولی برای تطبیق پارامترهای  $B, \sigma, C$  بر اساس تابع هدف بصورت معادله (۱۸) استفاده می شود.

$$E(k) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^q (y_i(k) - y_{m_i}(k))^2 \quad (18)$$

که  $E(k)$  خطا بین خروجی سیستم و مدل شناسایی شده به ازای  $q$  تا خروجی است. با نمایش پارامتر واریانس و مراکز توابع عضویت ورودی و مقدار خروجی با بردار  $z(k)$  و تطبیق آن مدل شناسایی می شود. این تطبیق به صورت که در آن نرخ یادگیری و  $e(k) = \sum_{i=1}^q (y_i(k) - y_{m_i}(k))$  می باشد.

$$z(k+1) = z(k) + \Delta z(k) = z(k) - \eta \frac{\partial E(k)}{\partial z(k)} = z(k) + \eta e(k) \frac{\partial y_m(k)}{\partial z(k)} \quad (19)$$

### طراحی شناساگر فازی

در اینجا قصد طراحی یک شناساگر فازی برای خلبان خودکار کوادروتور را داریم. ورودی این سیستم ملخ‌های کوادروتور است. با استفاده از دو سطح کنترل می‌توان زاویه پیچش و چرخش را کنترل نماییم. در طراحی شناساگر فازی باید از وضعیت حالت سیستم استفاده نمود. وضعیت‌های حالت سیستم نرخ زاویه چرخش، پیچش و گردش و زوایای چرخش، پیچش و گردش است. این زوایای تنظیم جهت حرکت و موقعیت سیستم را بر عهده دارند.

زاویه پیچش و چرخش را به صورت تابع غیرخطی (20 و 21) در نظر گرفته

می‌شود:

$$\theta(k+1) = g(p(k), q(k), r(k), \theta(k), \phi(k), \delta_e(k), \delta_a(k)) \quad (20)$$

$$\phi(k+1) = f(p(k), q(k), r(k), \theta(k), \phi(k), \delta_e(k), \delta_a(k)) \quad (21)$$

که در آن  $p$ ،  $q$  و  $r$  به ترتیب نرخ تغییرات زوایای چرخش، پیچش و گردش،  $\theta$  زاویه پیچش و  $\phi$  زاویه چرخش است. بردار حالت و ورودی‌ها به صورت تعریف می‌شوند.

$$u = [\delta_a \delta_e] \text{ و } x = [pqr\phi\theta] \quad (22)$$

به دلیل اینکه تغییرات ملخ ( $\delta_a$ ) بر روی زاویه چرخش ( $\phi$ ) تأثیر مستقیم دارد و تغییرات این پارامتر توسط ملخ انجام می‌شود، برای زاویه چرخش، انحراف ملخ را به عنوان ورودی وضعیت حالت در نظر گرفته شده است. به طور مشابه زاویه پیچش، انحراف ملخ را به عنوان ورودی و بردار حالت در نظر گرفته شده است. این انتخاب به دلیل این است که بتوانیم تابع حساسیت را نسبت به ورودی‌ها در بلوک شناساگر محاسبه نماییم. قوانین فازی برای شناسایی زاویه پیچش و چرخش به صورت روابط (23) و (24) بیان می‌نماییم.

$$\text{if } x(k) \text{ is } A_j^x \text{ and } \delta_a(k) \text{ is } A_j^u \text{ then } \phi_m(k+1) \text{ is } B_j \quad (23)$$

$$\text{if } x(k) \text{ is } A_j^x \text{ and } \delta_e(k) \text{ is } A_j^u \text{ then } \theta_m(k+1) \text{ is } B_j \quad (24)$$

که در آن  $A_j^x$  مجموعه فازی برای ورودی حالت و  $A_j^u$  مجموعه فازی برای ورودی‌ها و  $B_j$  خروجی سینگلتون برای زاویه چرخش و پیچش در قانون ژام است. مجموعه فازی ورودی و حالت به صورت بیان می‌شود.

$$\begin{aligned} x(k) &= [p(k)q(k)r(k)\phi(k)\theta(k)] \\ u(k) &= [\delta_a(k)\delta_e(k)] \end{aligned} \quad (۲۵)$$

$$\mu(x_i(k)) = \exp\left(-0.5 \left(\frac{x_i(k) - cx_{i,j}}{\sigma x_{i,j}}\right)^2\right) \text{ for } \phi_m \text{ and } \theta_m \quad (۲۶)$$

$$\mu(\delta e) = \exp\left(-0.5 \left(\frac{\delta e - c\delta e_j}{\sigma \delta e_j}\right)^2\right) \text{ for } \theta_m$$

$$\mu(\delta a) = \exp\left(-0.5 \left(\frac{\delta a - c\delta a_j}{\sigma \delta a_j}\right)^2\right) \text{ for } \phi_m$$

به صورت نرمالیزه است که آن در مقدار بیشینه ضرب می‌کنیم. پارامترهای شناساگر  $C, B$  توسط روابط زیر تنظیم می‌شوند و مقدار  $\sigma$  را ثابت فرض می‌کنیم.

$$B_j^\phi(k+1) = B_j^\phi(k) + \eta e(k) \frac{\partial \phi_m(k)}{\partial B_j^\phi(k)} \quad (۲۷)$$

$$C_j^\phi(k+1) = C_j^\phi(k) + \eta e(k) \frac{\partial \phi_m(k)}{\partial C_j^\phi(k)} \quad (۲۸)$$

$$B_j^\theta(k+1) = B_j^\theta(k) + \eta e(k) \frac{\partial \theta_m(k)}{\partial B_j^\theta(k)} \quad (۲۹)$$

$$C_j^\theta(k+1) = C_j^\theta(k) + \eta e(k) \frac{\partial \theta_m(k)}{\partial C_j^\theta(k)} \quad (۳۰)$$

در این تحقیق برای هر کدام از ورودی‌های فازی دو تابع عضویت به صورت گوسی در نظر گرفته‌ایم. مراکز این توابع عضویت را  $\{-1, 1\}$  با واریانس ۱ در نظر می‌گیریم. تعداد قوانین برای هر شناساگر فازی ۱۲۸ قانون است. مقادیر اولیه خروجی برای هر قانون به فرم زیر در نظر گرفته شده است.

$$B_j = \sum_{i=1}^{n(x)} C_{i,j} \quad (۳۱)$$

ساختار خلبان خودکار فازی با تعریف شناساگر فازی بر اساس معادلات (بخش شناساگر فازی) و کنترل بر روی زوایای پیچ و چرخش صورت می‌گیرد.

### همگرایی شناسایی فازی

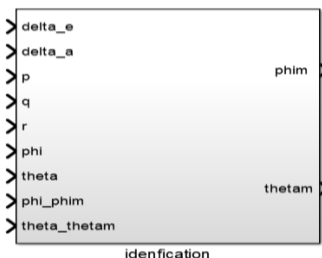
زمانی که می‌خواهیم کنترل‌کننده بر اساس شناساگر فازی طراحی کنیم همگرایی شناساگر فازی ضروری است. یادگیری نقش مهمی را برای همگرایی شناساگر فازی بازی می‌کند. مقادیر کوچک علی‌رغم سرعت کند نرخ یادگیری همگرایی را تضمین می‌کند. به عبارت دیگر مقادیر بزرگ نرخ یادگیری به سمت ناپایداری در سیستم حلقه بسته می‌رود. انتخاب نرخ یادگیری بسیار مهم است. برای اطمینان از درستی و همگرایی پایدار آنالیز همگرایی  $\eta$  از قضیه ۱ استفاده می‌نماییم.

قضیه ۱: اگر  $\eta$  نرخ یادگیری شناساگر فازی و  $g_{max} = \max \|g(k)\|$  که  $g(k) = \frac{\partial y_m(k)}{\partial z}$  که  $\| \cdot \|$  نرم اقلیدسی در  $R^n$  باشد. همگرایی با شرط زیر تضمین می‌شود.

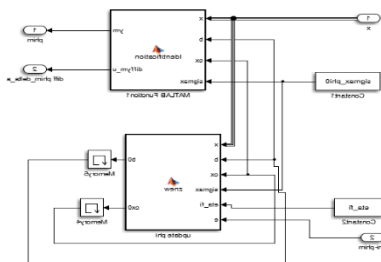
$$0 < \eta < \frac{2}{g_{max}^2} \tag{۳۲}$$

### شبیه سازی نتایج خلبان خودکار فازی

نتایج شبیه‌سازی در نرم‌افزار متلب به ازای نرخ یادگیری متفاوت و زمان نمونه‌برداری متفاوت رسم شده است. شکل (۵) بلوک شناساگر فازی برای زوایای پیچش و چرخش و شکل (۶) بلوک بازگشتی برای الگوریتم یادگیری را نشان می‌دهد، که این الگوریتم‌ها در تابع متلب نوشته شده است.

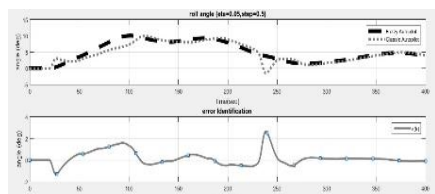


شکل (۵) بلوک شناساگر فازی

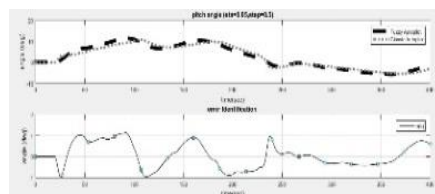


شکل (۶) شناساگر فازی با بلوک یادگیری پارامترها

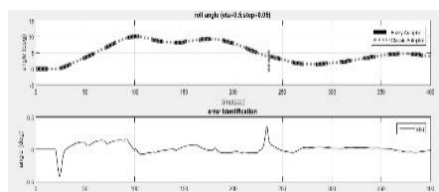
در این قسمت به کمک شبیه‌سازی نرم‌افزار متلب عملکرد خلبان خودکار کلاسیک را با خلبان خودکار فازی در حالت‌های مختلف مقایسه می‌نماییم همانطوری که بیان شده کار بر روی دو محور roll و pitch انجام می‌گیرد. خلبان خودکار کلاسیک با (.) مشخص شده خلبان خودکار فازی با (-) هر شکل دارای ۲ قسمت است اول مقایسه عملکرد و قسمت دوم خطای منطقی حالت، نتایج بدست آمده در انتها مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد.



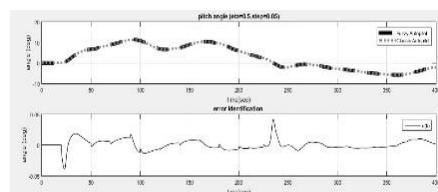
شکل (۸) زاویه چرخش به ازای نرخ یادگیری ۰.۰۵ و زمان نمونه برداری ۰.۵ در خلبان خودکار فازی و کلاسیک



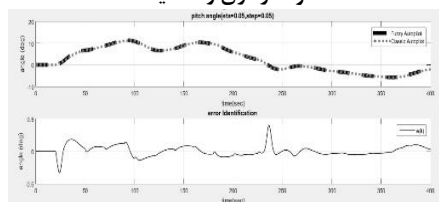
شکل (۷) زاویه پیچش به ازای نرخ یادگیری ۰.۰۵ و زمان نمونه برداری ۰.۵ در خلبان خودکار فازی و کلاسیک



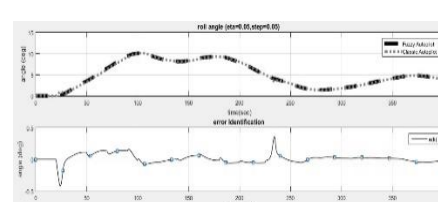
شکل (۱۰) زاویه چرخش به ازای نرخ یادگیری ۰.۰۵ و زمان نمونه برداری ۰.۰۵ در خلبان خودکار فازی و کلاسیک



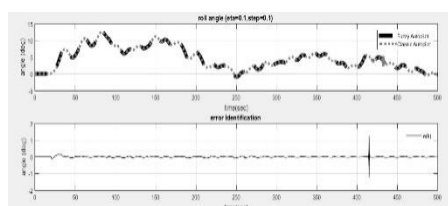
شکل (۹) زاویه پیچش به ازای نرخ یادگیری ۰.۰۵ و زمان نمونه برداری ۰.۰۵ در خلبان خودکار فازی و کلاسیک



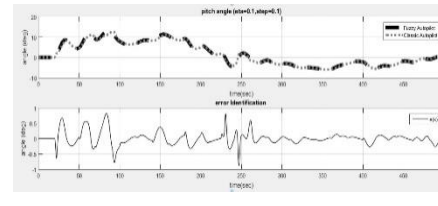
شکل (۱۲) زاویه پیچش به ازای نرخ یادگیری ۰.۰۵ و زمان نمونه برداری ۰.۰۵ در خلبان خودکار فازی و کلاسیک



شکل (۱۱) زاویه چرخش به ازای نرخ یادگیری ۰.۰۵ و زمان نمونه برداری ۰.۰۵ در خلبان خودکار فازی و کلاسیک



شکل (۱۴) زاویه چرخش به ازای نرخ یادگیری ۰.۱ و زمان نمونه برداری ۰.۱ در خلبان خودکار فازی و کلاسیک



شکل (۱۳) زاویه پیچش به ازای نرخ یادگیری ۰.۰۵ و زمان نمونه برداری ۰.۰۵ در خلبان خودکار فازی و کلاسیک

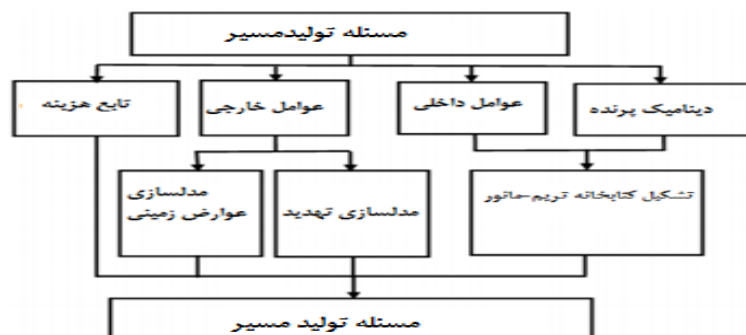


## تجزیه و تحلیل یافته‌ها

شکل (۷) تا شکل (۱۴) خروجی شناساگر فازی و خروجی سیستم برای زاویه پیچش تا چرخش به ازای زمان نمونه‌برداری متفاوت و نرخ‌یادگیری متفاوت را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شبیه‌سازی نشان داده شده است با کاهش زمان نمونه‌برداری خطای سیستم کاهش می‌یابد، یعنی با داده‌های بیشتر خطا و شناسایی سیستم دقیق‌تر شده است. شکل (۷) زمان نمونه‌برداری ۰/۵ و شکل (۱۱) زمان نمونه‌برداری ۰/۰۵ با نرخ یادگیری ۰/۰۵ است. همان‌طور که دیده می‌شود شناساگر زاویه پیچش نیز، با افزایش زمان نمونه‌برداری مقدار خطا کاهش یافته است. همین نکته در مورد زاویه چرخش نیز صادق است. (شکل ۸ و شکل ۱۰ و شکل ۱۲). شکل (۷) نرخ یادگیری ۰/۰۵ و شکل (۱۴) نرخ یادگیری ۰/۵ را نشان می‌دهد. با افزایش نرخ یادگیری<sup>۱</sup> شناسایی سیستم خطای کمتری دارد. اما افزایش نرخ یادگیری باعث ناپایداری می‌شود و در لحظاتی خطای بسیار زیاد شود که این نشان‌دهنده این است که پارامترها به خطا وابستگی شدیدی دارند که افزایش نرخ یادگیری شناساگر سیستم را واگرا می‌کند. انتخاب مناسب در نرخ یادگیری و زمان نمونه‌برداری باعث شناسایی دقیق‌تر و همگرایی مناسب در سیستم خواهد شد. شکل (۱۲) و شکل (۱۳) یک شناسایی مناسب‌تری از سیستم ارائه داده‌اند که به تدریج خطای سیستم کاهش یافته است.

## برنامه‌ریزی مسیر

برای مسئله برنامه‌ریزی مسیر (طراحی مسیر) پرنده‌های بدون سرنشین از ایده حرکت مانورپایه با توجه به توانمندی‌اش در لحاظ نمودن قابلیت‌های عملکردی و دینامیکی کوادروتور، مبنای طراحی مسیر قرار گرفته است. مسئله تولید مسیر دارای ۴ بخش می‌باشد که در شکل (۱۵) نشان داده شده است (Karimi et al, 2011).



شکل (۱۵) دیاگرام مسئله تولید مسیر

- ۱- دینامیک سیستم: تولید مسیر دینامیک در کامل ترین شکل آن یعنی شش درجه آزادی مورد استفاده قرار گرفته است.
- ۲- عوامل داخلی: این عوامل محدودیت‌های عملکردی و سیستمی پرنده کوادروتور را در برمی‌گیرد که در فرآیند حل مسئله تولید مسیر لحاظ خواهد شد.
- ۳- عوامل خارجی: عوارض زمینی و نواحی تهدید، برخورد به عوارض زمینی مجاز نیست و موجب شکست ماموریت پرنده می‌شود (Naderi & Azizi, 2011).
- تابع هزینه: تابع هزینه با هدف رسیدن به نقطه هدف در حداقل زمان به صورت معادله (۳۳) فرمول‌بندی می‌شود:

$$J_I = K_I \sqrt{(X_F - X_T)^2 + (Y_F - Y_T)^2} + \sum_{i=1}^n (t_{T_i} + t_{M_i}, i + 1 + t_{T_{i+1}}) \quad (33)$$

که در آن  $K_I$  یک پارامتر وزن‌دهی،  $[X_F, Y_F]^T$  و  $[X_T, Y_T]^T$  موقعیت نهایی مسیر حاصله و نقطه نهایی می‌باشد. پارامترهای  $t_{T_i}$ ،  $t_{M_i}, i+1$ ،  $t_{T_{i+1}}$  بازه‌های زمانی مسیره‌های  $i$ -ام و مانور از وضعیت  $T_{i+1}$  به وضعیت  $T_i$  ترسیم هستند.  $n$  تعداد وضعیت‌های ترسیم استفاده شده الگوریتم برنامه‌ریزی مسیر از شروع تا نقطه هدف می‌باشد (Naderi D, Azizi M:2011).

پرنده‌های بدون سرنشین عمودپرواز معمولاً در ارتفاعات پایین و درون دره‌ها پرواز می‌کنند تا قابلیت بقاپذیری خود را افزایش داده و غیرقابل شناسایی شوند.

#### استفاده از روش ازدحام‌ذرات برای حل مسئله تولید مسیر

برای حل مسئله تولید مسیر در پرنده کوادروتور بر اساس الگوریتم ازدحام‌ذرات لازم است دو کتابخانه به نام‌های <sup>۱</sup>تریم و <sup>۲</sup>مانور تشکیل شوند. این دو کتابخانه به ترتیب شامل ۵۵ مسیر تریم و ۴۰۸ مسیرمانور بوده که الگوریتم مسیریابی با استفاده از این کتابخانه‌ها شروع به یافتن مسیر مناسب خواهد نمود. در روش ازدحام‌ذرات، ذرات در یک فضای جستجوی چندبعدی پرواز کرده و موقعیت هر ذره بر اساس تجربه‌شخصی خود و همسایه‌هایش تنظیم می‌شود (ارشادی و ایوبی، ۱۳۹۵). اگر  $x_i(t)$  و  $v_i(t)$  موقعیت و سرعت ذره  $i$  در زمان  $t$  باشد، موقعیت در زمان  $t+1$  به صورت زیر است.

$$x_i(t+1) = x_i(t) + v_i(t) \quad (34)$$

<sup>1</sup>. Trim

<sup>2</sup>. Maneuver

روش ازدحام‌ذرات مبنای حل مسئله تولید مسیر با دو خلبان خودکار فازی و کلاسیک قرار گرفته است و اصلاحاتی بر روی آن اعمال شده است که این اصلاحات در ادامه آمده است. سرعت ذرات به صورت زیر تصادفی شده است:

$$V_i(t+1) = \begin{cases} V_i(t+1), & \text{if } |V_i(t+1)| \leq V_{\max} \\ \text{rand}(-V_{\max}, V_{\max}), & \text{if } |V_i(t+1)| > V_{\max} \end{cases} \quad (35)$$

که  $V_{\max}$  حداکثر سرعت در بعد فضای جستجو می‌باشد. از آنجایی که نیمی از اعضای بردار طراحی گسسته هستند، بهینه‌سازی گروه ذرات ارتقاء داده شده تا این متغیرها را نیز بدست گیرد. برای این منظور، از یک استراتژی ساده استفاده شده است که پس از به‌روزرسانی بردار ذرات، المان‌های بردار موقعیت به نزدیکترین متغیر گسسته گرد می‌شوند. بردار طراحی ( $W$ )، دارای طول  $L$  است که  $L/2$  آنها مربوط به مجموعه وضعیت‌های تریم و  $L/2$  بعدی بازه زمانی وضعیت‌های تریم می‌باشند:

$$W = [T_1, T_2, \dots, T_{L/2}, t_1, t_2, \dots, t_{L/2}]^T \quad (36)$$

الگوریتم پس از یک تکرار از پیش تعیین شده متوقف می‌گردد. در اینجا تعداد تکرار الگوریتم ۱۰۰۰ قرار گرفته شده است. در شروع الگوریتم، یک وضعیت تریم اولیه با بازه زمانی معین، به عنوان شرایط اولیه پرواز، توسط کاربر انتخاب می‌شود. بردار طراحی، شرایط اولیه را شامل نمی‌شود، و از این اطلاعات برای پیش‌برد روش بهینه‌سازی استفاده می‌کند.

جدول (۳) پارامترهای الگوریتم برنامه‌ریزی حرکت ارائه شده

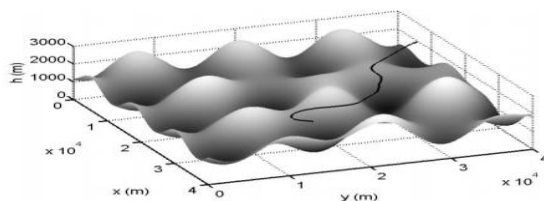
مقدار	پارامتر
۲	$C_1$
۲	$C_2$
۸	$V_{\max}$
۵۰	$N_p$
۱۰۰	$L$

### شبیه‌سازی تولید مسیر بدون تهدید

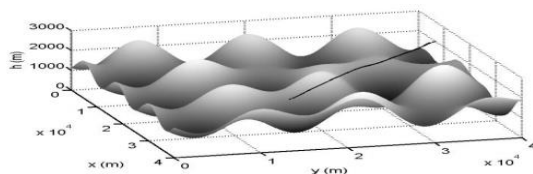
قابلیت روش ارائه شده برای تولید مسیرهای بهینه مورد بررسی قرار گرفته است. فرض شده که نقاط شروع و هدف عبارتند از:

$$\begin{aligned} [x_0, y_0, h_0] &= \text{elev}(x_0, y_0) + \text{clrnrc}[2000, 3000] \\ [x_F, y_F, h_F] &= \text{elev}(x_F, y_F) + \text{clrnrc}[25000, 15000] \end{aligned} \quad (37)$$

در اینجا تابع هزینه حداقل زمان معادله (۳۳) استفاده می شود. شکل (۱۶) مسیر سه بعدی حرکت ترسیم شده است. همانطور که ملاحظه می شود برای حداقل زمان، تصویر منتج در صفحه  $X, Y$  تقریباً یک خط راست است. در شبیه سازی، زمان کل پرواز  $۲۵۰/۵۹$  ثانیه و خطای فاصله از نقطه هدف،  $۱۶۵$  متر در مسیری با طول حدوداً  $۲۶۰۰۰$  متر می باشد که نشان دهنده دقت بالای الگوریتم در رسیدن به نقطه هدف در حداقل زمان برای حداقل ارتفاع تصویر منتج در صفحه  $X, Y$  یک خط پیچ و خم دار است و در شبیه سازی زمان کل پرواز  $۴۵/۹۸$  ثانیه و خطای فاصله از نقطه هدف  $۱۷۸$  متر در مسیری با همان طول می باشد.



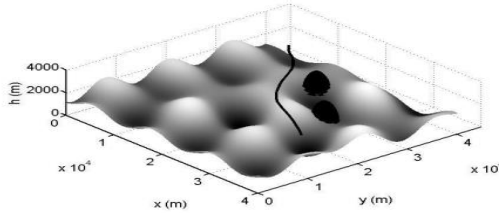
شکل (۱۶) مسیر سه بعدی حداقل ارتفاع بدون نواحی تهدید



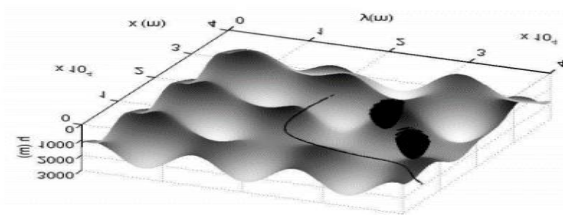
شکل (۱۷) مسیر سه بعدی حداقل زمان

#### شبیه سازی با نقاط تهدید

در این حالت از معادله (۳۳) با مقدار دسته بندی  $۱۵۰$  در نظر گرفته می شود مطابق مقادیر در پژوهش نادری و عزیزی (۲۰۱۱) بدست می آید. مسیر حاصله از الگوریتم ازدحام ذرات در شکل (۱۸) نشان داده شده است. در این حالت، مسیر از خط راست منحرف شده تا بتواند تهدید را دور زده و از آنها اجتناب نماید. این موضوع  $۳۸۰/۴۵$  ثانیه به طول می انجامد و دارای خطای فاصله کمتر از  $۲۳$  متر از هدف در مسیری با طول  $۲۶۰۰۰$  متر می باشد که نشان دهنده دقت مناسب الگوریتم در رسیدن به نقطه هدف در پرنده کوادروتور با خلبان خودکار سازی می باشد. در شکل (۱۹) خط راست منحرف شده در مدت زمان  $۴۹۵/۷۸$  ثانیه و خطای فاصله  $۹۸$  متر در مسیری با طول  $۲۶۰۰۰$  متر می باشد که برای خلبان خودکار کلاسیک نقاط تهدید را دور می زند و به هدف می رسد.



شکل (۱۸) مسیر سه بعدی حداقل زمان با نواحی تهدید



شکل (۱۹). مسیر سه بعدی حداقل ارتفاع با نواحی تهدید

جدول (۴) نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های شکل‌های (۱۶) تا (۱۹)

خطای فاصله	طول کل مسیر	زمان کل (ثانیه)	شبیه‌سازی
۱۶۵ متر	۲۶۰۰۰ متر	۲۵۰/۵۹	بدون تهدید حداقل ارتفاع
۱۷۸ متر	۲۶۰۰۰ متر	۴۸۰/۹۸	بدون تهدید با حداقل زمان
۲۳ متر	۲۶۰۰۰ متر	۳۸۰/۴۵	با تهدید با حداقل ارتفاع
۹۸ متر	۲۶۰۰۰ متر	۴۹۵/۷۸	با تهدید حداقل زمان

### نتیجه‌گیری و پیشنهادها

در کنترل فازی با افزایش نرخ یادگیری شناسایی سیستم خطای کمتری دارد. اما افزایش نرخ یادگیری باعث ناپایداری می‌شود و در لحظاتی خطای بسیار زیاد شود که این نشان‌دهنده این است که پارامترها به خطا وابستگی شدیدی دارند که افزایش نرخ یادگیری شناساگر سیستم را واگرا می‌کند. انتخاب مناسب در نرخ یادگیری و زمان نمونه‌برداری باعث شناسایی دقیق‌تر و همگرایی مناسب در سیستم خواهد شد برای تولیدمسیر در پرنده کوادروتور از ایده حرکت مانور پایه استفاده کردیم که دینامیک شش درجه آزادی پرنده به علاوه عوامل دینامیکی و عملکردی مربوطه، از طریق کتابخانه تریم و مانور که مسیرهای پایه از رفتار پروازی پرنده کوادروتور را تشکیل می‌دهد، مسئله پیچیده تولیدمسیر را به یک مسئله بهینه‌سازی ترکیبی

تبدیل می کند. به منظور حل این مسئله از الگوریتم ازدحام ذرات استفاده شد. بررسی قابلیت کارایی الگوریتم با توابع هزینه مختلف و سناریوهای ماموریتی مختلف در تولید بهینه مسیر قابل اثبات است.

## منابع

- ارشادی، محمدرضا، و ایوبی، علی. (۱۳۹۵). بهینه سازی مصرف انرژی در مولتی روتور به کمک کنترل فازی و الگوریتم ازدحام ذرات پایان نامه کارشناسی ارشد مکترونیک، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه آزاد واحد شهر مجلسی.
- ایروانی راد، محمدمین. و مشیدی، آتاجهانگیر. (۱۳۹۵). مروری بر الگوریتم های بهینه سازی تکاملی ملهم از پستانداران، نهمین همایش ملی مهندسی مکانیک، خمینی شهر، دانشگاه آزاد اسلامی واحد خمینی شهر.
- پورآزاد، حسین. (۱۳۹۲). شناسایی و تشخیص عیب در پرواز مشارکتی هواپیمای بدون سرنشین، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی اصفهان.
- داودی، احسان. و رضایی، مهدی. (۱۳۹۳). مدلسازی دینامیکی، شبیه سازی و کنترل یک کوادروتور با استفاده از داده های آزمایشگاهی سنسورهای MEMS، فصلنامه مهندسی مکانیک مدرس. ۱۴(۳): ۱۸۴-۱۷۶.
- Babaei, A. R., Mortazavi, M., & Moradi, M. H. (2011). Classical and fuzzy-genetic autopilot design for unmanned aerial vehicles. *Applied Soft Computing*, 11(1): 365-372.
- Jashnani, S., Nada, T. R., Ishfaq, M., Khamker, A., & Shaholia, P. (2013). Sizing and preliminary hardware testing of solar powered UAV. *The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Science*, 16(2): 189-198.
- Karimi, J., Pourtakdoust, S. H., & Nobahari, H. (2011). Trim and Maneuverability Analysis Using a New Constrained PSO Approach of a UAV. *Journal of Aerospace Science and Technology*, 8(1): 45-56.
- Kontogiannis, S. G., & Ekaterinaris, J. A. (2013). Design, performance evaluation and optimization of a UAV. *Aerospace science and technology*, 29(1): 339-350.
- Mirjalili, S., Mirjalili, S. M., & Lewis, A. (2014). Grey wolf optimizer. *Advances in engineering software*, 69: 46-61.
- Nishar, A., Richards, S., Breen, D., Robertson, J., & Breen, B. (2016). Thermal infrared imaging of geothermal environments by UAV (unmanned aerial vehicle). *Journal of Unmanned Vehicle Systems*, 4(2): 136-145.
- Rao, S., & Ghose, D. (2013). Sliding mode control-based autopilots for leaderless consensus of unmanned aerial vehicles. *IEEE transactions on control systems technology*, 22(5): 1964-1972.

- Ruggiero, F., Cacace, J., Sadeghian, H., & Lippiello, V. (2015). Passivity-based control of VTOL UAVs with a momentum-based estimator of external wrench and unmodeled dynamics. *Robotics and Autonomous Systems*, 72: 139-151.
- Sharma, R. (2014, November). Fuzzy Q learning based UAV autopilot. In *2014 Innovative Applications of Computational Intelligence on Power, Energy and Controls with their impact on Humanity (CIPECH)* (pp. 29-33). IEEE.
- Vidales, H. G. (2013). Design, construction and test of the propulsion system of a solar uav. *MSc, Aerospace Engineering, Technical University of Lisbon*.
- Yamasaki, T., Balakrishnan, S. N., & Takano, H. (2012). Integrated guidance and autopilot design for a chasing UAV via high-order sliding modes. *Journal of the Franklin Institute*, 349(2): 531-558.
- Yamasaki, T., Balakrishnan, S. N., & Takano, H. (2012). Integrated guidance and autopilot design for a chasing UAV via high-order sliding modes. *Journal of the Franklin Institute*, 349(2): 531-558.