

طراحی کنترل کننده فازی بهینه برای حالت هاور یک بالگرد مدل با درجه آزادی محدود

سینا عاملی^(۱) - علیرضا فاتحی^(۲) - محمد عطایی^(۳)

(۱) کارشناسی ارشد - دانشکده مهندسی برق، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد نجف آباد

(۲) استادیار - دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

(۳) دانشیار - دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه اصفهان

تاریخ دریافت: پاییز ۱۳۸۹

تاریخ پذیرش: تابستان ۱۳۹۰

خلاصه: بالگرد، سیستمی است غیرخطی، چند متغیره و به شدت ناپایدار که داشتن ویژگی تداخل بین متغیرهای آن، کنترل آن را بسیار مشکل می‌سازد. بنابراین برای کنترل آن باید از استراتژی‌های خاصی بهره گرفت. در این مقاله قصد داریم بالگرد را در شرایط پروازی هاور پایدار کنیم. برای این منظور پس از مدلسازی بالگرد و معرفی مدل غیرخطی برای آن ابتدا مدل را خطی‌سازی کرده، سپس بر اساس این مدل خطی شده یک کنترل کننده فیدبک حالت بهینه طراحی می‌شود. برای بهبود کیفیت پاسخ، کنترل کننده‌ای فازی طراحی خواهیم نمود که مبتنی بر استراتژی کنترل کننده بهینه می‌باشد. برای ایجاد قابلیت اطمینان، این دو کنترل کننده را بر روی مدل غیرخطی به صورت شبیه‌سازی آزمایش می‌کنیم و نشان خواهیم داد که در واقع کنترل کننده فازی بهینه حتی در یک نقطه کار مشخص، دارای عملکرد بهتری نسبت به کنترل کننده فیدبک حالت بهینه می‌باشد.

کلمات کلیدی: بالگرد مدل، کنترل کننده فازی، کنترل کننده فیدبک حالت بهینه.

۱- مقدمه

طی سالهای اخیر استفاده از روشهای هوشمند در زمینه‌ی وسایل نقلیه هوایی [۱، ۲] بسیار مورد توجه قرار گرفته است، به این دلیل که، این روش‌ها علاوه بر اینکه قادر به بیرون کشیدن معادلات ریاضی خواهند بود، در صورت دقیق نبودن معادلات یا نداشتن آنها، با دقت بالایی سیستم را کنترل خواهند کرد. تا کنون کنترل کننده‌های گوناگونی برای بالگرد طراحی شده است که از آن جمله می‌توان به کنترل کننده‌های غیرخطی فازی تطبیقی [۳] و مقاوم [۴] اشاره کرد. همانطور که در آن مقالات بیان شده است یکی از مزایای طراحی این نوع کنترل کننده‌ها به دلیل ماهیت غیرخطی بودن آنها است، که موجب عدم خطی سازی در فرآیند طراحی می‌شود.

در این مقاله قصد داریم که یک کنترل کننده‌ی فازی بهینه برای یک بالگرد مدل با معادلات غیرخطی چند متغیره طراحی کنیم. طراحی

کنترل کننده‌ی فازی لزوماً نیازی به مدل ریاضی سیستم ندارد، اما در این مقاله برای ارائه‌ی شبیه‌سازی‌ها و تحلیل نتایج آنها نیاز به مدل ریاضی سیستم داریم. در این مقاله ابتدا با استفاده از روش‌های خطی سازی، کنترل کننده‌ی خطی بهینه طراحی می‌کنیم و سپس با استفاده از آن، روشی سراسر برای طراحی بهره‌های کنترل کننده فازی به کار می‌بریم. هدف از طراحی این کنترل کننده‌ی فازی، کنترل ارتفاع و سرعت چرخش ملخ روتور اصلی است. فرامین تراتل^۱ و کالکتیو^۲ به عنوان متغیرهای کنترلی (سیگنالهای کنترل) برای نگه داشتن ارتفاع بالگرد حول یک نقطه‌ی مطلوب استفاده شده‌اند. معادلات دینامیکی غیرخطی سیستم که حرکات عمودی بالگرد را توصیف می‌کنند، از آزمایشات پروازی تعیین شده‌اند، که در واقع مربوط به یک بالگرد رادیو کنترل X-Cell50 می‌باشند [۵].

ساختار مقاله بدین شرح است: بخش (۲) شامل توصیف معادلات

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 \\ K_1 C_T x_3^2 - g - K_2 x_2 - K_3 x_2^2 - K_4 \\ -K_5 x_3 - K_6 x_3^2 - K_7 x_3^2 \sin(x_4) + K_8 u_1 + K_9 \\ x_5 \\ -K_{10}(-0.0003 u_2 + 0.54 - x_4) - K_{11} x_5 \end{bmatrix} \quad (6)$$

اکنون که معادلات فضای حالت سیستم توصیف شد، ما نیاز به یافتن نقطه کار برای خطی سازی سیستم داریم. این نقاط کار را با صفر در نظر گرفتن مشتقات اول هر کدام از حالتها می‌یابیم:

$$\begin{cases} x_{o2} = 0 \\ K_1 C_T x_{o3}^2 - g - K_4 = 0 \\ -K_5 x_{o3} - K_6 x_{o3}^2 - K_7 x_{o3}^2 \sin(x_{o4}) + K_8 u_{o1} + K_9 = 0 \\ x_{o5} = 0 \\ -K_{10}(-0.0003 u_{o2} + 0.54 - x_{o4}) = 0 \end{cases} \quad (7)$$

به دلیل اینکه در معادلات بالا ۴ متغیر مجهول وجود دارد و این در حالی است که ۳ معادله بیشتر نداریم، بنابراین برای حل آن به دلیل اینکه وضعیت مورد دلخواه ما برای بالگرد، حالت هاور می‌باشد، متغیر زاویه‌ی پیچ را به این صورت انتخاب می‌کنیم:

$$x_{o4} = 7.16 \text{ deg} = 0.125 \text{ rad} \quad (8)$$

این زاویه مقدار نیروی برا^{۱۱} مورد نیاز برای بلند شدن بالگرد را فراهم خواهد کرد. همچنین به دلیل اینکه قصد داریم بالگرد را در ارتفاع 1.25 متری هاور کنیم، بنابراین نقطه کار را، در این ارتفاع بر می‌گزینیم. بنابراین نقاط کار برای این بالگرد به این صورت خواهند بود:

$$(x_{o1}, x_{o2}, x_{o3}, x_{o4}, x_{o5}, u_{o1}, u_{o2}) = (1.25 \text{ m}, 0, \frac{\text{m}}{\text{s}}, 138 \frac{\text{rad}}{\text{s}}, 0.125 \text{ rad}, 1615, 1319) \quad (9)$$

اکنون ماتریسهای سیستم به دست خواهند آمد:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.1 & 0.256 & 190.64 & 0 \\ 0 & 0 & -1.645 & -94.49 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -800 & -65 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0.1088 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & -0.2539 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

۳- طراحی کنترل کننده بهینه

به دلیل اینکه سیستمی که باید کنترل شود یک سیستم چند ورودی- چند خروجی^{۱۱} است، بهره کنترل سیستم به صورت ماتریسی می‌باشد. بنابراین علاقه‌مند به یافتن یک حل بهینه برای این ماتریس

غیرخطی بالگرد و خطی سازی آنها می‌باشد. بخش (۳) شامل طراحی کنترل کننده‌ی بهینه است. در بخش (۴) بر مبنای کنترل کننده‌ی بهینه، کنترل کننده‌ی فازی طراحی شده است. در بخش (۵) نتایج شبیه سازی بر اساس مدل غیرخطی برای هر دو کنترل کننده را ارائه و در نهایت در بخش (۶) نتیجه گیری مقاله را ارائه خواهیم کرد.

۲- دینامیک بالگرد و خطی سازی معادلات

در حالت کلی بالگرد دارای ۶ درجه آزادی^۳ است اما به دلیل اینکه بالگرد مورد نظر بر روی یک جایگاه محدود کننده‌ی درجات آزادی^۴ قرار گرفته است، معادلات آن نسبت به حالت اصلی متفاوت است. در این شرایط معادلات به این صورت خواهند بود:

$$\dot{z} = K_1 C_T \Omega^2 - g - K_2 \dot{z} - K_3 \dot{z}^2 - K_4 \quad (1)$$

در رابطه (۱)، C_T معرف ضریب تراست^۵ و g شتاب گرانشی (m/s^2) می‌باشند. متغیر z ارتفاع بالگرد از سطح زمین (m) است. متغیر Ω ، سرعت چرخشی تیغه‌های روتور اصلی^۶ (rad/s) بوده و متغیر θ_c زاویه‌ی پیچ^۷ کالکتیو تیغه‌های روتور اصلی است (rad). فرامین کنترل u_{th} و u_{θ_c} به ترتیب ورودی به تراست و ورودی به سروو مکانیزم کالکتیو هستند.

روابط ضریب تراست، سرعت چرخشی تیغه‌های روتور اصلی و زاویه پیچ بدین قرارند:

$$C_T = \left(K_{c1} + \sqrt{K_{c1}^2 + K_{c2} \theta_c} \right)^2 \quad (2)$$

$$\dot{\Omega} = -K_5 \Omega - K_6 \Omega^2 - K_7 \Omega^2 \sin \theta_c + K_8 u_{th} + K_9 \quad (3)$$

$$\dot{\theta}_c = -K_{10}(-0.00032 u_{\theta_c} + 0.54 - \theta_c) - K_{11} \dot{\theta}_c \quad (4)$$

که در روابط (۱) تا (۴)، K_{11} الی K_1 ضرایب ثابت هستند.

قابل ذکر است که این معادلات از دو تئوری اساسی پرواز بالگرد که عبارت اند از: تئوری ممان و تئوری المان تیغه، حاصل شده‌اند. مدل دینامیکی برای یک بالگرد در پرواز هاور^۸ یا پرواز عمودی از ترکیب این دو تئوری به دست می‌آید [۶،۷]. روابط (۱) الی (۴) بر مبنای فرضیاتی می‌باشند که مهمترین آنها عبارتند از:

- ۱- سرعت‌های القایی در کل دیسک روتور یکنواخت فرض می‌شود.
 - ۲- تیغه‌ی روتور به اندازه کافی بالای سطح زمین قرار دارد، بنابراین اثر سطح زمین ۹ صرف نظر می‌کنیم.
 - ۳- از تلفات ناشی از عبور جریان هوا بر بدنه بالگرد صرف نظر شده است.
- اکنون متغیرهای حالت و سیگنالهای کنترل را این گونه تعریف می‌کنیم:

$$X = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} z \\ \dot{z} \\ \Omega \\ \theta_c \\ \dot{\theta}_c \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{th} \\ u_{\theta_c} \end{bmatrix} \quad (5)$$

بنابراین صورت کلی معادلات حالت با توجه به روابط (۱) الی (۴) به این صورت خواهد شد:

$$Q = \begin{bmatrix} \frac{1}{x_{1\max}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{x_{2\max}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{x_{3\max}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{x_{4\max}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{x_{5\max}} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$= \begin{bmatrix} 10^3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 500 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

ماتریس وزنی R نیز به همین ترتیب تعیین می‌شود، به این صورت که آن را برابر ضرب 2 ماتریس r_1 و r_2 در نظر می‌گیریم:

$$R = r_1 \cdot r_2 \quad (20)$$

ماتریس r_1 بیانگر حداکثر محدوده‌ی مجاز سیگنال کنترل می‌باشد و ماتریس r_2 جهت وزن‌دهی به ورودی‌های u_1 و u_2 بر اساس اهمیت نسبی آنها نسبت به هم و نسبت به متغیرهای حالت در نظر گرفته می‌شود:

$$R = \begin{bmatrix} \frac{1}{(u_{1,\max})^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{(u_{2,\max})^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 150 & 0 \\ 0 & 100 \end{bmatrix} \quad (21)$$

با حل معادله‌ی ریکاتی مقدار ماتریس بهره‌ی K به این صورت خواهد شد:

$$K = \begin{bmatrix} -122 & -47 & -11 & -400 & -5 \\ 2131 & 738 & 12 & 7086 & 93 \end{bmatrix} \quad (22)$$

به دلیل اینکه هدف این کنترل کننده‌ی بهینه حداقل کردن تابع هزینه مربوطه می‌باشد، این کنترل کننده به صورت یک تنظیم کننده‌ی خطی عمل کرده و بنابراین عمل تعقیب را انجام نخواهد داد. برای حل این مشکل روشی که وجود دارد این است که در خروجی کنترل کننده و قبل از اعمال سیگنال کنترل، باید مقادیر نامی سیگنال‌های کنترلی در نقطه کار با مقادیر مرتبط با آنها جمع شوند [۱۱]. در واقع این مقادیر اندازه سیگنال‌های کنترل برای پایدارسازی بالگرد در نقطه مطلوب می‌باشند، که برای خطی سازی معادلات دینامیکی بالگرد از آنها برای محاسبات استفاده شد. شکل (۱) بلوک دیاگرام سیستم کنترل حلقه بسته را نشان می‌دهد.

یک سیستم کنترل حلقه بسته برای پایدارسازی، نیاز به بهره کلی دارد که مقدار آن منفی باشد. در واقع بسیاری از سیستم‌ها (حلقه باز) بهره‌ای منفی دارند که با کنترل کننده‌ای با بهره‌ای مثبت، پایدار می‌شوند. از این رو همان طوری که در شکل (۱) مشاهده می‌کنید با اینکه فیدبک سیستم کنترل مثبت است ولی بهره کلی سیستم حلقه بسته منفی خواهد بود.

بهره هستیم که پاسخ مطلوب را با کمترین هزینه‌ی سیگنال ورودی بدهد. برای بهینه کردن پاسخ، نیاز به معرفی یک تابع هزینه که باید حداقل شود داریم. بنابراین خواهیم داشت [۸]:

$$J = \int_{t=0}^{t=\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (14)$$

در رابطه‌ی (۱۴)، Q و R ماتریس‌های وزنی مربوط به حالتها و ورودیها هستند. انتخاب ماتریس وزنی Q باید به گونه‌ای باشد که حقیقی، متقارن و حداقل مثبت نیمه معین بوده و ماتریس R، حقیقی، متقارن و مثبت معین باشد. هدف از طراحی کنترل کننده بهینه، تعیین قانون کنترلی $u=Kx$ می‌باشد، که تابع هزینه‌ی رابطه (۱۴) را حداقل کند. بهره‌ی K از رابطه‌ی (۱۵) محاسبه می‌شود:

$$K = -R^{-1} B^T X \quad (15)$$

در رابطه‌ی (۱۵)، X حل معادله ریکاتی (۱۶) می‌باشد:

$$X^T A + A^T X + Q - X B R^{-1} B^T X = 0 \quad (16)$$

اساسی‌ترین بخش طراحی کنترل کننده‌ی بهینه تعیین ماتریس وزنی Q است. برای تعیین این ماتریس روشهای مختلفی وجود دارد، یکی از این روشها از طریق تعیین حداکثر مقادیر قابل قبول متغیرهای حالت است [۹]. برای اینکه بالگرد بتواند در ارتفاع 1.25 متری هاور کند، محدوده‌ی 2 متر بالای زمین را برای ارتفاع گرفتن بالگرد در نظر گرفته‌ایم و حداکثر سرعت بالگرد هنگام برخاست از زمین حدود 0.75 (متر بر ثانیه) می‌باشد. همچنین با توجه به محدودیت‌های مکانیکی بالگرد می‌دانیم حداکثر سرعت زاویه‌ای روتور اصلی برابر 150 (ثانیه/رادیان) می‌باشد و حداکثر گام مجاز برای تیغه اصلی 10 درجه معادل یا 0.175 رادیان است و حداکثر سرعت تغییرات آن برابر 10 (ثانیه/رادیان) در نظر گرفته شده است. از این رو حداکثر حالتها بدین قرار خواهند بود:

$$x_{1\max} = 2m, x_{2\max} = 0.75 \frac{m}{s}, x_{3\max} = 150 \frac{rad}{s}, \quad (17)$$

$$x_{4\max} = 0.175 rad, x_{s\max} = 10 \frac{rad}{s}$$

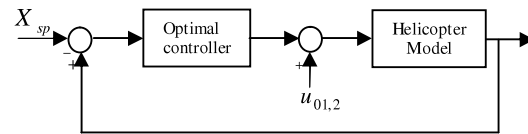
برای تعیین ماتریس Q، ما آن را برابر ضرب 2 ماتریس q_1 و q_2 در نظر می‌گیریم.

$$Q = q_1 \cdot q_2 \quad (18)$$

که ماتریس q_1 برای در نظر گرفتن حداکثر مقادیر متغیرهای حالت در نظر گرفته شده است و ماتریس q_2 به عنوان ماتریس وزن دهی انتخاب شده است، که بیانگر میزان اهمیت متغیرها نسبت به هم هستند. بنابراین ماتریس وزنی Q به این صورت خواهد شد [۱۰]:

اثرگذار است. نحوه این ارتباط را می‌توان در روابط (۱) و (۲) مشاهده نمود. کنترل‌کننده کالکتیو نیز به صورت مستقیم بر شتاب اوج گیری و در نهایت بر میزان اوج گیری بالگرد اثر گذار است، اما در واقع به دلیل تداخل بین متغیرها، این سیگنال بر تمام متغیرهای حالت اثرگذار است. در این مقاله طراحی سیستم کنترل کننده فازی به گونه‌ای است که با کمترین تعداد دستورات فازی بتوان با کیفیت مناسب بالگرد را کنترل نمود و علاوه بر آن به سادگی کنترل کننده فازی کمک خواهد نمود تا بتواند در عمل قابلیت پیاده سازی را نیز داشته باشد. از این رو سه تابع عضویت برای هر ورودی کنترل کننده فازی پیشنهاد گردیده است، تا تعداد دستورات فازی برای هر کنترل کننده به حداقل خود برسد. مقادیر خطای متغیرهای ارتفاع و سرعت تغییر ارتفاع در این راستا و سرعت چرخش تیغه روتور اصلی به عنوان ورودی‌های کنترل کننده‌ی بالایی در نظر گرفته شده‌اند و برای کنترل کننده‌ی پایینی خطای هر پنج متغیر حالت به عنوان ورودی این کنترل کننده در نظر گرفته شده‌اند. لازم به ذکر است که ورودی مرجع کنترل کننده فازی به ترتیب از بالا به پایین برابر نقطه مطلوب ارتفاع و سرعت زاویه‌ای چرخش روتور اصلی می‌باشند.

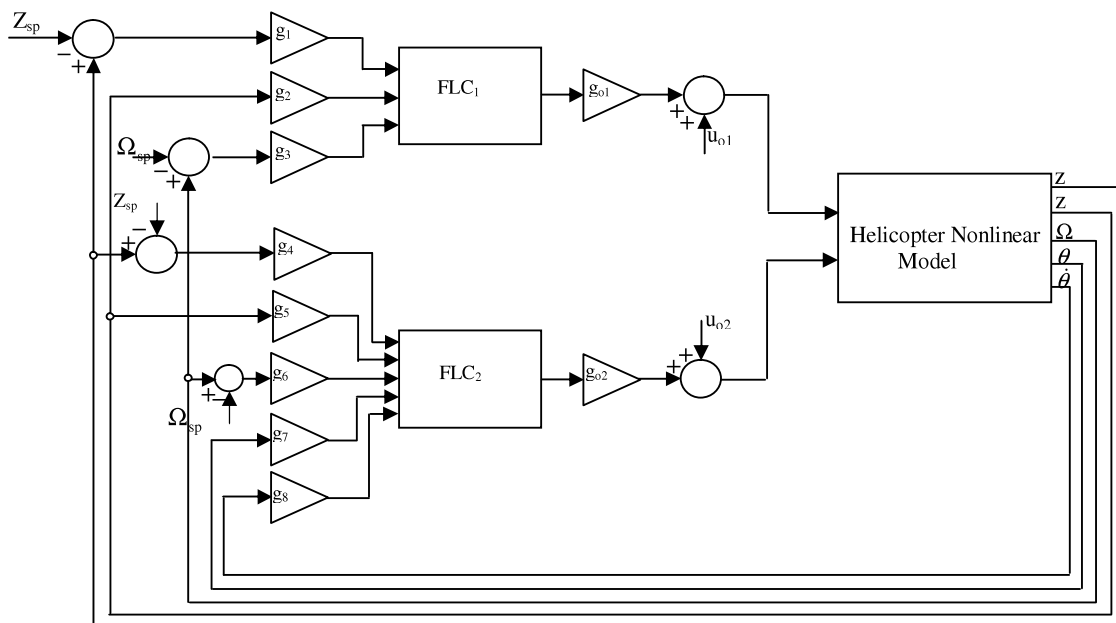
توابع عضویت ورودی انتخاب شده برای متغیرهای هر دو کنترل کننده در شکل (۳) نمایش داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، توابع عضویت از نوع مثلثی بوده و در محدوده اصلی تغییرات متغیرها، به طور منظم قرار گرفته‌اند. قابل ذکر است که توابع عضویت برای هر کدام از حالت‌ها نرمال است. به این معنی که محدوده داخلی توابع عضویت در بازه $[-1, 1]$ قرار دارند و دو تابع عضویت انتهایی به اشباع رفته‌اند، که در محدوده $[10, -10]$ قرار گرفته‌اند.



شکل (۱): بلوک دیاگرام سیستم کنترل بهینه
Fig. 1: Block diagram of an optimal control system

۴- طراحی کنترل‌کننده فازی مبتنی بر روش طراحی کنترل کننده بهینه

طراحی یک کنترل‌کننده فازی همواره به دو بخش اساسی تفکیک می‌شود: طراحی ساختار و طراحی پارامترهای آن. منظور از طراحی ساختار برای یک کنترل‌کننده فازی در واقع علاوه بر تعیین بلوک دیاگرام آن، تعیین متغیرهای ورودی و خروجی کنترل کننده، دستورات کنترل کننده فازی و تعداد دستورات آن می‌باشد. طراحی پارامترها یعنی تعیین پارامترهای بهینه برای کنترل کننده فازی می‌باشد. در بخش اول طراحی کنترل کننده فازی باید به دانش یک خلبان و دینامیک بالگرد و علم مهندسی کنترل رجوع کرد. براین اساس ساختار ارائه شده در شکل (۲) را برای کنترل کننده فازی پیشنهاد می‌کنیم. در ساختار شکل (۲) جهت جلوگیری از افزایش تعداد دستورات فازی برای تولید هر سیگنال کنترلی یک کنترل کننده فازی طرح ریزی شده است. کنترل کننده‌ی بالایی $(FLC_1)^1$ وظیفه‌ی تولید فرمان تراتل و کنترل کننده‌ی پایینی $(FLC_2)^2$ وظیفه‌ی تولید فرمان کالکتیو را بر عهده دارد. با توجه به رابطه (۳) ملاحظه می‌کنید که سیگنال کنترل تراتل اثر مستقیم بر سرعت چرخش روتور اصلی دارد ولی این در حالی است که تغییر سرعت زاویه‌ای چرخش روتور اصلی بر نرخ اوج‌گیری بالگرد تاثیر گذار است و نرخ اوج‌گیری بالگرد بر میزان اوج‌گیری بالگرد

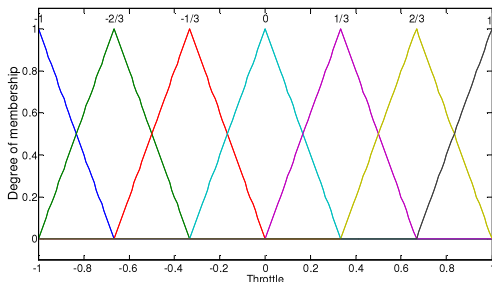


شکل (۲): بلوک دیاگرام سیستم کنترل فازی
Fig. 2: Block diagram of a fuzzy control system

$$C_i = \left\{ -1, -\frac{2}{3}, -\frac{1}{3}, 0, \frac{1}{3}, \frac{2}{3}, 1 \right\} \quad (24)$$

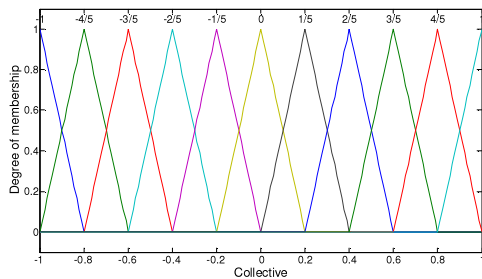
شکل‌های (۴) و (۵) به ترتیب توابع عضویت خروجی کنترل‌کننده‌های فازی تراثل و کالکتیو را نشان می‌دهند. مراکز توابع عضویت خروجی کنترل‌کننده فازی تراثل در رابطه (۲۴) به عنوان مراکز توابع عضویت خروجی و برچسب توابع مورد استفاده قرار گرفته‌اند.

توضیح این که در قسمت انتهایی توابع عضویت خروجی در شکل‌های (۴) و (۵) بر خلاف شکل (۳) به اشباع نرفته‌اند. علت این امر قابلیت افزایش سیگنال کنترل و همچنین جلوگیری از نامحدود شدن محاسبات می‌باشد.



شکل (۴): توابع عضویت تراثل

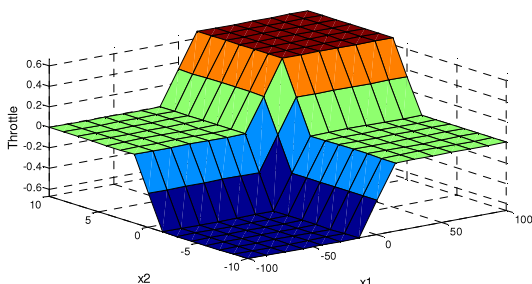
Fig. 4: Throttle membership functions



شکل (۵): توابع عضویت کالکتیو

Fig. 5: Collective membership functions

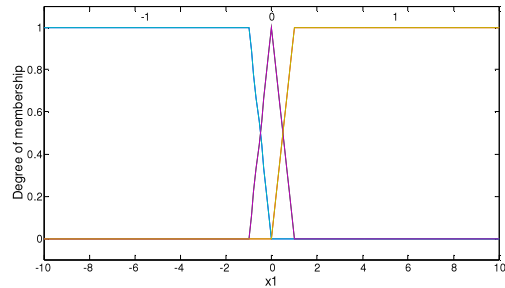
شکل (۶) سطوح کنترلی، کنترل‌کننده فازی تراثل را نشان می‌دهد. این سطوح برحسب ارتفاع و نرخ آن رسم گردیده است. همان‌طور که از شکل (۶) مشاهده می‌کنید، کنترل‌کننده فازی در حوالی صفر، نزدیک به کنترل‌کننده‌ای خطی عمل می‌کند. دلیل آن نیز خطی و متقارن بودن دستورات فازی است.



شکل (۶): سطوح کنترل در کنترل‌کننده فازی تراثل

Fig. 6: Control surfaces in throttle fuzzy controller

در شکل (۳)، محور عرضی درجه تابع عضویت را نشان می‌دهد و محور طولی محدوده متغیر حالت را نشان می‌دهد. برچسب توابع عضویت نیز در مجموعه $\{-1, 0, 1\}$ تعریف شده‌اند. در این مقاله به جای استفاده از برچسب‌های زبانی معمول برای کنترل‌کننده فازی ممدانی، از اعداد استفاده شده است. مزیت استفاده از برچسب‌های عددی، محاسبه دستورات فازی، تعداد توابع عضویت خروجی و مراکز توابع عضویت خروجی است. این روش موجب آسان‌تر شدن طراحی برای سیستم‌هایی مانند بالگرد که کنترل آنها با پیچیدگی فراوان همراه است، می‌شود.



شکل (۳): تابع عضویت ارتفاع

Fig. 3: Height membership function

تعداد دستورات فازی برای کنترل‌کننده اول (FLC_1) برابر 27 و برای کنترل‌کننده دوم (FLC_2) برابر 243 بوده که برای حالت هاور نوشته شده‌اند. این دستورات حداکثر تعداد دستورات در وضعیتی که هر حالت فقط سه تابع عضویت دارد، می‌باشند. بدیهی است که با افزایش توابع عضویت، تعداد دستورات افزایش می‌یابند. به عنوان نمونه در جدول (۱)، نمونه دستورات کنترل‌کننده فازی تراثل برای موقعی که حالت x_3 برابر تابع عضویت صفر باشد را نشان می‌دهد. از جدول (۱) ملاحظه می‌کنید که دستورات فازی به صورت کاملاً خطی و متقارن محاسبه شده‌اند.

Table (1): Fuzzy rule bases for throttle controller

جدول (۱): دستورات فازی کنترل‌کننده تراثل

تراثل	خطای ارتفاع			
	-1	0	1	
نرخ ارتفاع	-1	-0.66	-0.33	0
	0	-0.33	0	0.33
	1	0	0.33	0.66

مراکز توابع عضویت به این صورت محاسبه شده‌اند:

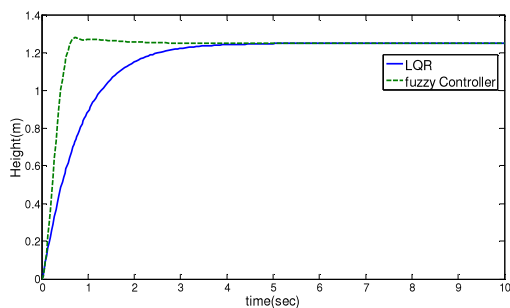
$$C_i = (j+k+\dots+1) \times \frac{2}{(N-1) \times n} \quad (23)$$

در رابطه (۲۳) متغیر N برابر تعداد توابع عضویت، متغیر n برابر تعداد ورودی‌های کنترل‌کننده فازی است. متغیرهای $\{j, k, \dots, 1\}$ برابر نام تابع عضویت خروجی می‌باشند و C_i مرکز تابع عضویت i ام خروجی کنترل‌کننده است [۱۲].

به عنوان نمونه، با استفاده از رابطه (۲۳) مراکز توابع عضویت کنترل‌کننده فازی تراثل محاسبه شده‌اند:

۵- نتایج شبیه سازی

در این مقاله ابتدا با خطی سازی معادلات غیرخطی یک کنترل کننده ی بهینه طرح ریزی شد. سپس توانستیم از روی بهره های آن، بهره های مقیاس بندی یک کنترل کننده فازی را نیز طراحی کنیم، که در هر دو کنترل کننده شبیه سازی روی مدل غیرخطی صورت گرفت. کنترل کننده فازی با اینکه از طریق کنترل کننده فیدبک حالت بهینه به دست آمد ولی نتایج مربوط به آن در شکل (۷) در ردیابی ارتفاع از کیفیت بالاتری برخوردار است. به این صورت که در ردیابی ارتفاع، زمان نشست کنترل کننده فازی کوچکتر از کنترل کننده بهینه می باشد و این در حالی است که از منحنی شکل (۸) مشاهده می کنید که نرخ سرعت زاویه ای چرخش روتور اصلی در کنترل کننده فازی کمتر از کنترل کننده فیدبک حالت بهینه است. بنابراین بالگرد با صرف انرژی بسیار کمتری توانسته است در مدت زمان کوتاه تری ارتفاع مطلوب را ردیابی کند. از این رو در منحنی شکل (۹) ملاحظه می کنید که انرژی سیگنال تراول در کنترل کننده فازی به مراتب کوچکتر از سیگنال کنترل تراول در کنترل کننده فیدبک حالت بهینه است. منحنی شکل (۱۰) وضعیت زاویه پیچ را نشان می دهد. زاویه پیچ در هنگام هاور به مقدار 0.125 رادیان رسیده است که همان مقداری است که در خطی سازی جز نقاط کار بالگرد در حالت هاور تعیین گردید. شکل (۱۱) انرژی سیگنال کنترل کالکتیو را نشان می دهد. مقدار انرژی سیگنال کنترل کالکتیو در کنترل کننده فیدبک حالت بهینه تا حدی کمتر از کنترل کننده فازی است. برای مقایسه جزئیات بیشتر، جدول (۲) نتایج شبیه سازی کنترل کننده های فازی و فیدبک حالت بهینه را مقایسه کرده است. نتایج مربوط به کنترل کننده فازی با تنظیم کردن توابع عضویت و اصلاح بعضی از دستورات فازی بهبود بیشتری خواهند یافت، که این کار می تواند در غالب طراحی یک کنترل کننده تطبیقی فازی صورت بگیرد.



شکل (۷): پاسخ پله واحد خروجی ارتفاع

Fig. 7: Step response for height of the helicopter

یکی از بخش های اصلی در قسمت دوم طراحی کنترل کننده فازی، تعیین مقادیر مقیاس های بهره^{۱۳} آن است، زیرا اگر مقادیر آن به طور صحیح انتخاب نشوند، در آن صورت یا مقادیر واقعی خطا خارج از محدوده ی توابع عضویت قرار می گیرد یا باعث تراکم آنها در یک محدوده ی خاص خواهند شد. بنابراین تعیین مقادیر آنها حائز اهمیت می باشد. روشهای تعیین این بهره ها اغلب به صورت تجربی می باشند. در این تحقیق از روش ارائه شده در [۱۲] استفاده می شود که بر اساس ماتریس بهره ی حاصل از حل معادله ی ریکاتی، مقادیر مقیاس های بهره کنترل کننده ی فازی را تعیین می کند. روش کار به این صورت است که ابتدا بازه ی تغییرات متغیری که کنترل آن از اهمیت بالاتری برخوردار است، تعیین می شود. این بازه بستگی به مشخصات فیزیکی و محدوده کنترل قابل قبول سیستم دارد. سپس با نرمال در نظر گرفتن محدوده ی توابع عضویت، مقیاس بهره ی آن به دست می آید. در این صورت با داشتن بهره ی حاصل از کنترل کننده ی بهینه، مقدار بهره ی خروجی کنترل کننده فازی محاسبه می شود. از آنجا که افزایش بهره ی خروجی کنترل کننده فازی باعث افزایش بهره ی کل سیستم کنترل می شود، از این رو بهره ی جفت ورودی-خروجی^{۱۴} تقریباً برابر بهره های کنترل کننده ی فیدبک حالت خواهد بود، بنابراین می توانیم با استفاده از رابطه ی (۲۵) مقدار بهره ی خروجی کنترل کننده اول و دوم را به دست آوریم:

$$g_1 \cdot g_0 = k_1 \quad (25)$$

برای این کار ابتدا فرض می کنیم که قصد داریم بالگرد را در ارتفاع 1.25 متری از زمین در حالت هاور نگاه داریم. بنابراین محدوده ی عملکرد سیستم فازی 2.5 متر خواهد شد. از این رو بهره ی مربوط به این متغیر در ورودی کنترل کننده فازی برابر 0.4 خواهد بود. همچنین بهره ی مرتبط با این متغیر برای کنترل ارتفاع از ماتریس بهره ی بهینه در ارتباط با سیگنال کنترل اول به دست آمد، که مقداری برابر با -122 محاسبه گردید. بنابراین بهره ی خروجی کنترل کننده ی اول طبق رابطه ی (۲۵) برابر -305 خواهد شد. در این صورت، دیگر بهره های ورودی کنترل کننده اول، به راحتی محاسبه خواهند شد. بهره های مرتبط با کنترل کننده ی دوم نیز به همین ترتیب حساب می شوند. بنابراین مقادیر این بهره ها به این صورت خواهند بود:

$$g_1 = 0.4 \rightarrow g_{01} = \frac{-122}{0.4} = -305$$

$$g_2 = \frac{-47}{-305} = 0.154$$

$$g_3 = \frac{-11}{-305} = 0.036, g_4 = g_1 = 0.4$$

$$g_{02} = \frac{2131}{0.4} = 5328$$

$$g_5 = g_2 \cdot g_6 = \frac{12}{5328} = 0.0023$$

$$g_7 = \frac{7086}{5328} = 1.33, g_8 = \frac{93}{5328} = 0.0175$$

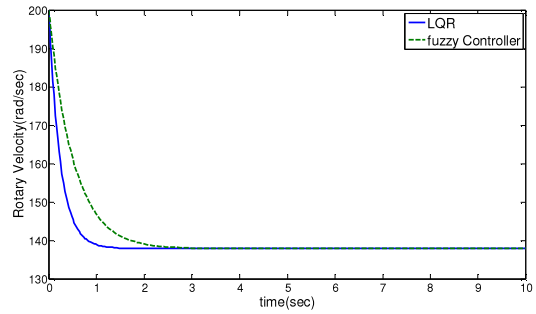
(۲۶)

Table (2): Results of fuzzy controller and optimal controller
 جدول (۲): مقایسه نتایج کنترل کننده فیدبک حالت با کنترل کننده فازی

ارتفاع (m)	کنترل کننده فازی	کنترل کننده فیدبک حالت بهینه
سرعت زاویه‌ای روتور اصلی (rad/sec)		
درصد خطای حالت ماندگار	0.1%	0.7%
زمان صعود (sec)	0.9	2
درصد بالازدگی	0.4%	فوق میرا
زمان نشست با معیار 2٪ (ثانیه)	0.6	0.3
انرژی سیگنال کنترل تراتل		
$\int_{t_1}^{t_2} (u(t))^2 dt (J)$	0.11	1.39
انرژی سیگنال کنترل کالکتیو		
$\int_{t_1}^{t_2} (u(t))^2 dt (J)$	0.2	0.16

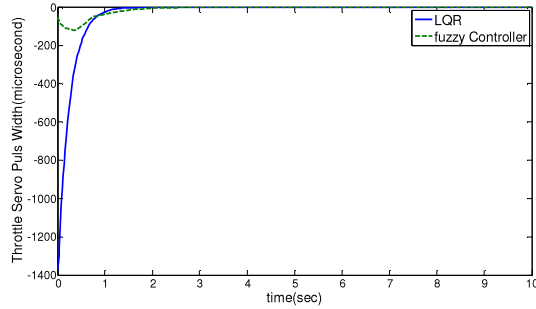
۶- نتیجه گیری

در این مقاله یک کنترل کننده فازی به صورت سیستماتیک برای حالت هاور یک بالگرد مدل با درجه آزادی محدود طراحی شد. برای این منظور ابتدا با خطی‌سازی معادلات ریاضی غیرخطی بالگرد، کنترل کننده فیدبک حالت برای بالگرد مدل طراحی گردید. سپس با توجه به ضرایب کنترل کننده حالت، کنترل کننده فازی متناظر با آن طراحی شد. با وجود آن که این کنترل کننده بر مبنای کنترل کننده خطی طراحی شده است، اما توانسته است در کنترل مدل غیرخطی بالگرد عملکرد بهتری نسبت به کنترل کننده فیدبک حالت بهینه از خود نشان دهد.



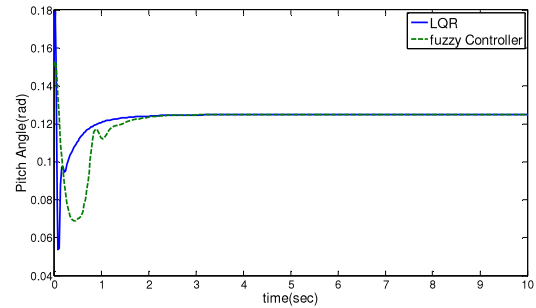
شکل (۸): سرعت چرخشی روتور اصلی در حالت هاور

Fig. 8: Rotational velocity during simulated hover control



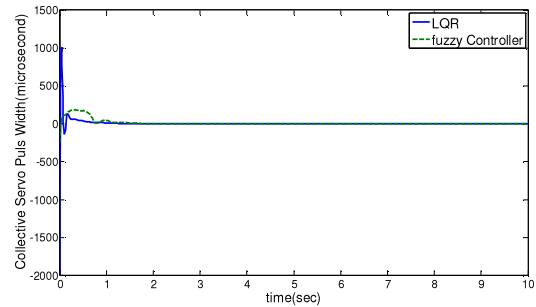
شکل (۹): سیگنال کنترل تراتل

Fig. 9: Throttle servo input during simulated hover control



شکل (۱۰): زاویه پیچ

Fig. 10: Collective pitch during simulated hover control



شکل (۱۱): سیگنال کنترل کالکتیو

Fig. 11: Collective pitch servo input during simulated hover control

پی نوشت:

1-Throttle	8-Hover
2-Collective	9-Ground Effect
3-Six Degree Of Freedom	10-Lift
4-Stand	11-MIMO
5-Thrust	12-Fuzzy Logic Controller
6-Main Rotor	13-Scaling Gain
7-Pitch	

مراجع

- [1] H. Azimian, A. Fatehi, B.N. Araabi, "Closed-loop global fuzzy tsk modeling:A case study", Control &Automation, pp.T12-005, July 2007.
- [2] I. Vitzilaios, N. Tsourveloudis, C. Tsourveloudis, "An experimental test bed for small unmanned helicopters", J. of Int. and Rob. Sys., Vol.54, pp.769 – 794, May 2009.
- [3] I. Rojas, H. Pomares, J. Gonzalez, L.J. Herrera, A. Guillen, F. Rojas, "Soft-computing techniques for the development of adaptive helicopter flight controller", IEEE, Adv. Mot. Cont., pp.709 – 714, Dec. 2006.
- [4] X. Wang, X. Zhao, "A practical survey on the flight control system of small scale unmanned helicopter", IEEE, Wor. Cong. on Int. Cont. and Aut., pp.364-369, June 2008.
- [5] T.J. Pallet, S. Ahmad, "Real-time helicopter flight control: Modeling and control by linearization and neural networks", Real-Time Rob. Cont. Lab. Tech.Rep, TR-EE 91-35, Aug 1991.
- [6] G.D. Padfield, "Helicopter flight dynamics: The theory and application of flying qualities and simulation modeling", Second edition. 2007.
- [7] R.W. Prouty, "Helicopter aerodynamics", Philips Publishing Inc, 1985.
- [8] D. Kreg, "An introduction to the optimized control theory", Translated by: S.K. Nikravesh", AmirKabir University Publisher, Winter 2006.
- [9] B.Hald U., V. Hesselbæk M., "Autonomous helicopter modelling and control", Dep. of Cont. Eng., Aalborg University, May 2005.
- [10] B. Hald U., V. Hesselbæk M., M. Siegumfeldt, "Nonlinear modeling and optimal control of a miniature autonomous helicopter", Dep. of Cont. Eng., Aalborg university, June 2006.
- [11] A. Fatehi, "The control process systems", Khajehnasir University of Technology Publisher, Winter 2008.
- [12] KM. Passino, S. Yurkovich, "Fuzzy control", Addison Wesley Longman, Inc, 1998.