



کنترل و ناوبری هوشمند مولتی روتور با روش فازی تطبیقی

بهنام صفری حسن آبادی^۱، دکتر محسن عشوریان^{۲*}

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد مکترونیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد شهر مجلسی، اصفهان، ایران

۲- هیئت علمی دانشکده برق و کامپیوتر، دانشگاه آزاد اسلامی واحد شهر مجلسی، اصفهان، ایران

* اصفهان - شهرستان مبارکه - دانشگاه آزاد اسلامی مجلسی

چکیده

مولتی روتور یک پرنده بدون سرنشین با شش درجه آزادی می باشد. شکل اصلی این پرنده شبیه صلیب می باشد که با داشتن شش موتور BLDC قابلیت انجام حرکات و مانورهای پیچیده است. در حال حاضر کنترل این دسته از پرنده ها به وسیله خلبان زمینی که بصورت کنترل دستی می باشد و یا از طریق سیستم GPS انجام می شود. روش فازی تطبیقی غیر مستقیم کنترلی است برای کنترل دو حالت پیچش و چرخش در سیستم پروازی که با گرفتن ورودی خروجی مورد نظر را تعیین می کند. مزیت این روش اینست که در صورت وجود نویز خود را به روز میکند و خود را با سیستم همگام سازی میکند در نتیجه پایداری ایجاد می کند. در این مقاله ابتدا ربات پرنده مولتی روتور به صورت دینامیکی مدل سازی می شود و سپس ساختار کنترل فازی تطبیقی با کمک شناساگر فازی برای خلبان خودکار ربات پرنده مولتی روتور مدل می شود. در نتیجه بهسازی و پایداری عملیات کنترل و ناوبری در خلبان خودکار ربات پرنده مولتی روتور با کمک فازی تطبیقی قابل به دست آوردن می باشد.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: ۱۵ آذر ۱۳۹۸

پذیرش: ۲۱ اسفند ۱۳۹۸

ارائه در سایت: ۱۰ اردیبهشت ۱۳۹۹

کلیدواژگان

شناساگر فازی

مولتی روتور

فازی

فازی تطبیقی

Multi-rotor intelligent control and navigation with adaptive fuzzy method

Behnam Safari¹, Mohsen Ashourian^{2*}1-Master of Mechatronics, Majlesi Branch, **Islamic Azad University**, Isfahan, Iran2- Faculty of Electrical and Computer Engineering, Majlesi Branch, **Islamic Azad University**, Isfahan, Iran

Article Information

Original Research Paper

Received 6 December 2019

Accepted 11 March 2020

Available Online 29

April 2020

Keywords

Fuzzy Detector

Multi-rotor

Fuzzy

Adaptive fuzzy

ABSTRACT

The multi-rotor is a Without driver Aircraft with six degrees of freedom. The main shape of this bird is similar to a cross, which with six BLDC motors is capable of performing complex movements and maneuvers. At present, the control of this group of birds is done by the ground pilot, which is manually controlled or through the GPS system. The adaptive fuzzy method is an indirect controller to control the two modes of torsion and rotation in the flight system, which determines the desired output by taking the input. The advantage of this method is that if there is noise, it updates itself and synchronizes itself with the system. The result creates stability. In this paper, first the multi-rotor flying robot is dynamically modeled and then the adaptive fuzzy control structure is modeled with the help of a fuzzy detector for the multi-rotor flying robot autopilot. As a result, the amelioration and navigation control and stability In autopilot, the multi-rotor flying robot can be obtained with the help of adaptive fuzzy.

Please cite this article using:

Behnam safari, Mohsen Ashourian, Multi-rotor intelligent control and navigation with adaptive fuzzy method, *Journal of Mechanical Engineering and Vibration*, Vol. 11, No. 1, pp. 54-65, 2019-2020 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

۱- مقدمه

شده است. هدف اصلی این تحقیق رسیدن به پایداری پروازی و ثبات در تمامی شرایط برای کوادروتور می‌باشد. در سال ۲۰۱۸، آقای XiangMao، برای کنترل پرواز دسته جمعی کوادروتورها از منطق فازی استفاده نموده است [۷]. در این مقاله ابتدا مدل ریاضی کوادروتورها استخراج شده است و سپس معادلات حرکت استخراج شده است. برای کنترل پرواز هم زمان از کنترل کننده PID و منطق فازی استفاده کرده است. جدول (۱) مقایسه روشهای پیشین و نقاط ضعف و قوت را نمایش می‌دهد. در میان مولتی روتورهای معرفی شده، در این مقاله از مولتی روتور پیچ ثابت بدلیل ساختار ساده و قابلیت مانورپذیری بالا استفاده شده است. در ادامه با در نظر گرفتن نیروها و ممان‌های موثر بر حرکت سیستم به بیان خواهد شد.



شکل ۱-۱ شکل فیزیکی یک مولتی روتور

برای استخراج معادلات دینامیکی مولتی روتور از معادلات نیوتن و اویلر و تئوری عناصر تیغه و تئوری مومنوم استفاده شده است. برای مدلسازی فرض میکنیم: ساختار مولتی روتور جسم صلب است، ساختار مولتی روتور متقارن است.

مرکز دستگاه بدنی OB در مرکز جرم مولتی روتور قرار دارد در غیر این صورت معادلات بدنی به صورت قابل توجهی پیچیده میشود. پره‌ها جسم صلب هستند در نتیجه فلپینگ اتفاق نمیافتد.

تراست و درگ متناسب با توان دوم سرعت زاویه ای پره‌ها هستند.

محورهای دستگاه بدنی منطبق با محورهای اصلی اینرسی مولتی روتور هستند در نتیجه ماتریس اینرسی I قطری میشود که سبب ساده شدن معادلات میشود.

۳- معادلات حرکت انتقالی

برای استخراج معادلات حرکت نیازمند استفاده از قانون نیوتن هستیم و این قانون تنها در دستگاه اینرسی (مرجع لخت) معتبر است. m جرم مولتی روتور و $\sum f$ مجموع همه نیروهای

پهباد یا همان پرنده هوشمند هدایت پذیر از دور یکی از اکتشافات مهم بشر به حساب می‌آید. این اختراع با توجه به محدودیت‌هایی که در ربات‌های زمینی بود خیلی زود گسترش یافت و حتی توانست در بعضی موارد جای ربات‌های زمینی را بگیرد. پس از ظهور انواع وسیله‌های پرنده یک پدیده جدید تحقیقات و طراحی برای بشریت آغاز شد که همه جور تحقیق و توسعه را گسترش داد. اولین نظریه در مورد ربات‌های پرنده در سال ۲۰۰۳ آغاز شد که جامعه رباتیک علاقه روبه رشدی را برای توسعه خودروهای هوایی آغاز کرد. از طرف دیگر به خاطر کاربردهای فراوان در اهداف نظامی و شخصی خود مشوق این بود که پروژه‌های مربوط به تکنولوژی‌های هوایی بودجه قابل قبولی را به سمت خود جلب کند. که در نتیجه تعداد قابل توجهی نظریه‌های مختلف در مورد موقعیت‌یابی، مسیریابی، اجتناب از موانع و... تاکنون ارائه شده است. استفاده عمده از این پرنده‌ها در مصارف نظامی می‌باشد که از ساختار و شکل متفاوتی برخوردار هستند و به خاطر المان‌های نظامی و محرمانه بودن اطلاعات زیادی از آنها در دسترس نیست. یکی از انواع پرنده‌های بدون سرنشین مولتی روتور (از خانواده کوادروتور) می‌باشد که با توجه به ساختار منحصر به فردی که دارد استقبال زیادی در مصارف گوناگونی از آن شده است [۱].

۲- روش‌های قبلی

از جمله کارهایی که بر روی پرنده‌های عمود پرواز انجام گرفته می‌توان به طراحی خلبان خودکار فازی-ژنتیک در سال ۲۰۱۱ اشاره نمود [۲] و بهره‌گیری از روش Hosm در طراحی خلبان خودکار که در [۳] انجام گرفته است. در سال ۲۰۱۴ از یادگیری تقویتی برای خلبان خودکار این دسته از پرنده‌ها استفاده کرده اند [۴]. در سال ۲۰۱۵ Amato، و همکارانش برای کنترل یک پرنده بدون سرنشین سه موتوره از شبکه‌های عصبی RBF استفاده کرده اند [۵]. برای پیاده‌سازی سیستم کنترل از دینامیک وارون پرنده استفاده شده است.

در سال ۲۰۱۶ آقای Jing و همکارانش برای کنترل پرواز کوادروتور یک کنترل کننده لغزشی ارائه داده اند [۶]. در این تحقیق برای تبدیل سیستم زمان پیوسته به زمان گسسته از روش برون‌یابی استفاده کرده‌اند، همچنین برای ایجاد شرایط جدید پروازی برای کوادروتور از روش پایدار مجانبی استفاده

خارجی وارد به مولتی روتور و v بردار سرعت مولتی روتور
میباشد و $\frac{d}{dt_i}$ مشتق زمانی در دستگاه اینرسی است:

$$m \frac{dv}{dt_i} = \sum F \quad (1)$$

از آنجایی که نیروهای کنترلی در دستگاه بدنی محاسبه شده
و به کار میروند و از آنجایی که ω در دستگاه بدنی اندازه گیری
میشود، قانون نیوتن را در دستگاه بدنی بکار میبریم و داریم:

$$VB = [u \ v \ w]^T \text{ و } \omega B = [q \ p \ r]^T \text{ و } FB = [fx \ fy \ fz]^T \quad (2)$$

بنابراین برای حرکت خطی معادله نیوتون را در دستگاه بدنی
خواهیم نوشت:

$$m \left(\frac{dv}{dt_B} + \omega_B^B \times v \right) = \sum F^B$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ p\omega - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x^B \\ F_y^B \\ F_z^B \end{bmatrix} \quad (3)$$

نیروهایی که به مولتی روتور وارد میشوند از چند جز،
تشکیل شدهاند: ۱- نیروی گرانش ۲- نیروی تراست ۳- نیروی
هاب

۴- نیروی اصطکاک بدنه. توجه شود اگر پره ها بالانس باشند
از نیروی گریز مرکز صرف نظر خواهد شد.

$$\sum F^B = F_G^B + F_T^B + F_H^B + F_{Fuz}^B \quad (4)$$

۲-۳ نیروی وزن

اولین جزء، نیروی گرانش است که ناشی از شتاب گرانش
 $g = [m \ s^{-2}]$ است. از آنجا که این نیرو به مرکز گرانش مولتی
روتور وارد میشود بنابراین فقط در معادلات خطی وارد شده و
گشتاوری ایجاد نمیکند و نقشی در معادلات زاویه ای نخواهد
داشت. F_G^E بردار نیروی گرانش در دستگاه اینرسی زمینی است و
از آنجا که نیروی وزن همواره به سمت مرکز زمین است و محور
Z دستگاه اینرسی به مرکز زمین اشاره میکند، لذا بردار نیروی
وزن در دستگاه اینرسی به شکل سادهای نوشته میشود و توسط
ماتریس انتقال R_{θ}^{-1} به دستگاه بدنی منتقل خواهد شد. ماتریس
انتقال یک ماتریس متعامد است بنابراین معکوس ماتریس برابر با
ترانپوز آن می باشد.

$$F_G^E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}$$

$$R_{\theta}^{-1} = R_{\theta}^T$$

$$F_G^B = R_{\theta}^{-1} F_G^E = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \varphi \\ mg \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (5)$$

جدول (۱) مقایسه روش های پیشین

ردیف	روش کار شده	مرجع	نقاط قوت	نقاط ضعف
۱	sliding-mode	[۴]	عملکرد سریع و مطلوب کنترل گر پیشنهادی	پدیده نوسان و چترینگ
۲	فازی- زنتیک	[۸]	تجزیه و تحلیل پایداری	به حافظه و محاسبات زیادی نیاز دارند
۳	کنترل تطبیقی پسگام	[۱۳]	مقاومت در مقابل اغتشاشات	محاسبات زیاد
۴	شبکه های عصبی RBF	[۱۴]	پایداری- انعطاف پذیری	دقت نتایج بستگی زیادی به اندازه مجموعه آموزش دارد.
۵	LQR	[۲۱]	حذف overshoots	محاسبات زیاد و عدم پایداری مناسب
۶	PID	[۲۲]	حداقل رساندن خطا با تنظیم ورودی های	عدم اصلاح کامل خطا
۷	شبکه عصبی تطبیقی	[۲۴]	پایداری مناسب	دقت نتایج بستگی به آموزش دارد
۸	فیلتر کالمن	[۲۵]	تشخیص خطا	پیچیدگی بالا
۹	مد لغزشی	[۲۶]	ردیابی و پایداری سازی مقاوم	پدیده چترینگ
۱۰	یادگیری تقویتی	[۳۰]	پایداری	تقویت بیش از حد می تواند منجر به اضافه بار حالت هایی شود که می تواند از نتایج آن کاسته شود
۱۱	PSO	[۳۱]	مسیریابی مناسب	پدیده نوسان

۳-۳ نیروی موتور

نیروهایی که در روتور به وجود می‌آیند معمولاً در راستای محورهای دستگاه بدنی تصویر شده و محاسبه میشوند. این نیروها به دو بخش تقسیم میشوند:

۱- نیروهای عمود بر صفحه روتور که معروف به نیروی تراست هستند.

۲- نیروهای واقع در صفحه روتور که معروف به نیروهای هاب هستند. و این نیرو خود به دو جز نیروی H و نیروی Y تقسیم میشود.

نیروی تراست از جمع نیروهای لیفت و درگ حاصل شده و عمود بر صفحه چرخش روتور و در خلاف راستای محور Z دستگاه بدنی میباشد. نیروی تراست از اجزای نیروی های موثر در حرکت طولی است. این نیرو متناسب با مربع سرعت پره ها میباشد [۸].

$$T = C_{T\rho} A (\Omega R_{rad})^2$$

$$\frac{C_T}{\sigma a} = \left(\frac{1}{6} + \frac{1}{6} \mu^2 \right) \theta_0 - (1 + \mu^2) \frac{\theta_{tw}}{8} - \frac{1}{6} \lambda$$

(۶)

در محاسبات و شبیه سازی ها از فرم ساده تر این معادلات که به صورت $T = b\Omega^2$ استفاده خواهد شد. آنجا نیروی تراست همواره در راستای محور Z دستگاه بدنی و خلاف جهت آن می‌باشد لذا بردار نیروی تراست به صورت زیر است:

$$\text{Total_thrust} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\sum_{i=1}^4 T_i \end{bmatrix} \quad (7)$$

$\sigma = N\bar{c}/\pi R$ یک کمیت بی بعد است و معادله تراست را ساده تر می کند و عبارت است از نسبت سطح کل پره ها به سطحی که پره ها جارو می کنند و نسبت صلیب نام دارد. θ_{tw} متوسط است. θ_0 زاویه پیچش پره در محل اتصال آن به هاب است و θ_{tw} زاویه پیچشی است که به طو یکنواخت در سرتاسر پره موجود است. a شیب لیفت است، یکی از فرضیات برای حصول معادله تراست این است که ضریب لیفت به طور خطی با زاویه حمله مرتبط است $\lambda C_L = a\alpha$ یک کمیت بی بعد است که بیانگر نسبت سرعت جریان به سرعت نوک پره میباشد و نسبت جریان نامیده میشود. μ یک کمیت بی بعد است که برابر نسبت سرعت افقی به سرعت نوک پره بوده و نسبت پیشرفته روتور نامیده میشود. R_{rad} شعاع پره و ρ چگالی هوا است.

۴-۳ نیروی هاب

نیرویی که عمود به محور Z دستگاه بدنی است و ترکیبی از نیروهای لیفت و درگ وارد شده به پره است و خود به دو مولفه

نیروی H و نیروی Y تجزیه میشود. نیروی H رو به عقب میباشد میتوان آن را به عنوان درگ روتور فرض کرد و نیروی Y، نیرویی جانبی است و معمولاً خیلی خیلی کوچک است و می‌توان از آن صرف نظر کرد. در واقع تمرکز اصلی روی نیروی H است که متناسب با مربع سرعت پره ها میباشد. این نیرو ترکیب دو نیرو درگ القایی و درگ پروفایل می‌باشد. این نیرو که یک نیروی مقاوم برای حرکت جانبی و طولی است در خلاف جهت محور X است. C_d ضریب درگ در ۷۰ درصد مکان شعاعی است.

۵-۳ نیروی اصطکاک بدنه

$$H = C_{H\rho} A (\Omega R_{rad})^2$$

$$\frac{C_H}{\sigma a} = \frac{1}{6} \mu \bar{C}_d + \frac{1}{6} \lambda \mu \left[\theta_0 - \frac{\theta_{tw}}{2} \right]$$

$$\text{Total_Hub_Force} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\sum_{i=1}^4 H_i \end{bmatrix} \quad (8)$$

چهارمین بخش از نیروهای وارد شده نیروی اصطکاک بدنه است و به کل بدنه مولتی روتور وارد میشود. فیزولاج قسمتی از مولتی روتور میباشد که دارای بیشترین سهم در حجم و بار وارد به مولتی روتور است. این قسمت بر اثر مقاومت هوایی که در آن حرکت میکند و بادهایی که در محیط وجود دارند و بادهای القایی موتورها، تحت اصطکاک قرار میگیرد. این نیرو مستقیماً در دستگاه بدنی وارد میشود پس راحت تر است ابتدا در دستگاه مختصات بدنی محاسبه شود و سپس با ضرب کردن در ماتریس انتقال به دستگاه اینرسی منتقل شوند. در این حالت خاص که معادلات سینماتیکی مولتی روتور بدست آمده است و اجزای سرعت در دستگاه اینرسی مشخص گردیده است میتوان مستقیماً مقدار نیروی اصطکاک را در دستگاه اینرسی محاسبه نمود.

به دلیل حرکت رو به جلو و حرکت جانبی مولتی روتور نیروی اصطکاک در دو جهت X و Y به وسیله پرنده وارد میشود که مقادیر آن از ضرب فشار دینامیکی محلی در سطح موثر تحت جریان حاصل میشود. مدل ساده این نیرو بدون در نظر گرفتن اغتشاش و سرعت القایی پره ها روی بدنه به صورت زیر است:

$$F_{Fuz}^B = \frac{1}{2} C_{d\rho} A v^2 \quad (9)$$

C_d ضریب درگ و ρ چگالی هوا و A مساحت پیشانی بدنه و v سرعت است. می‌توان تمام ثابت ها را در قالب یک ثابت CD

$$\begin{aligned} \sum \mathbf{M}^B &= \frac{d\mathbf{h}}{dt_B} + \boldsymbol{\omega}_{b/i} \times \mathbf{h} \\ &= \mathbf{I}^B \frac{d\boldsymbol{\omega}_{b/i}}{dt_B} + \boldsymbol{\omega}_{b/i} \times \mathbf{I}^B \boldsymbol{\omega}_{b/i} + \mathbf{J}_r \frac{d\Omega}{dt_B} \\ &\quad + \boldsymbol{\omega}_{b/i} \times \mathbf{J}_r \Omega \\ \mathbf{I}^B \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{p}} \\ \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\mathbf{r}} \end{bmatrix} &= \sum \mathbf{M}^B - \left(\begin{bmatrix} \mathbf{p} \\ \mathbf{q} \\ \mathbf{r} \end{bmatrix} \times \mathbf{I}^B \begin{bmatrix} \mathbf{p} \\ \mathbf{q} \\ \mathbf{r} \end{bmatrix} \right) - \mathbf{J}_r^B \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \Omega \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{p} \\ \mathbf{q} \\ \mathbf{r} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \Omega \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (12)$$

مقدار داخل پرانتز اول در سمت راست معادله و عبارت دوم در پرانتز دوم، ترم اثرات ژایروسکوپیک است که بدلیل انتخاب دستگاه بدنی به عنوان دستگاه مرجع ظاهر شده است. اینها همان نیروهایی هستند که در ادامه در قالب اثرات ژایروسکوپیک معرفی شده اند. توجه کنید که ماتریس IB و مقدار Jr در دستگاه بدنی بوده و مقادیری ثابت هستند که باعث ساده سازی معادلات میشوند.

با فرض اینکه مولتی روتور جسم صلبی است با جرم ثابت (ماتریس اینرسی نامتغیر با زمان است) و محورهای دستگاه بدنی کاملاً منطبق به محورهای اصلی اینرسی هستند، ماتریس اینرسی تبدیل به یک ماتریس قطری میشود که عناصر روی قطر اصلی ممان اینرسی های اصلی هستند.

$$\mathbf{I}^B = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (13)$$

توجه کنید که این ماتریس ممان اینرسی در دستگاه بدنی حاصل شده است بنابراین برای استخراج معادلات حرکت در دستگاه بدنی مناسب میباشد. از مزایای استفاده از دستگاه بدنی همین است که ماتریس اینرسی در آن ثابت خواهد ماند که سبب ساده شدن معادلات میشود. در نهایت بعد از انجام محاسبات معادلات حرکت دوارانی بصورت رابطه نوشته خواهد شد.

$$\begin{cases} I_{yy} \dot{\mathbf{p}} = \mathbf{M}_x^B + \mathbf{q} \mathbf{r} I_{yy} - I_{zz} - \mathbf{J}_r^B \mathbf{q} \Omega \\ I_{yy} \dot{\mathbf{q}} = \mathbf{M}_y^B + \mathbf{p} \mathbf{r} I_{zz} - I_{xx} + \mathbf{J}_r^B \mathbf{p} \Omega \\ I_{zz} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{M}_z^B + \mathbf{p} \mathbf{q} I_{xx} - I_{yy} - \mathbf{J}_r^B \Omega \end{cases} \quad (14)$$

گشتاورهایی که به مولتی روتور وارد میشوند به شرح زیر هستند:

نوشت که رابطه زیر به صورت $\mathbf{f}_{fuz}^B = \mathbf{C}_{Dv^2}$ نوشته خواهد شد [۸].

$$\mathbf{F}_{Fuz}^B = \begin{bmatrix} C_D \dot{x}^2 \\ C_D \dot{y}^2 \\ C_D \dot{z}^2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

در نتیجه با ورود اجزای نیرو به معادله حرکت خواهیم داشت:

$$\mathbf{m} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{u}} \\ \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{r}\mathbf{v} - \mathbf{q}\boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{p}\boldsymbol{\omega} - \mathbf{r}\mathbf{u} \\ \mathbf{q}\mathbf{u} - \mathbf{p}\mathbf{v} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \varphi \\ mg \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ -T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -H \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -f_x^F \\ -f_y^F \\ -f_z^F \end{bmatrix} \quad (11)$$

۳-۶ معادلات حرکت دورانی

همانطور که از قانون اوپلر میدانیم مشتق مومنوم زاویه ای نسبت به زمان در دستگاه اینرسی برابر همه گشتاورهای خارجی وارده به جسم میباشد. مومنوم زاویه ای از حرکتها مولتی روتور مانند حرکت های چرخشی بدنه و حرکت های چرخشی پره ها برای تولید لیفت، به وجود می آید. چهار متغیر مهم وجود دارد که برای محاسبه مومنوم زاویه ای باید در نظر گرفته شوند:

۱- بردار سرعت زاویه ای مولتی روتور $\vec{\boldsymbol{\omega}}$

۲- بردار سرعت زاویه ای روتور $\vec{\Omega}$

۳- ماتریس ممان اینرسی مولتی روتور I

۴- ممان ممان اینرسی روتورها Jr

مقدار مومنوم زاویه ای مولتی روتور برابر $\mathbf{h} = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{J}_r \Omega$ و از قانون اوپلر داریم $\sum \mathbf{M} = \frac{d\mathbf{h}}{dt}$ (مشتق مومنوم زاویه ای در دستگاه اینرسی که یک دستگاه لخت است باید گرفته شود) و به دلیل آنکه هدف ما بدست آوردن معادلات در دستگاه بدنی میباشد (ماتریس اینرسی در دستگاه بدنی به شکل قطری و ساده است و گشتاورهای وارد شده بر مولتی روتور در این دستگاه می باشند که هر دو این عوامل باعث ساده شدن معادلات میشوند) باید از مومنوم زاویه ای در دستگاه بدنی مشتق بگیریم که سبب تولید ترم های اضافی میشود. حال که مشتق در دستگاه بدنی حاصل میشود میتوان گشتاورها را نیز در این دستگاه نوشت [۹].

و گشتاور پیچ تولید شده برابر صفر است. همانطور که قبلا گفته شد از اختلاف نیروی تراست موتورها برای کنترل زوایای پیچ و رول استفاده میشود.

۱- گشتاور ناشی از موتورهای ۲ و ۴ و ۶ که سبب حرکت رول میشود:

$$M_x^T = L(T_4 - T_2 - T_6)$$

۲- گشتاور ناشی از موتورهای ۱ و ۳ و ۵ که سبب حرکت پیچ میشود:

$$M_z = pq(I_{xx} - I_{yy})$$

به طور کلی میتوان گشتاورهای معرفی شده در قسمتهای قبل را در قالب گشتاورهایی که روتورها تولید میکنند.

(ب) حرکت ژيروسکوپ

این گونه حرکت زمانی اتفاق میافتد که جسم حول محوری میچرخد و آن محور نیز به نوبه خود حول محور دیگری دوران میکند. شتاب هریک از زوایا دلیلی برای تولید اثر ژيروسکوپیک بدنه میباشند. این گشتاوری است که بر اثر سرعت زاویه ای بدنه القاء میشود.

اثر ژيروسکوپیک زاویه رول

$$M_x = pr(I_{yy} - I_{zz})$$

اثر ژيروسکوپیک زاویه پیچ

$$M_y = pr(I_{zz} - I_{xx})$$

۳- اثر ژيروسکوپیک زاویه یاء

$$M_z = pq(I_{xx} - I_{yy})$$

روتورها نیز به علت سرعت زاویه ای که دارند دارای اثرات ژيروسکوپیک هستند و گشتاورهای ژيروسکوپیک به بدنه وارد خواهند کرد.

اثر ژيروسکوپیک زاویه رول

$$M_y^g = J_r q \Omega_r$$

۲- اثر ژيروسکوپ زاویه پیچ

$$M_x^g = J_r q \Omega_r$$

(ج) گشتاور عکس العملی اینرسی

این گشتاور در راستای محور z است و مشابه اثر ژيروسکوپیک روتور که در راستای x و y است. این گشتاور عکس العملی است که از تغییر سرعت پره ها به وجود می آید.

$$H_z^I = J_r \Omega_r$$

(د) گشتاور نیروی هاب

همانطور که مشاهده شد نیروی هاب به دو نیروی در راستای محور x و y تقسیم شد که از نیروی در راستای y به دلیل کوچک بودن صرف نظر کردیم. اگر فاصله صفحه محل اثر نیرو تا

$$\sum M^B = M_Q + M_T + M_R + M_I + M_g + M_H \quad (15)$$

گشتاوری که مولتی روتور وارد میشود از چندین جز تشکیل شده است که در ادامه بطور کامل معرفی خواهند شد.

(الف) گشتاورهای روتور

نیروهای آیرودینامیکی که به پره ها وارد میشوند سبب تولید گشتاور حول شفت موتور یا محور z دستگاه بدنی (Q) و تولید گشتاور حول هاب (P, R) میشوند.

گشتاور نیروی افقی H حول شفت روتور با Q نشان داده میشود. از آنجایی که محور شفت و محور z دستگاه همراستا هستند در نتیجه این گشتاور حول محور z دستگاه بدنی است. بر اساس قانون سوم نیوتن بر اثر درگی که پره ها تولید میکنند، گشتاوری حول محور z دستگاه بدنی تولید میشود که سبب حرکت یاء مولتی روتور می شود.

پس کنترل حرکت یا مولتی روتور همانطور که قبلا گفته شد از جمع گشتاورهای تولیدی نیروهای آیرودینامیکی خواهد بود. جهت این گشتاورها بر خلاف جهت حرکت پره ها خواهد بود بنابراین با در نظر گرفتن جهت مثبت محور z دستگاه بدنی رو به پایین خواهیم داشت:

$$M_z^Q = -Q_1 + Q_2 - Q_3 + Q_a$$

$$Q = C_{Q\rho} A (\Omega R_{rad})^2 R$$

$$\frac{C_Q}{\sigma a} = \frac{1}{8a} (1 + \mu^2) \bar{C}_D + \lambda \left(\frac{1}{6} \theta_0 - \frac{1}{8} \theta_{tw} - \frac{1}{4} \lambda \right) \theta_0 \quad (16)$$

در شبیه سازی برای راحتی کار از $Q = d\Omega^2$ استفاده خواهد شد به دلیل یکسان نبودن توزیع نیروی تراست در سرتاسر پره گشتاورهای رول و پیچ حول هاب تولید میشوند. هنگامی که پره در حال چرخش است سرعت قسمتهای انتهایی نسبت به قسمتهای که به هاب نزدیک هستند بیشتر میشود در نتیجه تراست بیشتری تولید میکنند. باید توجه شود که در حالت هاور به دلیل تقارن پره ها، این گشتاورها صفر میشوند، ولی در پرواز مستقیم این تقارن از بین میرود. گشتاور رول تولید شده برابر است با:

$$(17)$$

$$M_z^R = -R_1 + R_2 - R_3 + R_4$$

$$R = C_{R\rho} A (\Omega R_{rad})^2 R$$

$$\frac{C_R}{\sigma a} = \mu \left(\frac{1}{6} \theta_0 - \frac{1}{8} \theta_{tw} - \frac{1}{8} \lambda \right)$$

همانطور که قبلاً گفته شد، برای تشریح کامل حرکت یک جسم شش درجه آزادی احتیاج به ۱۲ معادله است که شش تا از این معادلات سینماتیکی و شش تا دیگر دینامیکی هستند. توجه کنید که لزوماً نیازی به حصول معادلات دینامیکی در دستگاه اینرسی نیست و معمولاً از این موضوع به دلیل پیچیده شدن معادلات صرفنظر میکنند و این دوازده معادله برای شبیه سازی کافی هستند. میتوان با فرضیاتی معادلات اخیر را به فرم ساده تری در دستگاه اینرسی بدست آورد. با فرض تغییرات زاویه ای کوچک حول نقطه کاری هاور، ماتریس های انتقال به ماتریس همانی تبدیل شده و فرم معادلات در دستگاه اینرسی بصورت زیر نوشته خواهد شد:

$$\left\{ \begin{array}{l} I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + J_r\dot{\theta}\Omega_r + l(-T_2 + T_4) \\ \quad - h\left(\sum_{i=1}^4 H_{yi}\right) + (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{mxi} \\ I_{xx}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + J_r\dot{\phi}\Omega_r + l(-T_1 + T_3) \\ \quad - h\left(\sum_{i=1}^4 H_{xi}\right) + (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{myi} \\ I_{xx}\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy}) + J_r\dot{\psi}\Omega_r + (-1)^i \\ \quad \sum_{i=1}^4 Q_i + l(H_{x2} - H_{x4}) + l(-H_{y1} + H_{y3}) \\ \\ m\ddot{z} = mg - (c\psi c\phi) \sum_{i=1}^4 T_i \\ m\ddot{x} = (s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi) \\ \quad \sum_{i=1}^4 T_i - \sum_{i=1}^4 H_{xi} - \frac{1}{2} C_x A_c \rho \dot{x} |\dot{x}| \\ m\ddot{y} = (-c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi) \\ \quad \sum_{i=1}^4 T_i - \sum_{i=1}^4 H_{yi} - \frac{1}{2} C_y A_c \rho \dot{y} |\dot{y}| \end{array} \right. \quad (22)$$

در مرحله بعدی ساده سازی با توجه به اینکه شرایط هاور مد نظر بوده میتوان از اصطکاک بدنه صرفنظر نمود و با توجه به کوچکی نیروهای هاب و گشتاورهای آن نسبت به ترم های بزرگی همچون نیروی تراست میتوان از آنها صرف نظر نمود و معادلات دینامیکی مولتی روتور بصورت رابطه زیر ساده میشود:

مرکز جرم مولتی روتور را h در نظر بگیریم، گشتاوری حول محور Y دستگاه بدنی به وجود می آید:

$$M_x = qr(I_{yy} - I_{zz})M_y^H = h\left(\sum_{i=1}^6 H_i\right) \quad (18)$$

همچنین نیروی هاب موتورهای ۲ و ۴ و ۶، باعث گشتاوری حول محور Z دستگاه بدنی میشوند:

$$M_y^H = L(H_2 - H_4 - H_6) \quad (19)$$

نکته: توجه کنید که گشتاور ذکر شده در این قسمت متفاوت از گشتاور MQ است. MQ گشتاوری است که از عکس العمل چرخش روتورها به مولتی روتور وارد میشود و مبنای سنجش و محاسبه قدرت موتورها میباشد و در حالی که MH گشتاور نیروی H حول مرکز جرم است. حال قادر خواهیم بود تا معادلات دینامیکی حرکت چرخشی مولتی روتور را در دستگاه بدنی بدست آوریم:

$$\left\{ \begin{array}{l} I_{yy}\dot{p} = qrI_{yy} - I_{zz} + LT_4 - T_2 + (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_i J_r \Omega_r \\ I_{yy}\dot{q} = prI_{zz} - I_{xx} + LT_1 - T_3 + h\left(\sum_{i=1}^4 H_i\right) + J_r \Omega_r \\ I_{zz}\dot{r} = pqI_{zz} - I_{xx} + (-1)^i \sum_{i=1}^4 Q_i + LH_2 - H_4 - J_r \Omega_r \end{array} \right. \quad (20)$$

۱۲ معادله ای که برای توصیف کامل حرکت ۶ درجه آزادی

مولتی روتور لازم است به شرح زیر است:

$$(21)$$

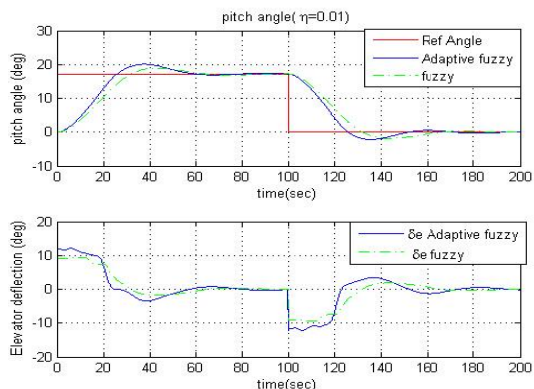
$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi \\ s\psi c\theta & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & -c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi/c\theta & c\phi/c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} m\dot{u} \\ m\dot{v} \\ m\dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (vr - wq) - mg \sin \theta - \sum_{i=1}^4 H_i - f_x^F \\ (wp - ur) - mg \cos \theta \sin \theta - f_y^F \\ (uq - vp) - mg \cos \theta \sin \theta - \sum_{i=1}^4 T_i - f_z^F \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} I_{yy}\dot{p} \\ I_{yy}\dot{q} \\ I_{zz}\dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} qr(I_{yy} - I_{zz}) - L(T_4 - T_2) - (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_i J_r \Omega_r \\ pr(I_{zz} - I_{xx}) - L(T_1 - T_3) - h\left(\sum_{i=1}^4 H_i\right) + J_r \Omega_r \\ qr(I_{xx} - I_{yy}) - (-1)^i \sum_{i=1}^4 Q_i + L(H_2 - H_4) - J_r \Omega_r \end{bmatrix}$$

می‌شود. شبیه‌سازی در محیط سیمولینک متلب با روش رانگا-کوتا انجام شده است. زمان نمونه‌برداری در شبیه‌سازی 0/01 در شبیه‌سازی انتخاب شده است. مقادیر اولیه شناساگر به وسیله طراحی انجام شده در فصل قبل به دست آمده است. این انتخاب به دلیل آن است که سیستم در ابتدا ناپایدار نشود. به دلیل آن که پارامترهای کنترل کننده به تابع حساسیت وابسته هستند، مقادیر نادرست تابع حساسیت سیستم را ناپایدار خواهد کرد، به همین دلیل ابتدا پارامترهای شناساگر بروز می‌شوند و زمانی که تطبیق مناسبی با سیستم پیدا کردند، از تابع حساسیت آن‌ها استفاده می‌نماییم. با روش سعی و خطا نرخ یادگیری 0,01 انتخاب شده است. در شکل ۲ زاویه چرخش به ازای نرخ یادگیری 0,01 نشان می‌دهد. با نرخ یادگیری 0,01 سرعت پاسخ سریع‌تری نسبت به سیستم فازی ایجاد می‌شود اما بالازدگی را افزایش می‌یابد.



شکل ۲-۱ زاویه پیچش و انحراف بالابر با نرخ یادگیری 0,01

با کاهش نرخ یادگیری خروجی مطلوب‌تر می‌شود و بالازدگی کاهش می‌یابد. در شکل ۳-۱ تا شکل ۳-۳ با نرخ یادگیری 0,001 بالازدگی در خروجی بسیار کاهش یافته است. این پاسخ نسبت به نرخ یادگیری 0,01 بسیار مطلوب‌تر عمل کرده است. در این حالت کنترل کننده فازی تطبیقی بسیار بهتر از کنترل کننده فازی عمل نموده است.

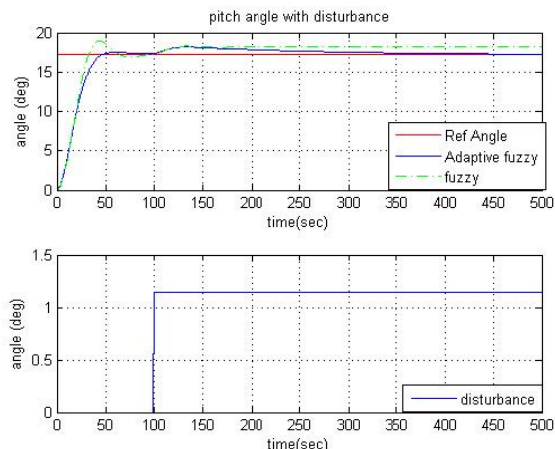
$$\left\{ \begin{aligned} I_{xx}\ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + J_r\dot{\theta}\Omega_r + I(-T_2 + T_4) \\ I_{xx}\ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + J_r\dot{\phi}\Omega_r + I(-T_1 + T_3) \\ I_{xx}\ddot{\psi} &= \dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy}) + J_r\Omega_r + (-1)^i \sum_{i=1}^4 Q_i \\ m\ddot{z} &= mg - (c\psi c\phi) \sum_{i=1}^4 T_i \\ m\ddot{x} &= (s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi) \sum_{i=1}^4 T_i \\ m\ddot{y} &= (-c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi) \sum_{i=1}^4 T_i \end{aligned} \right. \quad (23)$$

معادلات حاصله مبنای محاسبه معادلات فضای حالت و طراحی سیستم های کنترلی خواهند بود. در ادامه برای ساده نمودن صورت معادلات بجای مجموع نیروهای تراست از U1 و مجموع گشتاورهای تراست موتورهای ۲ و ۴ از U2 و مجموع گشتاورهای تراست موتورهای ۱ و ۳ از U3 و مجموع گشتاورهای عکس‌العملی هر شش موتور از U4 استفاده خواهد شد. در نتیجه این تغییرات مجموعه معادلات (۲۳) بصورت معادله (۲۴) نوشته خواهند شد. در واقع U1 و U2 و U3 و U4 ورودی های کنترلی هستند که توسط کنترلر تولید میشوند.

$$\left\{ \begin{aligned} I_{xx}\ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + J_r\dot{\theta}\Omega_r + U_2 \\ I_{xx}\ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + J_r\dot{\phi}\Omega_r + U_3 \\ I_{xx}\ddot{\psi} &= \dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy}) + J_r\Omega_r + U_4 \\ m\ddot{z} &= mg - (c\psi c\phi)U_1 \\ m\ddot{x} &= (s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi)U_1 \\ m\ddot{y} &= (-c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi)U_1 \end{aligned} \right. \quad (24)$$

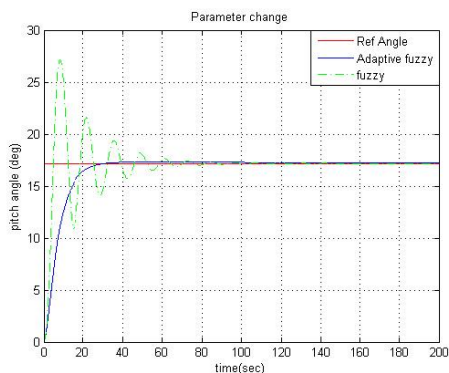
۴- شبیه سازی و نتایج

در کنترل فازی-تطبیقی غیرمستقیم از شناساگر فازی که مدلی از فرآیند است که بر اساس خطای بین خروجی و مدل خروجی فرآیند تنظیم شده است، استفاده می‌شود. پارامترهای مدل شناساگر فازی و پارامترها کنترل کننده بر اساس مدل شناسایی شده هستند. یک کنترل کننده فازی تطبیقی هیبرید از قانونی که به وسیله فرد خبره برای کنترل کننده فازی به دست می‌آید و مشابه زمانی که دینامیک فرآیند بسیار غیرخطی و متغیر با زمان است. در این کار اخیر یک کنترل فازی تطبیقی هیبرید که کنترل موقعیت پرنده بدون سرنشین بر اساس خطا بین خروج فرآیند و ورودی مرجع و همچنین حساسیت که تقریباً در شناساگر فازی فرآیند محاسبه شده تنظیم



شکل ۵-۱ اثر اغتشاش در خروجی سیستم در کنترل کننده فازی-تطبیقی و فازی

در شکل ۶ با تغییر پارامتر ضریب بالابر به دو برابر مقدار خود مشاهده می‌شود که کنترل کننده فازی نوسانات بسیار شدیدی ایجاد کرد و پاسخ نامطلوبی به ورودی پله نشان داده است اما کنترل کننده فازی تطبیقی با تغییر پارامتر پاسخ مطلوبی ایجاد نموده است.



شکل ۶-۱ اثر تغییر ضریب بالابر بر کنترل کننده فازی و فازی تطبیقی

حلقه کنترلی زاویه چرخش شامل یک کنترل کننده زاویه‌ی چرخش و یک شناساگر زاویه‌ی چرخش است.

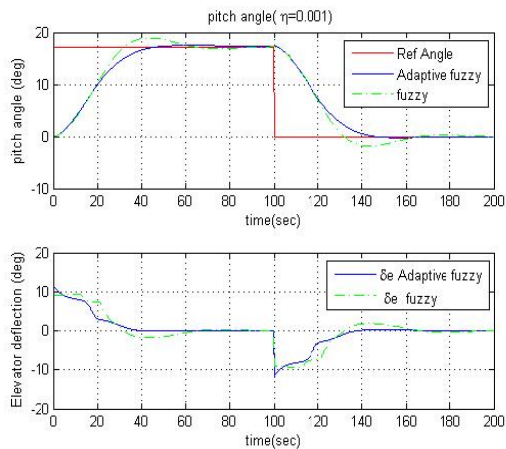
ورودی‌های این کنترل کننده خطا زاویه‌ی چرخش (e_ϕ) و

تغییرات خطای زاویه‌ی چرخش (Δe_ϕ) است. خروجی

کنترل کننده انحراف شهپر (δ_a) است. پارامترهای کنترل کننده فازی توسط تابع حساسیت بروز می‌شوند. مجموعه‌های فازی

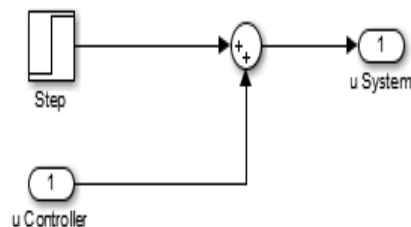
ورودی‌های برای خطا و تغییرات خطا به صورت

$\{PB, PM, PS, Z, NS, NM, NB\}$ تعریف شده است.



شکل ۳-۱ زاویه پیچش و انحراف بالابر به ازای نرخ یادگیری ۰,۰۰۱

در خروجی کنترل کننده یک اثر اغتشاش در نظر می‌گیریم. اغتشاش را به صورت ورودی پله در نظر می‌گیریم. ورودی که در زمان خاصی به کنترل کننده اضافه می‌شود و اثر آن باقی می‌ماند. این ورودی پله با خروجی کنترل کننده جمع می‌شود و به مدل هواپیما داده می‌شود (شکل ۴-۱ شکل ۴)



شکل ۴-۱ اثر اغتشاش در کنترل کننده

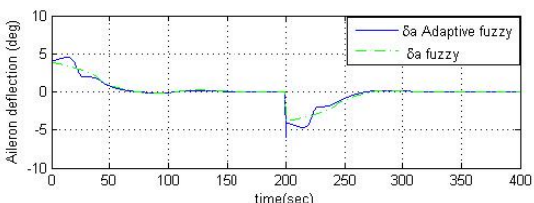
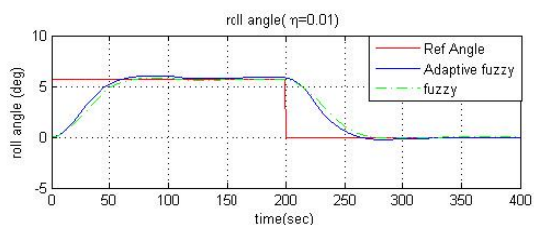
در شکل ۵ یک اغتشاش در زمان ۱۰۰ ثانیه به سیستم اعمال شده است. اثر اغتشاش باعث ایجاد بالازدگی در سیستم شده است. اثر این بالازدگی در سیستم فازی از بین نرفته و این کنترل کننده نتوانسته است اثر اغتشاش را کاهش دهد اما کنترل کننده فازی-تطبیقی به تدریج اثرش کاهش یافته است و ورودی مطلوب را دنبال نموده است. این نشان دهنده آن است که این کنترل کننده فازی تطبیقی توانسته اثر این اغتشاش را از بین ببرد و عملکرد مطلوبی از خود نشان دهد.

شوند. مقدار واریانس مجموعه‌های ورودی ثابت فرض شده است.

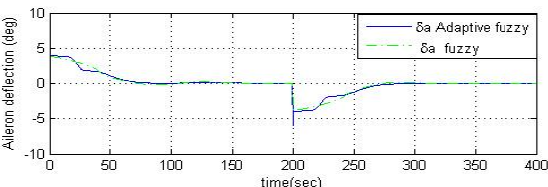
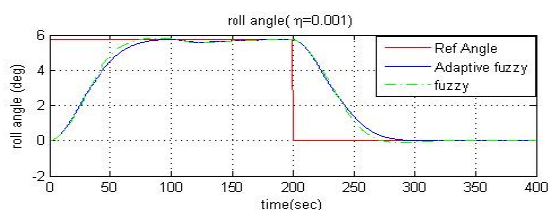
$$\text{مقدار } \frac{\partial \theta_m}{\partial \delta_e} \text{ از مدل شناسایی شده محاسبه می‌شود.} \quad (27)$$

$$z(k+1) = z(k) + \eta(\phi_{ref} - \phi) \frac{\partial \phi_m}{\partial \delta_a} \frac{\partial \delta_a}{\partial z}$$

شبیه‌سازی‌ها در سیمولینک متلب با زمان نمونه ۰,۰۱ انجام شده است. شکل ۸-۱ زاویه پپیچش به ازای نرخ یادگیری ۰,۰۱ نشان می‌دهد. با انتخاب نرخ یادگیری ۰,۰۱ سرعت پاسخ بهتر شده است اما بالازدگی بیشتر نسبت به کنترل‌کننده فازی ایجاد شده است. با انتخاب نرخ یادگیری ۰,۰۰۱ و آموزش سیستم به تدریج پاسخ سیستم بهتر شده و نوسانات و بالازدگی‌ها در کنترل‌کننده فازی-تطبیقی کاهش یافته است



شکل ۸-۱ زاویه چرخش و انحراف شهپر به ازای نرخ یادگیری ۰,۰۱



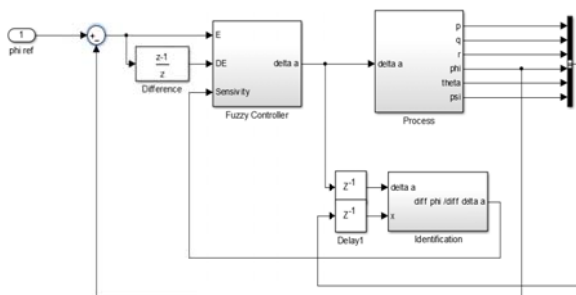
شکل ۹-۱ زاویه چرخش و انحراف شهپر به ازای نرخ یادگیری ۰,۰۰۱

با اعمال ورودی اغتشاش به خروجی کنترل‌کننده تأثیر را مشاهده می‌کنیم. یک ورودی اغتشاش در زمان ۱۲۰ ثانیه به

تابع عضویت ورودی‌ها به صورت گوسی و تابع عضویت خروجی به صورت سینگلتون انتخاب شده است. فرم کلی قوانین به صورت ۰ بیان می‌شود.

$$A_j^{e_e} \text{ and } \Delta e(k) \text{ is } A_j^{\Delta e_e} \text{ then } \delta_a(k+1) \text{ is } B_j \quad (25)$$

که در معادله ۰ تعداد قوانین، $A_j^{\Delta e}$ و A_j^e مجموعه فازی ورودی برای خطا و تغییرات خطا زاویه چرخش و B_j مجموعه فازی خروجی برای انحراف شهپر است. مجموعه فازی ورودی به صورت تابع گوسی انتخاب شده‌اند. تابع عضویت گوسی برای خطا و تغییرات خطا به صورت معادله است.



شکل ۷-۱ کنترل فازی تطبیقی برای زاویه چرخش

مقادیر اولیه برای مراکز خطا

$$\{-20, -12, -4, 0, 4, 12, 20\} \text{ و واریانس خطا}$$

$\sigma_e = 2$ است و برای مراکز تغییرات خطا

$$\{-300, -150, -100, 0, 100, 150, 200\} \text{ و}$$

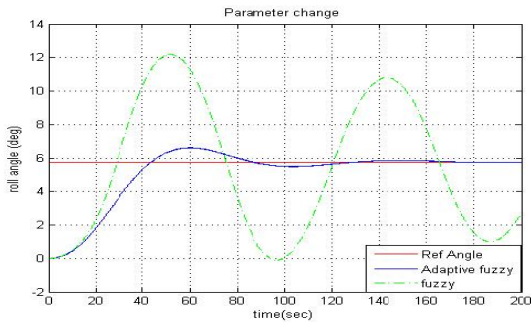
واریانس خطا $\sigma_{\Delta e} = 30$ انتخاب کرده‌ایم. با روش نافازی‌ساز میانگین مراکز خروجی کنترل‌کننده به صورت **Error!** **Reference source not found.** خواهد شد.

$$(26)$$

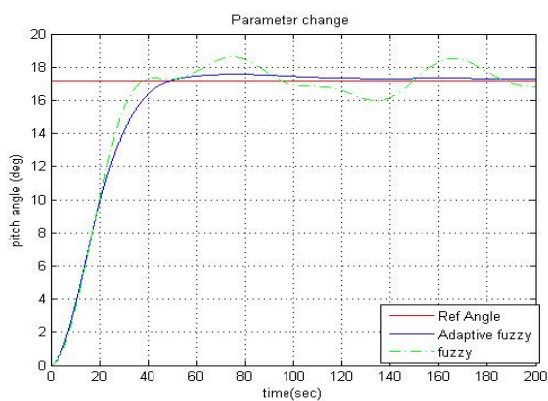
$$\frac{\sum_{j=1}^h B_j \left[\exp\left(-0.5 \left(\frac{e_\phi(k) - ce_j}{\sigma e_j} \right)^2 \right) \right] \left[\exp\left(-0.5 \left(\frac{\Delta e_\phi(k) - c \Delta e_j}{\sigma \Delta e_j} \right)^2 \right) \right]}{\sum_{j=1}^h \left[\exp\left(-0.5 \left(\frac{e_\phi(k) - ce_j}{\sigma e_j} \right)^2 \right) \right] \left[\exp\left(-0.5 \left(\frac{\Delta e_\phi(k) - c \Delta e_j}{\sigma \Delta e_j} \right)^2 \right) \right]}$$

که در آن h تعداد قوانین فازی است. پارامترهای کنترل‌کننده فازی مراکز مجموعه‌های فازی ورودی و خروجی سینگلتون

به صورت به هنگام توسط رابطه $(\theta_{ref} - \theta) \frac{\partial \theta_m}{\partial \delta_e}$ بروز می-



شکل ۱۰-۱ اثر تغییر ضریب نرخ چرخش در دو کنترل کننده فازی و فازی تطبیقی زاویه چرخش

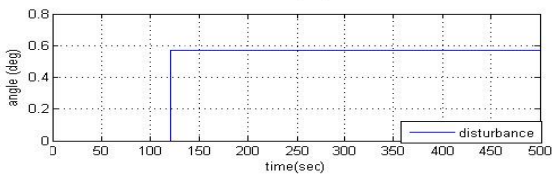
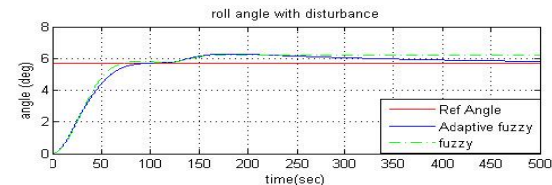


شکل ۱۱-۱ اثر تغییر ضریب نرخ چرخش در دو کنترل کننده فازی و فازی تطبیقی زاویه پیچش

۵- نتیجه گیری

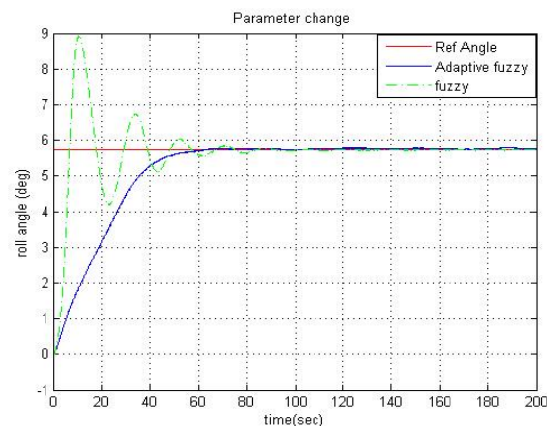
در این پایان نامه از یک کنترل کننده فازی-تطبیقی غیرمستقیم برای کنترل موقعیت ربات پرنده مولتی روتور استفاده شده است. ابتدا پارامترهای کنترل سیستم توسط یک شناساگر فازی تخمین زده می شود. این شناساگر یک شناساگر به هنگام است که پارامترهای آن توسط یک خطا بین خروجی سیستم و شناساگر بروز می شوند. این شناساگر یک مدل تخمینی از سیستم را ارائه می دهد. در مقایسه با شناساگر معمول این شناساگر نیازی به مدل سیستم دارد و خروجی آن توسط قوانین فازی به دست می آیند. به دلیل اینکه شناساگر یک تخمین مناسب از سیستم را ارائه می دهد، حساسیت سیستم با مدل فازی تقریباً یکسان است. باید توجه نمود به دلیل ساختار ناپایدار مولتی روتور امکان شناسایی سیستم وجود ندارد و باید حتماً یک کنترل کننده مناسب طراحی نمود و بعد

سیستم اعمال شده است. با اعمال این اغتشاش سیستم از خروجی مطلوب فاصله گرفته است؛ اما کنترل کننده فازی-تطبیقی اثر اغتشاش را به مرور از بین برده و دوباره به حالت مطلوب رسیده است اما کنترل کننده فازی نتوانسته است اثر این اغتشاش را از بین ببرد (شکل ۱۰-۱)



شکل ۱۰-۱ اثر اغتشاش بر کنترل کننده فازی-تطبیقی و فازی زاویه چرخش

شکل ۱۱-۱ اثر تغییر پارامتر را بر کنترل کننده فازی و فازی تطبیقی نشان می دهد. با تغییر پارامتر ضرایب شپهر به مقدار دوبرابر مقدرا خود در کنترل کننده فازی نوسانات و بالازدگی بزرگی ایجاد نموده است اما کنترل کننده فازی تطبیقی با تغییرات پارامتر پاسخ مطلوب بوده است و با سیستم جدید تطبیق پیدا کرده است.



شکل ۱۱-۱ اثر تغییر ضریب شپهر در کنترل کننده فازی و فازی تطبیقی

با تغییر ضریب نرخ چرخش مشاهده می شود که کنترل کننده فازی ناپایدار شده است اما کنترل کننده فازی تطبیقی با سیستم جدید تطبیق یافته است.

شناساگر را در سیستم قرارداد. سادگی طراحی این شناساگر و نیاز نداشتن به مدل سیستم از مزیت‌های این سیستم به شمار می‌رود.

در سیستم‌های غیرخطی استفاده از کنترل‌کننده PID مناسب نیست که باید از کنترل‌کننده‌های غیرخطی از جمله کنترل‌کننده هوشمند از جمله شبکه عصبی، نروفازی و فازی استفاده نمود. کنترل‌کننده بر اساس قوانین ورودی کنترلی سیستم را تولید می‌نمایند. قوانین آن‌ها بر اساس دانش یک فرد خبره ایجاد می‌شود و قوانین به صورت کیفی اعلام می‌شوند. در فصل چهارم پایان‌نامه یک کنترل‌کننده فازی تطبیقی برای کنترل حلقه داخلی کنترل طولی و عرضی استفاده شده است. در روش کنترل‌کننده معمولی پارامترها سیستم ثابت هستند و در صورت تغییر پارامترها و نامعینی‌ها این کنترل‌کننده دیگر نمی‌تواند رفتار مناسبی از خود نشان دهد و امکان ناپایداری در سیستم وجود دارد. روش کنترل فازی تطبیقی می‌تواند مشکل نامعینی و پارامترهای مدل نشده سیستم را حل نماید و با تطبیق با پارامترهای جدید پارامترهای کنترل‌کننده را تغییر دهد در روش کنترل تطبیقی روش غیرمستقیم از یک حساسیت سیستم و خطا برای تطبیق پارامترها استفاده می‌شود. حساسیت سیستم که تغییرات خروجی نسبت تغییرات ورودی تعریف می‌شود، باید با استفاده از مشتق‌گیری از مدل ریاضی سیستم محاسبه شود و راه دیگر به دست آوردن آن از پارامترهای تخمین زده شده است؛ که در این صورت با تقریبی حساسیت سیستم را با حساسیت مدل شناسایی شده برابر دانست. خروجی شناساگر فازی به صورت یک رابطه ریاضی از توابع نمایی است که می‌توان از این رابطه‌ها برای مشتق‌گیری استفاده نمود که با این روش حساسیت تقریبی سیستم محاسبه می‌شود و از آن برای تطبیق پارامترها کنترل‌کننده فازی-تطبیقی استفاده می‌شود. باید به این نکته توجه نمود که افزایش نرخ همگرایی در سیستم می‌تواند سیستم را به سمت ناپایداری ببرد و عملکرد نامطلوبی برای سیستم ایجاد می‌نماید و کاهش آن باعث کند شدن تطبیق سیستم می‌شود که با استفاده از قضیه ۱ و ۲ می‌توان انتخاب مناسبی برای نرخ یادگیری شناساگر و کنترل‌کننده داشت. علاوه بر این نکته نرخ یادگیری تأثیری زیادی بر بالا زدگی و سرعت سیستم دارد که می‌توان با یک نرخ مناسب این فاکتورها را کنترل نمود. نرخ یادگیری کم سرعت تطبیقش کم خواهد بود اما بالا زدگی را کاهش داد، اما نرخ یادگیری بالاتر باعث بالا زدگی سیستم شد اما رسیدن به پاسخ

را سریع‌تر نموده است به دلیل کند بودن همگرایی در کنترل‌کننده فازی تطبیقی این کنترل‌کننده قادر به تطبیق با اغتشاشات بزرگ نیست که می‌توانیم از یک کنترل‌کننده مقاوم استفاده نمود که هر دو ویژگی‌های مقاوم و تطبیقی را داشته باشد. استفاده از نرخ یادگیری قابل تنظیم برای سیستم نیز می‌تواند همگرایی را بهتر کند. برای جلوگیری در برابر نویز و اغتشاشات می‌توان از یک فیلتر فازی استفاده نمود. روش فازی تطبیقی را می‌توان برای سیستم‌های دیگری از جمله ربات‌ها، کشتی‌ها یا زیردریایی که در شرایط متفاوتی هستند و نیاز به تطبیق با شرایط محیطی دارند، نیز استفاده نمود. علاوه برای اصلاح نرخ یادگیری ثابت از یک نرخ متغیر استفاده نمود که بتوان بالا زدگی و سرعت سیستم را افزایش و سریع‌تر تطبیق پیدا کند. پیشنهادهایی دیگری برای ادامه کار می‌توان ارائه نمود.

۱. استفاده از کنترل فازی تطبیقی مد لغزشی برای کنترل موقعیت
۲. استفاده از شبکه نروفازی تطبیقی برای شناسایی سیستم
۳. تعیین نرخ یادگیری متغیر به وسیله قوانین فازی
۴. طراحی کنترل‌کننده فازی تطبیقی برای کنترل بلند شدن و نشست
۵. تعیین پارامترهای شناساگر فازی با الگوریتم ژنتیک
۶. استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی برای کاهش قوانین که باعث افزایش سرعت کنترل‌کننده

مراجع:

- [1] Muhammad M. Mahmood, Md S. Chowdhury, Rizwan Ihsan Umar M. Yousaf, Mohamed W. Afifi, Imtiaz M. Chuwadhury, UAV Autopilot Design for the AUVSI, UAS International Competition, Proceedings of the ASME 2009 International Design Engineering Technical Conferences & Computers and Information in Engineering Conference
- [2] R. Sharma, Fuzzy Q Learning based UAV Autopilot, International Conference on Innovative Applications of Computational Intelligence on Power, Energy and Controls with their Impact on Humanity (CIPECH14) 28 & 29 November 2014
- [3] www.airspacemag.com
- [4] A Benallegue, A. Mokhtari, High-order sliding-mode observer for a quadrotor UAV, *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Vol. 18, page 427-440, 2008
- [5] G Raffo, M Ortega, An integral predictive/nonlinear Hoo control structure for a quadrotor helicopter, *Journal of Automatica*, Vol 6, , page 29-39, 2010
- [6] A Rodić, G Mester, The Modeling and Simulation of an Autonomous Quad-Rotor Microcopter in a Virtual Outdoor Scenario, *Journal of Acta Polytechnica Hungarica* / Vol. 8, page 45-65, 2011
- [7] A Tayebi, McGillvray, Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot, *Conference on Decision and Control*, IEEE, 2007
- [8] Y Takeshi, S Balakrishnan, T Hiroyuki, Integrated guidance and autopilot design for a chasing UAV via high-order sliding modes, *Journal of the Franklin Institute*, Vol 349, page 531-558, 2012
- [9] F. Mazhar, A. Munem Khan, On using neural networks in UAV structural design for CFD data fitting and classification, *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol 30, page 210-225, 2013