فصلنامه علمی تخصصی ایده های نو در علوم، مهندسی و فناوری ، دوره ۳، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۸، ص ۱۵-۱
ISSN: 2588-3984
http://www.Tajournals.com

عنوان مقاله: بهبود کنترل و پایداری کواد کپتر با روش فازی
دوره ۳ / شماره ۲ / تابستان ۱۳۹۸/ ص ۱۵-۱

بهبود کنترل و پایداری کواد کپتر با روش فازی

محمدصادق دیدگاه۱ و محمد مردانی۲

۱دانشجوی کارشناسی ارشد گروه برق، دانشگاه شهاب قم (غیرانتفاعی)

۲ استادیار، گروه برق، دانشگاه شهاب قم (غیرانتفاعی)

چکیده

هر وسیله پرنده باید در طول پرواز و در کلیه حالات پروازی قابل کنترل، پایدار و متعادل باشد. این سه الزام پیش شرط‌های یک پرنده ایمن هستند. از سویی دیگر، موضوع پایداری و کنترل با عکس‌العمل پرنده در مقابل اغتشاشات داخلی و خارجی سر و کار دارد. اغتشاشات داخلی شامل چرخش سطوح کنترل، تغییر محل مرکز ثقل و تغییر پیکربندی پرنده می‌باشد. این اغتشاشات یا توسط خلبان (اپراتور) و یا توسط سامانه کنترل خودکار پرنده تولید می‌شوند. اغتشاشات خارجی توسط محیط ایجاد شده و شامل مواردی از قبیل باد و جریان‌های حرارتی می‌شود.در این مقاله، از یک مدل پویا غیرخطی از یک نوع هواپیمای بدون سرنشین Quadrotor با استفاده از فرمالیتم نیوتن-اویلر، که به‌طور گسترده درگذشته مورداستفاده قرارگرفته است، استفاده شده است. تمام نیروها و لحظات آئرودینامیکی UAV Quadrotor مورد مطالعه در یک قاب استوانه‌ای مورد بررسی قرارگرفته‌اند. سپس یک مدل دینامیک پایه‌ای برای طراحی یک کنترل‌کننده LQG به همراه یک سیستم فازی برای تثبیت ارتفاع rotorcraft استفاده‌شده است. طراحی پارامترهای رویکرد کنترل LQG با ضرایب فازی پیشنهادی، یعنی ماتریس وزن R و Q فازی به اثربخشی چندین فرآیند خطا انجام می‌شود. درنهایت، نتایج شبیه‌سازی در محیط MATLAB / Simulink به دست می‌آید تا اثربخشی رویکرد تثبیت نسبی پیشنهادشده را نشان دهد.

واژگان کلیدی: بهبود کنترل، پایداری کوادکپتر، روش فازی

فصلنامه علمی تخصصی ایده های نو در علوم، مهندسی و فناوری ، دوره ۳، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۸، ص ۱۵-۱
ISSN: 2588-3984
http://www.Tajournals.com

مقدمه

مدل اولیه آزمایشی یک Multiroter در سال ۱۹۰۷ توسط دو برادر فرانسوی بنام Jacques and Louis Breguet در پروژه‌ای بنام Quadcopter ساخته و تست شد، هرچند آن‌ها نتوانستند پرنده خود را در آسمان نگه‌دارند ولی موفق به پرواز ثابت شدند. بعدازآن ساخت بالگرد چهار پروانه‌ای به سال ۱۹۲۰ میلادی برمی‌گردد. در سال ۱۹۲۰ یک مهندس فرانسوی بنام etienne oehmichenاولین بالگرد چهارپره که از روش تنظیم X بهره می‌جست را اختراع نمود و مسافت ۳۶۰ متر را با کوادکوپتر خود پرواز کرد و سپس در همان سال او مسافت یک کیلومتر را در مدت هفت دقیقه و چهل ثانیه پرواز کرد.
در حدود سال ۱۹۲۲ در آمریکا Dr George de Btheza موفق به ساخت و تست تعدادی Quadcopter برای ارتش شد که قابلیت کنترل و حرکت در سه بعد را دارا بود، ولی پرواز با آن بسیار سخت بود. در سال ۱۹۵۶ مدل دیگری توسط Convertewingsطراحی شد و در سال ۱۹۵۸ مدل Curtis-Wright VZ-7 توسط کمپانی Curtis- Wrightطراحی شد. در سال‌های اخیر توجه مراکز دانشگاهی به طراحی و ساخت پهپادهای چهارپره جلب شده است و مدل‌های مختلفی در دانشگاه استانفورد و کورنل ساخته شده است و به تدریج رواج یافته است . از حدود سال ۲۰۰۶ کواد کوپترها شروع به رشد صنعتی به‌صورت وسایل پرنده بدون سرنشین نمودند. امروزه مالتی روتورها به‌ویژه مدل‌های چهارپره که به کواد کوپتر شهرت دارند یکی از پرکاربردترین وسایل پرنده بدون سرنشین می‌باشند؛ که به‌عنوان‌مثال می‌توان به کاربردهای گسترده تصویربرداری هوایی، نقشه‌برداری، جاسوسی، تفریحی و ... اشاره نمود .با گسترده‌تر شدن روزافزون جلوه‌های بصری در تبلیغات و فیلم‌های سینمایی و تلویزیونی، استفاده از وسایل پرنده و تصویربرداری هوایی بیش‌ازپیش موردتوجه قرارگرفته است. برخی از پژوهش‌های دیگر که در این زمینه صورت گرفته است به شرح زیر می‌باشد: درسال ۲۰۰۹ مارکوس[1] و همکاران [3] در مقاله خود یک سیستم کامل کنترلی طراحی کردند که در آن حرکت یک کوادکوپتر به‌طور پایدار بر اساس بازخورد بصری و اندازه‌گیری سنسورهای اینرسی انجام میشد که سپس برای کنترل بهتر از سیستم تصویری یا نمایشی استفاده کردند. در سال ۲۰۱۲ این کیو[2] و همکاران [4] به طراحی یک سیستم کنترلی اوپن سورس پرداختند آن‌ها در نظر داشتند که در این طراحی یک سیستم پویا و ارزان‌قیمت ارائه دهند تا در تمام شرایط و سرعت‌های حرکتی مختلف کواد کپتر کنترل شود و همچنین این سیستم را بروی دستگاه‌های دیگر تست کردند و نتیجه موفقیت‌آمیز ازآن گرفتند. در سال ۲۰۱۲ مهدی فتان[3] و همکاران [5]در مقاله خود تلاش کردند تا یک کنترل‌کننده PID سازگار را شناسایی کنند که بتواند به‌صورت انطباقی ضرایب مناسب را برای کنترل ارتفاع کوادکپتردریافت کند. ساختار این کنترل‌کننده PID شبیه به نورون مصنوعی است که در بسیاری از شبکه‌های عصبی مصنوعی استفاده می‌شود. کنترل ارتفاع ربات توسط این کنترل‌کننده در یک مسیر سینوسی نشان داده‌شده است و همچنین از بین بردن اختلال ناگهانی توسط کنترل‌کننده PID تطبیقی عصبی نیز موردبررسی قرار گرفت. در سال ۲۰۱۳ لوکاس[4] و همکاران [6] در مقاله خود باهدف ارائه یک مقایسه بین کنترلرهای مختلف در یک مدل پویا از یک نمونه پلت فرم کوادکوپتر استفاده کردند. از جمله کنترل‌کننده‌هایی که در این تحقیق مورد استفاده قرار گرفت میتوان به موارد این موراد اشاره کرد. یک PID تنظیم‌شده ITAE، یک کنترل‌کننده LQR کلاسیک و یک PID تنظیم‌شده با یک حلقه LQR در سال ۲۰۱۵ جاود[5] و همکاران [8] در مقاله خود یک استراتژی

[1] Markus Achtelik

2 Inkyu Sa

3 Mehdi Fatan

4 Lucas

5 Jawad Khan

کنترل جدید برای کنترل Quadcopter با استفاده از سیگنال‌های مغز پیشنهاد دادند. فن‌آوری مغز و کامپیوتر (BCI) با استفاده از الکتروانسفالوگرافی هیبرید - طیف‌سنجی نزدیک به مادون‌قرمز (EEG-NIRS) و دو دستور برای استفاده جهت کنترل quadcopter استفاده کردند.. نتایج نشان می‌دهد که طرح پیشنهادشده برای برنامه‌های کنترل BCI مناسب است. درسال ۲۰۱۷ ساسونگ کیم[۶] و همکاران [24] یک سیستم ترکیبی برای کنترل یک کواد کپتر بدون سرنشین ارائه دادند که کنترل پیشنهادی با آزمایش‌های پرواز با استفاده از چند روتور با بازوی چهارگانه DOF استفاده شده است. نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهد عملکرد ردیابی برتر ساختار پیشنهادی در مقایسه با کنترل پشت سر و بدون DOB. است. درسال ۲۰۱۸ اندری[۷] و همکاران[22] در مقاله خود از یک سیستم فازی مرتبه دو استفاده کردند ودر مقایسه با سیستم فازی مرتبه یک نوع گوسی توانستند نشان دهند که می‌توان با تغییر در پارامترهای فازی نوع دوم پایداری بهتری برای کوادکپتر متصور شد و همچنین مشخص نمودند که کواد کپتر های با فازی نوع دوم عملکرد یکسان‌تری دارند و در شرایط غیر پیش‌بینی‌شده دارای پاسخ بهتری است

۲- معادلات حاکم

۲-۱ مدل‌سازی پهپاد کوادکپتر

۲-۱-۱شرح سیستم و نیروهای آیرودینامیکی

کوادکپتر یک نوع پهباد با چهار روتور است که به‌طور مستقل کنترل می‌شوند. حرکت کوادکپتر منجر به تغییر در سرعت روتور می‌شود. ساختار کوادکپتر در این مقاله متقارن فرض شده است ومرکز گرانش در کواد کپتر ثابت بوده است. سرعت چرخشی پروانه ها پایدار و نیروهای درگ آن‌ها به مربع سرعت پروانه‌ها وابسته است. روتور کوادکپتر موردمطالعه با قاب‌های بدنه در شکل ۱ نشان داده شده است

پارتیشن‌های زیر را در مختصات انتقالی و چرخش ارائه‌شده است:

$$\xi = (x, \ y, \ z) \in \mathrm{R}^3, \qquad \boldsymbol{\eta} = (\phi, \ \theta, \ \psi) \in \mathrm{R}^3 \qquad (۱)$$

در معادله بالا $\xi = (x, y, z)$ موقعیت بردار مرکزی و جرم کوادکپتر در قاب ثابت در نظر گرفته‌شده است. $\boldsymbol{\eta} = (\phi, \ \theta, \ \psi)$ حرکت کوادکپتر را نشان داده‌شده که توسط زاویه اوبلر($\phi, \ \theta, \ \psi$)می باشد.

میدانیم که ϕ زاویه رول در محور x و θ زاویه زمین در محور y و ψ زاویه پیچشی در اطراف محور z هستند. تمام این زاویه‌ها به‌صورت زیر محدودشده‌اند:

$$-\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{\pi}{2} \qquad (۲)$$

$$-\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{\pi}{2} \qquad (۳)$$

$$-\pi < \psi < \pi \qquad (۴)$$

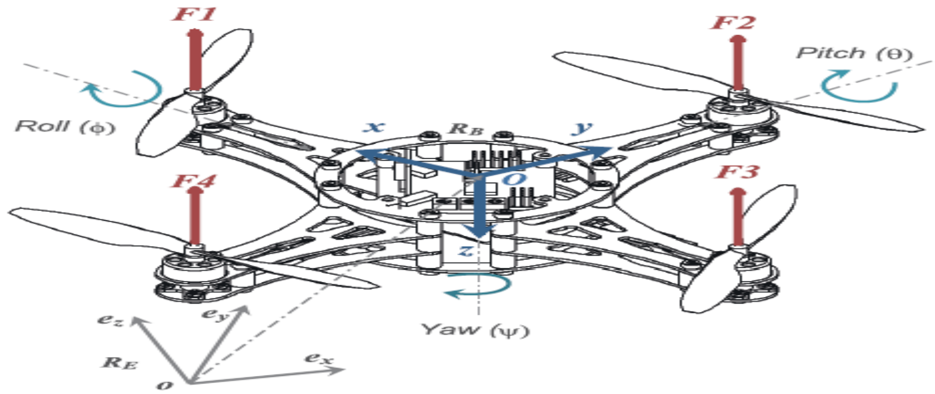
هر موتور Mi=(i=1,2,3,4) از کوادکپتر نیروی Fi تولید می‌کند که متناسب با مربع سرعت زاویه‌ای است. حرکت هر موتور در جهتی ثابت است، نیروی تولیدشده Fi همیشه مثبت است. موتورهای جلو و عقب (۱M و ۳M) پادساعتگردچرخانده می‌شوند، درحالی‌که موتورهای چپ و راست (۲M و ۴M) و به‌صورت ساعت چرخ هستند.

---

6 Suseong Kim

7 Andriy

فصلنامه علمی تخصصی ایده های نو در علوم، مهندسی و فناوری ، دوره ۳، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۸، ص ۱۵-۱
ISSN: 2588-3984
http://www.Tajournals.com



شکل ۱- کواد کوپتر موردبررسی

همان‌طور که در [۳]، [۱۲] نشان داده‌شده است، اثرات ژیروسکوپی و گشتاورهای آیرودینامیکی به دلیل طراحی مکانیکی کوادکپتر تمایل به لغو در پرواز کاهش‌یافته است. برآیند کل F برابر مجموع مسیرهای فردی هر موتور است. بگذارید با توجه به m مجموع جرم کوادکپتر و g شتاب گرانش. جهت‌گیری کوادکپتر توسط ماتریس چرخش $R : R_E \rightarrow R_B$ که به سه زاویای اویلر $(\phi,\ \theta,\ \phi)$ بستگی دارد و معادله زیر را تعریف می‌کند:

$$R(\phi,\theta,\psi)=\begin{bmatrix} C\psi C\theta & S\phi S\theta C\psi - S\psi C\theta & C\phi S\theta C\psi + S\psi S\phi \\ S\psi C\theta & S\phi S\theta C\psi + C\psi C\theta & C\phi S\theta S\psi - S\psi C\theta \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (۵)$$

$Where\ c(.) = \cos(.) \quad and\ s(.) = \sin(.).$

در طول پرواز کوادکوپتر به نیروهای خارجی مانند ضربه‌های باد، گرانش، اصطکاک و دیگر نیروها که خود تولید می‌شوند مانند نیروی محرک و کشیدن وابسته است. علاوه بر این، گشتاورهای خارجی به‌طور عمده توسط رانش روتور و کشیدن بر روی بدنه و پروانه بوجود می آیند. موانع ایجادشده توسط اثرات ژیروسکوپی موتور نیز ذکرشده است.

نیروی محرک تولیدشده توسط روتور I ام از کوادکپتر در زیر ارائه‌شده است[۵]، [۱۳]:

$$F_{i}=\frac{1}{2}\rho\Lambda C_T r^2\omega_i^2 = b\,\omega_i^2 \quad (۶)$$

که در آن ρ چگالی هوا، r و Λ به ترتیب شعاع و بخش از پروانه است، CT ضریب رانش آیرودینامیکی است.

گشتاور کشیدن آیرودینامیک، ناشی از نیروی کششی در پروانه‌ی روتور i است و با گشتاور موتورهای دیگر مخالف است که به شرح زیر تعریف می‌شود:

$$\delta_i = \frac{1}{2}\rho\Lambda C_D r^2\omega_i^2 = d\,\omega_i^2 \quad (۷)$$

که در فرمول بالا CD ضریب درگ آیرودینامیک است.

ISSN: 2588-3984
http://www.Tajournals.com

مجموع تمام گشتاورهای تولیدشده توسط چهار روتور کوادکپتر که شتاب های تولید شده می باشند به ترتیب به شرح زیر تعریف می‌شوند: [۱۵]، [۳]:

$$\tau_\theta = \iota(F_3 - F_1) \quad (۸)$$

$$\tau_\phi = \iota(F_4 - F_2) \quad (۹)$$

$$\tau_\psi = C(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \quad (۱۰)$$

جایی که C یک ضریب تناسب ثابت است و l از فاصله تا مرکز هر روتور تا مرکز ثقل مشخص می‌شود.

دو گشتاور اثر ژیروسکوپی، به دلیل حرکت پروانه‌ها و بدنه کوادکپتر، به‌صورت افزایشی ارائه می‌شوند. این لحظات به ترتیب در زیر نشان داده‌شده است[۱۳]، [۱۰]:

$$M_{gp} = \sum_{i=1}^{4} \Omega \wedge \left[O, \quad O, \quad J_r(-1)^{i+1}\omega_i\right]^{\mathrm{T}} \quad (۱۱)$$

$$M_{gb} = \Omega \wedge J\Omega \quad (۱۲)$$

در فرمول بالا O بردار سرعت زاویه‌ای در قاب است.

کوادکپتر با تغییر مستقل سرعت هر روتور چهارگانه کنترل می‌شود. ازاین‌رو، این ورودی‌های کنترل به شرح زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ o & -\iota b & o & \iota b \\ -\iota b & o & \iota b & o \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (۱۳)$$

که در آن b>0 and d>0 دو پارامتر بسته به تراکم هوا متغییر هستند، هندسه و نیرو درگ و ضریب درگ پروانه به‌صورت داده‌شده در معادله است. (۶) و معادله (۷)، و $w_{1,2,3,4}$ سرعت زاویه‌ای چهار روتور می باشد.

از معادله (۱۳) می‌توان مشاهده کرد که ورودی u_1 نیروی محرک کل را در محور z محور چهارگانه نشان می‌دهد، ورودی‌ها u_2 و u_3 به ترتیب گشتاور رول و محور را نشان می‌دهند. و u_4 نشانگر گشتاور چرخش می باشد.

ب. مدل‌سازی نیوتن-اویلر

با استفاده از روش نیوتن-اویلر برای مدل‌سازی، قوانین نیوتن منجر به معادلات حرکت کوادکپتر می‌شود. [۱۵]، [۶]، [۳]، [۱۳]:

$$\begin{cases} m\xi = F_{th} + F_d + F_g \\ J\Omega = M - M_{gp} - M_{gb} - M_a \end{cases} \quad (۱۴)$$

که در فرمول بالا

نشان‌دهنده نیروی محرک کل چهار روتور

$$F_{th} = R(\phi,\theta,\psi)\left[o, o, \sum_{i=1}^{4} F_i\right]^{\mathrm{T}}$$

نیروی کشش هوا است که مقاومت در برابر حرکت

$$F_d = diag(\mathrm{k}_1, k_2, k_3)\xi^{\mathrm{T}}$$

ISSN: 2588-3984
http://www.Tajournals.com

کوادکپتر

نیروی جاذبه $F_g = [0,0,mg]^T$

گشتاور کل $M = [\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi]^T$

گشتاور ناشی از اصطکاک آیرودینامیکی $M_a = diag(k_4, k_5, k_6)[\phi^2, \theta^2, \psi^2]^T$

جای گذاری بردار موقعیت و بیان نیروها در معادله. (۱۴)، دینامیک حرکت کواد کپتر به‌صورت زیر ارائه می‌شود. [۱۲]، [۱۰]، [۵]:

$$\left\{\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{1}{m}(c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi)u_1 - \frac{k_1}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} &= \frac{1}{m}(c\phi s\psi s\theta - s\phi c\psi)u_1 - \frac{k_2}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} &= \frac{1}{m}c\phi c\theta u_1 - g - \frac{k_3}{m}\dot{z} \end{aligned}\right\} \quad (۱۵)$$

از قسمت دوم معادله (۱۴) با جایگذاری می‌توان دینامیک چرخشی رتور ها را به‌صورت زیر نوشت.:

$$\left\{\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{(I_y - I_z)}{I_x}\dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x}\bar{\Omega}_R\dot{\theta} - \frac{K_4}{I_x}\dot{\phi}_2 + \frac{1}{I_x}u_2 \\ \ddot{\theta} &= \frac{(I_y - I_z)}{I_y}\dot{\phi}\dot{\psi} - \frac{J_r}{I_y}\bar{\Omega}_R\dot{\phi} - \frac{K_5}{I_y}\dot{\theta}_2 + \frac{1}{I_y}u_3 \\ \ddot{\psi} &= \frac{(I_x - I_y)}{I_z}\dot{\theta}\dot{\phi} - \frac{K_6}{I_z}\dot{\psi}_2 + \frac{1}{I_z}u_4 \end{aligned}\right\} \quad (۱۶)$$

در معادله بالا $k_{1,2,3,\ldots}$ ضریب درگ است و $\Omega r = \omega 1 - \omega 2 + \omega 3 - \omega 4$ سرعت زاویه‌ای روتور ها است.

که معادله زیر به‌عنوان بردار حالت در فضا حالت کوادکپتر موردمطالعه به شرح زیر است:

$$X = (\emptyset . \phi . \theta . \dot{\theta} . \psi . \dot{\psi} . x . \dot{x} . y . \dot{y} . z . \dot{z})^T \in \mathbb{R}^{12}$$

(۱۷)

ISSN: 2588-3984
http://www.Tajournals.com

$$\dot{X} = \mathcal{F}(X.u) = \begin{cases} \dot{\mathcal{X}}_1 = \mathcal{X}_2 \\ \dot{\mathcal{X}}_2 = a_1\mathcal{X}_4\mathcal{X}_6 + a_3\overline{\Omega}_r\mathcal{X}_r\mathcal{X}_4 + a_2\mathcal{X}_2^2 + b_1u_2 \\ \dot{\mathcal{X}}_3 = \mathcal{X}_4 \\ \dot{\mathcal{X}}_4 = a_4\mathcal{X}_2\mathcal{X}_6 + a_6\overline{\Omega}_r\mathcal{X}_r\mathcal{X}_2 + a_5\mathcal{X}_4^2 + b_2u_3 \\ \dot{\mathcal{X}}_5 = \mathcal{X}_6 \\ \dot{\mathcal{X}}_6 = a_7\mathcal{X}_2\mathcal{X}_4 + a_8\mathcal{X}_6^2 + b_3u_4 \\ \dot{\mathcal{X}}_7 = \mathcal{X}_8 \\ \dot{\mathcal{X}}_8 = a_9\mathcal{X}_8 + \frac{1}{m}(c\emptyset s\psi s\theta + s\emptyset c\psi - s\emptyset s\psi)u_1 \\ \dot{\mathcal{X}}_9 = \mathcal{X}_{10} \\ \dot{\mathcal{X}}_{10} = a_{10}\mathcal{X}_8 + \frac{1}{m}(c\emptyset s\psi s\psi - s\emptyset c\psi)u_1 \\ \dot{\mathcal{X}}_{11} = \mathcal{X}_{12} \\ \dot{\mathcal{X}}_{12} = a_{11}\mathcal{X}_{12} + \frac{c\emptyset c\theta}{m}u_1 - g \end{cases}$$

که در معادله بالا متغیرها به‌صورت زیر است:

$$\begin{aligned} &a_1 = \frac{I_y - I_z}{I}; a_2 = -\frac{\mathcal{K}_4}{I_x}; a_3 = -\frac{J_r}{I_x}; a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y}; \\ &a_8 = -\frac{\mathcal{K}_5}{I_y}; a_6 = -\frac{J_r}{I_y}; a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}; \\ &a_8 = -\frac{\mathcal{K}_5}{I_z}; a_9 = -\frac{\mathcal{K}_1}{m}; a_{10} = -\frac{\mathcal{K}_2}{m}; \\ &a_1 = -\frac{\mathcal{K}_3}{m}; b_1 = -\frac{I_4}{I_x}; b_2 = -\frac{I}{I_y}; b_3 = \frac{1}{I_z} \end{aligned}$$

طراحی بهینه کنترلر LQG

مفاهیم اساسی کنترل LQG

به‌منظور طراحی یک کنترل LQG مطلوب از یک مدل خطی استفاده شده که از یک سیستم غیرخطی مشتق شده بدست امده است. معادله (۱۷). شکل فضا حالت، که در این روش کنترل استفاده می‌شود به‌صورت زیر است.

(۱۸)

$$\begin{cases} \dot{\mathcal{X}} = A\mathcal{X} + Bu + v \\ \mathcal{Y} = C\mathcal{X} + \mathcal{W} \end{cases}$$

فصلنامه علمی تخصصی ایده های نو در علوم، مهندسی و فناوری ، دوره ۳، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۸، ص ۱۵-۱
ISSN: 2588-3984
http://www.Tajournals.com

به ترتیب w و v فرآیند اختلال و ورودی اندازه‌گیری نویز است، به ترتیب x (t) وضعیت سیستم، u (t) ورودی کنترل را نشان می‌دهد و y (t) خروجی سیستم است. متغیرهای w و v معمولاً به‌عنوان فرآیندهای تصادفی گاوسی با ماتریس‌های ثابت کوواریانس W و V ارائه می‌شوند. [۱۶]، [۱۷]:

(۱۹)

$$E\{vv^T\} = V \geq 0 \; and \; E\{vv^T\} = W > 0$$

روش کنترل LQG بر اساس حداقل معیار بهینه‌سازی درجه دوم به‌صورت زیر است. [۸]:

(۲۰)

$$J_{LQG} = \lim_{h\to\infty} E\left\{\frac{1}{h}\int_0^h (\mathcal{X}^T Q_{\mathcal{X}} + \mathcal{U}^T \mathcal{R}_{\mathcal{U}})dt\right\}$$

در معادله بالا Q و R ماتریس‌های وزن کنترل خطی (LQ) هستند [۱۸]، [۱۶]

درنهایت می‌توان بلوک فضا حالت را به‌صورت زیر نوشت:

$$\dot{\hat{X}} = \begin{cases} A\hat{\mathcal{X}} + B\bar{\mathcal{U}} + L\,(\mathcal{Y} - \hat{\mathcal{Y}}) \\ \hat{\mathcal{Y}} = C\hat{\mathcal{X}} \\ \mathcal{U} = -K\hat{\mathcal{X}} \end{cases} \qquad (۲۱)$$

در فرمول بالا L نشان‌دهنده میزان محاسبه‌گر KALMAN است و به شرح زیر تعریف‌شده است:

(۲۲)

$$L - PC^T W^{-1}$$

P از حل معادله ریکاتی جبری به شرح زیر بدست می آید:

(۲۳)

$$PA^T + AP - PC^T W^{-1} CP + V = 0$$

۲. طراحی کنترل LQG برای کوادکپتر

ماتریس حالت و ورودی از فرم خطی فضای حالت (۱۸) به ترتیب توسط عبارت ژاکوبین زیرداده می‌شود:

(۲۴)

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_{12}}{\partial \mathcal{X}_1|\mathcal{X} = \mathcal{X}^0} & \frac{\partial f_1}{\partial \mathcal{X}_2|\mathcal{X} = \mathcal{X}^0} & \cdots & \frac{\partial f_1}{\partial \mathcal{X}_{12}|\mathcal{X} = \mathcal{X}^0} \\ \frac{\partial f_2}{\partial \mathcal{X}_1|\mathcal{X} = \mathcal{X}^0} & \frac{\partial f_2}{\partial \mathcal{X}_2|\mathcal{X} = \mathcal{X}^0} & \ddots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_{12}}{\partial \mathcal{X}_1|\mathcal{X} = \mathcal{X}^0} & \cdots & \cdots & \frac{\partial f_{12}}{\partial \mathcal{X}_{12}|\mathcal{X} = \mathcal{X}^0} \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{12\times 12}$$

(۲۵)

فصلنامه علمی تخصصی ایده های نو در علوم، مهندسی و فناوری ، دوره ۳، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۸، ص ۱۵-۱
ISSN: 2588-3984
http://www.Tajournals.com

$$B=\begin{bmatrix} \dfrac{\partial f_{12}}{\partial u_1|u=u^0} & \dfrac{\partial f_1}{\partial u_2|u=u^0} & \cdots & \dfrac{\partial f_1}{\partial u_4|u=u^0} \\ \dfrac{\partial f_2}{\partial u_1|u=u^0} & \dfrac{\partial f_2}{\partial u_2|u=u^0} & \ddots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \dfrac{\partial f_{12}}{\partial u_1|u=u^0} & \cdots & \cdots & \dfrac{\partial f_{12}}{\partial u_4|u=u^0} \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{12\times 4}$$

که در معادله بالا $(x0,\ u0)$ نقطه عملیاتی تعادل سیستم غیرخطی از معادله (۱۵) و معادله (۱۶) است که به‌صورت زیر ارائه‌شده:

(۲۶)

$$(x_0.u_0=\begin{cases} x_1^0.2.3.4.5.6.8.10.12.=0 \\ x_7^0.9.11=^{Constant} \\ u_1^0=mg \\ u_2^0.3.4=0 \end{cases}$$

طراحی کنترلر LQG برای مسئله تثبیت ارتفاع و نواختی کوادکپتر در محیط MATLAB / Simulink حل‌شده است. از طریق یک فرآیند تابع جریمه، ما ماتریس وزن Q و R را به‌صورت زیر انتخاب می‌کنیم:

(۲۷)

$$Q=2\times 10^{-1}\,I_{12}$$

(۲۸)

$$R=\begin{bmatrix} 10^{-2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10 \end{bmatrix}$$

که در فرمول بالا I_{12} یک ماتریس همانی است.

پس‌ازآن، ماتریس کوواریانس نویز تعیین می‌شود، و درنهایت ماتریس L , K به‌صورت زیر به دست می‌آید.

ضرایب ماتریس l

۰,۳۲۶	**۱,۱۷۶**	۰	۰	۰	۰	۰	۰	**-۰,۰۲۸**	**-۰,۸۸۸**	۰	۰
۰	۰	۰,۳۴	۰,۸۳	۰	۰	۰,۰۲۵	۰,۹۹۴	۰	۰,۱۹۸-	۰	۰
۰	۰	۱,۰۶۰	۹۳۲,۷	۰	۰	۰	۰,۰۱۹	۰	۰	۰	۰
۰	۰	۰	۰	۱,۰۵۸	۱,۰۲۳	۰	۰	۰	۰	۰	۰
۰	۰	۰	۰	۱,۰۷۲	۳۶۷,۳۸	۰	۰	۰	۰	۰	۰
۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰,۸۹۲۶	۰,۹۸۲۴	۰	۰	۰	۰
۰	۰	۰	۰	۰	۰	۱,۰۶۹۴	۶,۲۳۱۵	۰	۰	۰	۰
-۰,۰۳۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰,۸۴	۰,۷۷۸	۰	۰
-۱,۱۲۸۵	-۰,۰۲۳۵	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰,۹۷	۶,۴۸	۰	۰
۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰,۹۶۷	۰,۸۵۵
۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰,۷۲۴	۷,۴۹

فصلنامه علمی تخصصی ایده های نو در علوم، مهندسی و فناوری ، دوره ۳، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۸، ص ۱۵-۱
ISSN: 2588-3984
http://www.Tajournals.com

ضرایب ماتریس k

۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۰	۱,۱۲۸	۱,۱۰۲
۰,۵۶	۰,۱۰۱۱	۰	۰	۰	۰	۰	۰	-۰,۰۵۹۶	-۰,۰۷۹	۰	۰
۰	۰	۰,۵۸۳۰	۰,۰۸۷۸	۰	۰	۰,۰۶۶۳	۰,۰۸۶	۰	۰	۰	۰
۰	۰	۰	۰	۰,۰۵۷	۰,۰۷۷	۰	۰	۰	۰	۰	۰

۲- ۳ طراحی کنترل‌کننده‌ی منطق فازی برای کوادکوپتر

ساختار عمومی یک سیستم کنترل فازی کامل در شکل زیر داده‌شده است. کنترل‌کننده‌ی دستگاه u از 2 متغیر حالت که شامل خطا e و تغییرات در خطا Δe می باشد استنباط شده است. مقدارهای واقعی ورودی به نزدیک‌ترین مقدار در قلمرو بحث تخمین زده می‌شوند درنتیجه ورودی‌های فازی شده به‌وسیله‌ی مجموعه‌های فازی اختصاصی توصیف می‌شوند.

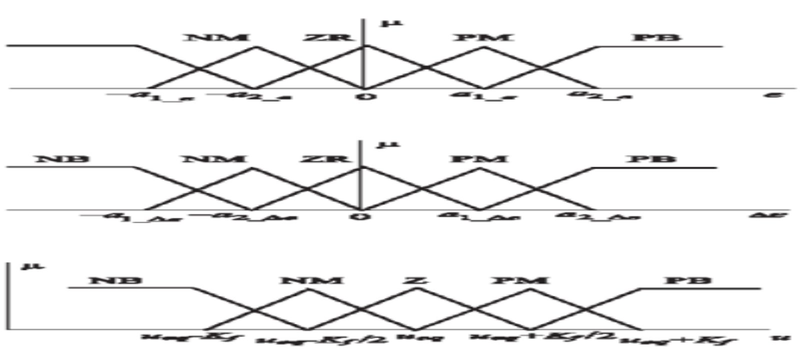
جزئیات این کنترل‌کننده‌ها بر اساس برنامه‌ی فازی است . قانون‌های کنترلی طراحی می‌شوند تا مجموعه‌ای فازی از ورودی‌های کنترلی u_{fuzzy}را به هر ترکیبی از مجموعه‌های e و Δe ارجاع دهند.

جدول 1 یک نمونه از پایگاه قانون کنترلی ممکن را نشان می‌دهد. ستون‌ها نشان‌دهنده‌ی شیب تغییرات خطا Δe و سطرها نشان‌دهنده‌ی خطا e می باشند. هر جفت $(e,\dot{e})$ سطح خروجی NB نسبت به PB را متناظر با u نشان می‌دهد.

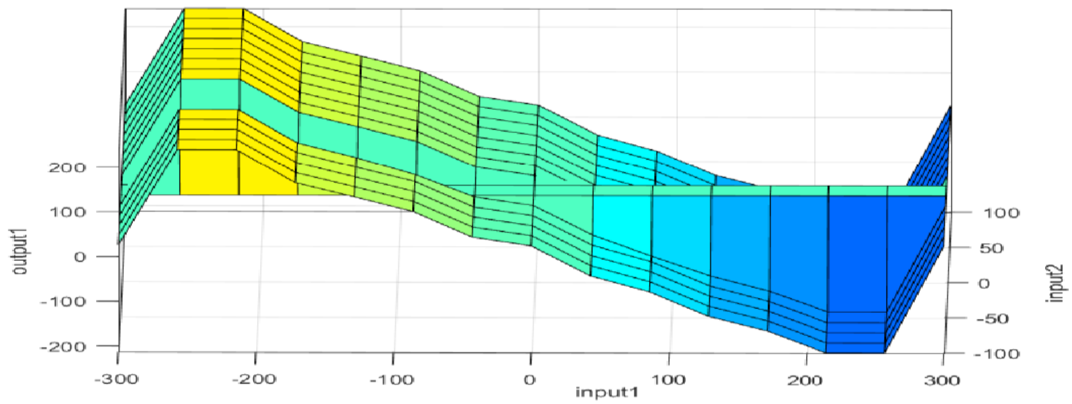
در اینجا NB بزرگ منفی ، NM متوسط منفی ، ZR صفر ، PM متوسط مثبت و PB بزرگ مثبت برحسب مجموعه‌های فازی هستند و تابع‌های عضو متناظر با آن‌ها در شکل‌های ۲ نشان داده‌شده است و درنهایت در شکل ۳ خروجی سه‌بعدی نرم‌افزار متلب مشخص‌شده است. پیوستگی تابع عضو ورودی ، روش‌های استدلالی و روش‌های عکس فازی برای پیوستگی نگاشت $u_{fuzzy}(e,\dot{e})$ ضروری است. در این مقاله تابع عضو مثاثی ، روش استدلالی ماکزیمم –مینیمم و روش عکس فازی مرکز ثقل مورداستفاده قرارگرفته است همچنان که مکرراً در بسیاری از تحقیقات دیگر نیز مورداستفاده قرارگرفته است.

جدول(۱) پایگاه قانون برای کنترل

Du		DE_n				
		NB	NM	ZR	PM	PB
E_n	NB	NB	NB	NM	NM	ZR
	NM	NB	NM	NM	ZR	PM
	ZR	NM	NM	ZR	PM	PM
	PM	NM	ZR	PM	PM	GP
	PB	ZR	PM	PM	GP	GP



شکل ۲- ممبرشیب فانکش های استفاده‌شده

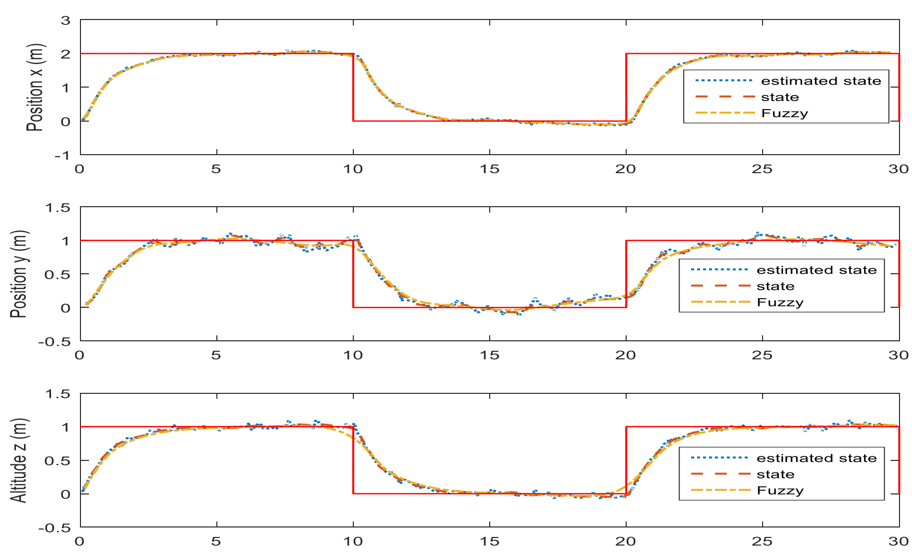


شکل ۳- نتایج سه‌بعدی رول‌های ایجادشده در نرم‌افزار متلب

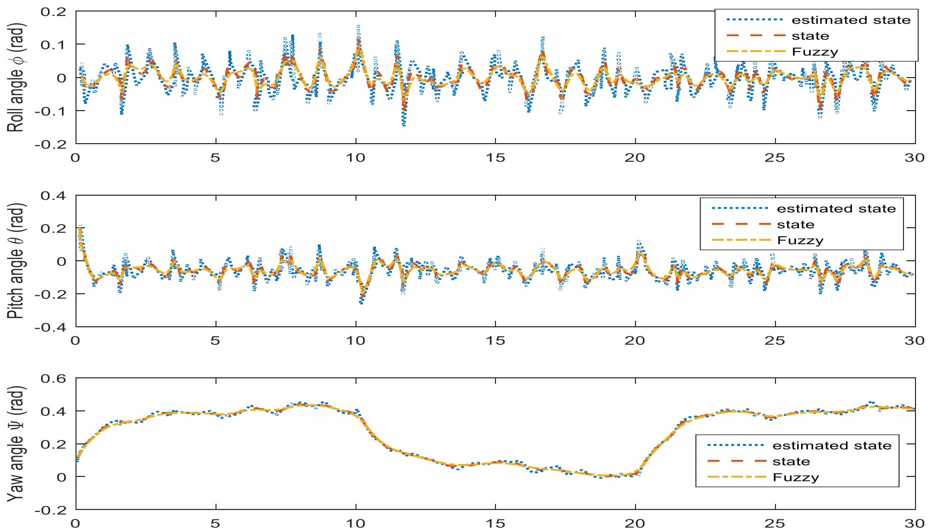
۳-شبیه سازی

نتایج مدل‌سازی و بحث به‌منظور تثبیت موقعیت و نگرش Quadrotor مورد ارزیابی قرار میگیرد و برای تعیین خروجی‌های کنترل‌شده از مقادیر موردنظر زیر استفاده می‌کنیم:

پس از اعمال مقادیر اولیه ، نتایج به‌دست‌آمده در شکل ۴، شکل ۵ و شکل ۶. برای این منظور، به در نظر داشته باشید که ما برای مقادیری از حالت‌ها و خروجی‌ها مقدار ۰،۰۱ = vو ۰،۱ = w را در نظر گرفته‌شده است. بطور دقیق مراحل مسیر حرکتی کوادروتور برای گذر از موانع با موقعیت های مختلف طراحی گردیده و پس از شبیه سازی حرکتی کوادروتور با ایجاد موانع مختلف در موقعیت های متفاوت، نتایج آن با توجه به مسیر طراحی شده بیان شده است. میزان موفقیت این طراحی مسیر و کنترلر برای گذر از موانع بر اساس نتایج بدست آمده به این نحو قابل ارائه می باشد که می تواند تعداد موانع با موقعیت و ابعاد مختلف بیشتر در زمان کمتر با کاهش بکارگیری سنسور در عین اینکه طراحی مسیر تابع شکل خاصی نیست را پوشش دهد و با توجه به دلخواه بودن سرعت اولیه، در مسیرهای چند تکه ای نیز قابل استفاده باشد. از طرفی در نظر گرفتن درگ کلی باعث شده است، در هنگام عبور از موانع، کوادروتور ارتفاع نگیرد و این امر کمک شایانی به میزان موفقیت این طراحی داشته است.

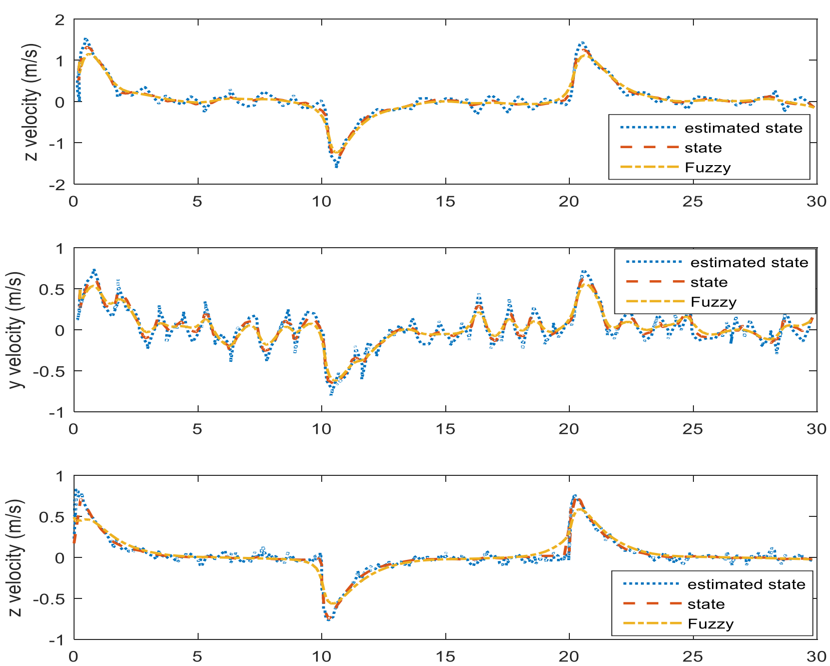


شکل ۴: پاسخ موقعیت موضعی کنترل LQG&Fuzzy



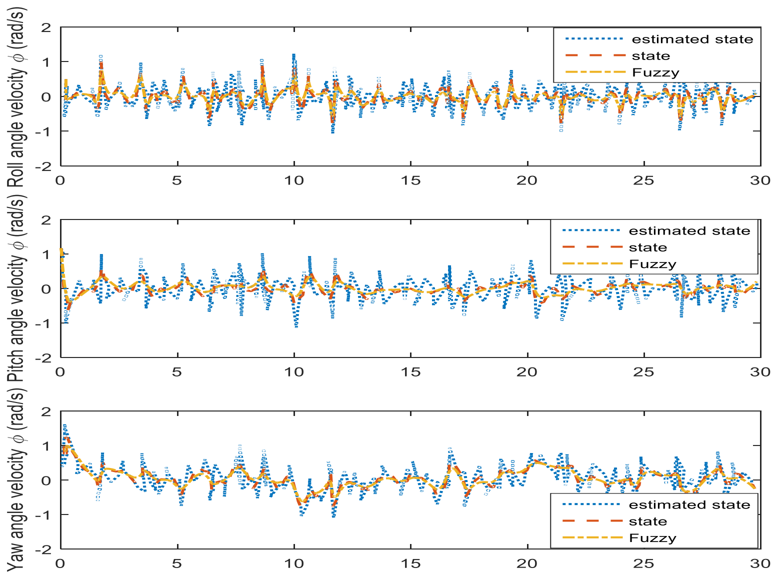
شکل ۵: پاسخ زاویه‌ای مبتنی بر کنترل LQG&Fuzzy Quadrotor

کوادروتور در دسته هواپیماهای بال چرخان قرار می گیرد و یک سیستم کم عملگر و ذاتا ناپایدار است، با توجه به شکل ۶و ۷ میتوان گفت که همچنین مدل دینامیکی سیستم غیرخطی و همراه با عدم قطعیت می باشد، پس به منظور پایدارسازی و ردگیری مسیر نیازمند طراحی یک سیستم کنترل مقاوم است. این سیستم باید توانایی حفظ تعادل کوادروتور در حضور اغتشاش باد، نیروهای آیرودینامیکی نامطلوب و خطا در اندازه گیری پارامترهای ثابت را داشته باشد. مدل دینامیکی کوادروتور با استفاده از روش نیوتن اویلر استخراج شده است. کنترل کننده پیشنهادی در این مقاله شامل دو حلقه کنترل فازی است.

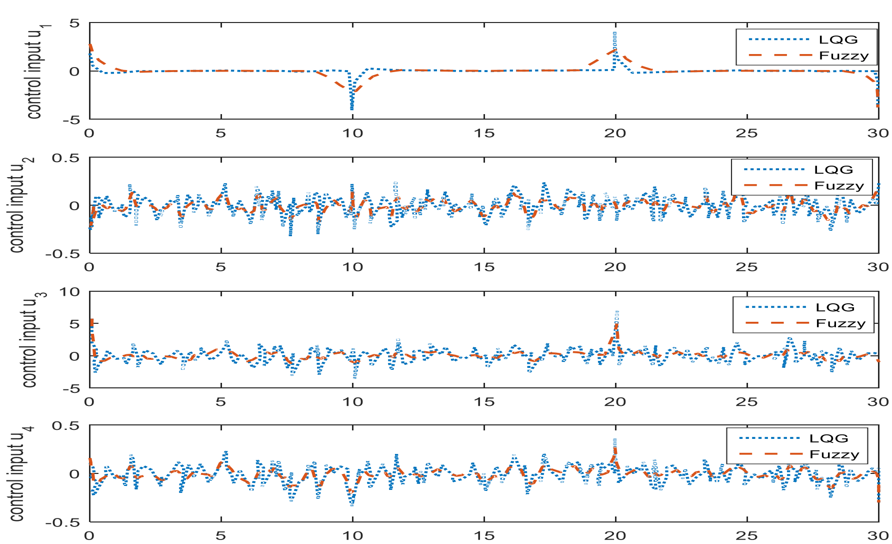


شکل ۶: پاسخ سرعت کنترل Quadrotor بر اساس کنترل LQG&Fuzzy.

حلقه فازی حرکت چرخشی و زوایای اویلر کوادروتور را کنترل می کند و حلقه خارجی مربوط به کنترل موقعیت و حرکت انتقالی کوادروتور و محاسبه زوایای مطلوب برای ردگیری مسیر مرجع است. در این مقاله با بکارگیری روش سیستم فازی، کنترل کننده ای طراحی شده است که در آن نیاز به معلوم بودن محدوده عدم قطعیت نبوده و حد بالای اندازه آن به صورت یک عدد اسکالر تخمین زده می شود. جهت جلوگیری از واگرایی پارامترها در قوانین تطبیق از روش اصلاحی سیگما استفاده شده است و بعلاوه بمنظور عملکرد مناسب سیستم در بار محموله های متفاوت، جرم کل مجموعه نیز بصورت تطبیقی تخمین زده میشود. طراحی کنترل بر اساس تئوری پایداری لیاپانوف انجام شده و پایداری مقاوم سیستم در حضور اغتشاش نشان داده شده است.



شکل ۵: پاسخ سرعت خطی مبتنی بر کنترل LQG&Fuzzy Quadrotor



شکل ۶: سیگنال‌های قانون کنترل LQG&Fuzzy به Quadrotor اعمال می‌شود

از این نتایج شبیه‌سازی می‌توان مشاهده کرد که وضعیت سیستم تخمین شده و واقعی برای موقعیت و زاویه‌های دینامیکی مثل پیچ و یاریت نزدیک و مشابه است. و همان‌طور که مشخص است و انتظار می‌رود نتایج فازی از lqg تنها خیلی بهتر است و مشخص است که اگر ضرایب فازی شود می‌تواند نتایج خوبی داشت.

۴- نتیجه‌گیری:

در کار حاضر از یک مدل پویا غیرخطی از یک نوع هواپیمای بدون سرنشین Quadrotor با استفاده از فرمالیتم نیوتن-اویلر، که به‌طور گسترده درگذشته مورداستفاده قرارگرفته است، استفاده‌شده است. تمام نیروها و لحظات آئرودینامیکی UAV Quadrotor موردمطالعه در یک قاب استوانه‌ای موردبررسی قرارگرفته‌اند. سپس یک مدل دینامیک پایه‌ای برای طراحی یک کنترل‌کننده LQG به همراه یک سیستم فازی برای تثبیت ارتفاع rotorcraft استفاده‌شده است. طراحی پارامترهای رویکرد کنترل LQG با ضرایب فازی پیشنهادی، یعنی ماتریس وزن R و Q فازی به اثربخشی چندین فرآیند خطا انجام می‌شود. درنهایت، نتایج شبیه‌سازی تظاهرات در محیط MATLAB / Simulink به دست می‌آید تا اثربخشی رویکرد تثبیت نسبی پیشنهادشده را نشان دهد.

اگرچه کنترل کننده های lqg به دلیل سادگی و قابلیتهای بالایی که دارند بیشترین توجه را در میان تمامی کنترل کننده های مورد استفاده در صنعت به خود جلب کرده اند؛ اما عدم توانایی این کنترل کننده در تعقیب کامل مسیر یک سیستم غیرخطی، مهمترین مشکل این کنترل کنندهها میباشد.

استفاده از کنترل کننده های حالت lqg فازی به عنوان شناخته شده ترین روش در میان کنترل کننده های غیرخطی، این مزیت را برای یک سیستم دینامیکی ایجاد میکند تا علاوه بر تعقیب کامل مسیر طراحی شده، قابلیت جبران و خنثی سازی عدم قطعیت های موجود در مدل و یا اغتشاشات خارجی را داشته باشد. نتایج به دست آمده چه در بخش شبیه سازی، و چه در بخش آزمایشگاهی، نشاندهنده برتری روش حالت لغزشی در تعقیب کامل مسیر و جبران عدم قطعیتهای مدل، نسبت به روش است.

[1] S. Mukhopadhyay, "PID equivalent of optimal regulator," Electronics Letters, vol. 14, no. 25, pp. 821–822, 1978.
[2] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart, "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor," in proceedings of IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems IROS, 2004, pp. 2451–2456.
[3] A. L. Salih, M. Moghavvemi, H. A. F. Mohamed, and K. S. Gaeid, "Flight PID controller design for a UAV quadrotor," Scientific Research and Essays, vol. 5, pp. 3360–3367, 2010.
[4] T. Madani and A. Benallegue, "Backstepping control for a quadrotor helicopter," Intelligent Robots and Systems, 2006 IEEE/RSJ International Conference on, pp. 3255–3260, 2006.
[5] G. V. Raffo, M. G. Ortega, and F. R. Rubio, "An integral predictive/ nonlinear H infinity control structure for a quadrotor helicopter," Automatica, vol. 46, pp. 29–39, 2009.
[6] M. Jun, S. I. Roumeliotis, and G. S. Sukhatme, "State estimation of an autonomous helicopter using Kalman filtering," in Intelligent Robots and Systems, 1999, pp. 1346 – 1353.
[7] P. P. R. Mahony and P. Corke, "Modelling and control of a quadrotor robot," in In Proceedings Australasian Conference on Robotics and Automation, 2006.
[8] A. Soumelidis, P. Gaspar, G. Regula, and B. Lantos, "Control of an experimental mini quad-rotor UAV," in proceedings of 16th Mediterranean Conference on Control and Automation, 2008, pp. 1252–1257.
[9] J. Escareo and S. Salazar-Cruz, "Embedded control of a four-rotor UAV," in Proceedings of the 2006 american control conference, 2006, pp.3936–3941.
[10] T. Jirinec, "Stabilization and control of unmanned quadcopter," Master's thesis, CZECH TECHNICAL UNIVERSITY IN PRAGUE, 2011.
[11] K. Ogata, Modern Control Engineering. Prentice Hall - Br, 1999.
[12] R. H. B. Richard C. Dorf, Modern Control Systems. Addison-Wesley, 1995.

ISSN: 2588-3984
http://www.Tajournals.com
[13] R. D. H. Charles L. Phillips, Basic Feedback Control Systems, 1990.
[14] J. Kautsky, N. Nichols, and P. V. Dooren, “Robust pole assignment in linear state feedback,” International Journal of Control, vol. 41, pp. 1129–1155, 1985.