

طراحی کنترل کننده فازی تطبیقی برای کنترل کننده خودکار هواپیما در حضور اغتشاشات جوی

احمد فخاریان^۱، هلاله سیمیاب^۲

^۱ هیئت علمی دانشگاه آزاد اسلامی واحد قزوین

^۲ کارشناسی ارشد مهندسی برق گرایش کنترل دانشگاه آزاد اسلامی واحد قزوین

چکیده

در دهه های گذشته طراحی سیستم کنترل خودکار هواپیما به منظور پایدارسازی هواپیما و بازگرداندن آن به وضعیت پروازی مطلوب پس از وارد شدن اغتشاشات جوی خارجی به بدنه هواپیما انجام گرفته است که به این سیستم کنترلی اتوپایلوٹ گفته می شود. در سالهای اخیر شاهد رشد قابل توجهی در زمینه نظریه های کنترل مقاوم، کنترل تطبیقی، کنترل هوشمند برای طراحی کنترل خودکار هواپیما هستیم. در این تحقیق به تلفیقی از دو روش کنترلی تطبیقی و هوشمند مبتنی بر منطق فازی پرداخته می شود. همچنین به بررسی کنترل فیدبک خروجی فازی تطبیقی مدل مرجع برای سیستم کنترل خودکار حرکات طولی هواپیما در حضور اغتشاشات جوی پرداخته می شود. معادلات هواپیما در قالب مدل غیرخطی بیان می شود. به دلیل تغییرات در پارامترها در سیستم های واقعی روش های خطی سازی فیدبک برای کنترل مناسب نمی باشد، بنابراین بایستی به وسیله کنترل کننده های فازی تطبیقی و ترکیب آنها کنترل کننده برای سیستم های غیرخطی طراحی نمود. خاصیت وفق پذیری ساختارهای فازی تطبیقی به طور دینامیکی قابلیت تنظیم پایگاه قوانین کنترل کننده های فازی را برای تطبیق تغییرات در پارامترهای سیستم و حذف اثر اغتشاشات را دارا بوده و آنرا به ساختار مقاوم تبدیل می نمایند. در هواشناسی واژه تلاطم به حرکات جوی کوچکتر از شارش میانگین اطلاق می شود. بنابراین طیف وسیعی از حرکات را در بر می گیرد ولی تنها طیف کوچکی از آنها برای پرواز هواپیما مهم است. در این تحقیق ما سعی خواهیم کرد یکی از این تلاطم ها را مدلسازی نموده و آنرا به عنوان اغتشاشات وارده به هواپیما بررسی نماییم. هدف از طراحی کنترل کننده این است که اثرات این اغتشاش را که باعث انحراف هواپیما از مسیر اسمی می گردد را کاهش می دهد.

واژه های کلیدی: اتوپایلوٹ، سیستم غیرخطی، اغتشاشات جوی، سیستم فازی، کنترل تطبیقی، تابع لیاپانوف، کنترل فازی تطبیقی غیر مستقیم

مقدمه

برادران رایت هواپیمایی طراحی کردند که ناپایدار ولیکنترل پذیر بود. در ادامه افرادی مثل پیلچر و... هواپیمایی طراحی نمودند که پایدار بود ولی وظایف خلبان زیاد بود. از معایب این سیستم ناپایداری به اغتشاشات جوی خروجی وارد شده به هواپیما بوده است. در سال ۱۹۱۲ اولین اتوپایلوت که از طریق وسیله ای به نام ژيروسکوپ کنترل هواپیما را جهت حفظ هدینگ بر عهده داشت را مورد آزمایش قرار دادند، از مشکلات آن مشخص نبودن دینامیک هواپیما، که یکی از این موارد نوسانات ذاتی هواپیما بود که اتوپایلوت^۱ نمی توانست وظیفه کنترل و حفظ مسیر پرواز را به درستی انجام دهد. در دهه های گذشته کارهای بسیاری جهت پیشرفت عملکرد هواپیما و خلبان خودکار انجام شده است. هدف ما در این تحقیق تلفیق دو روش کنترلی فازی و تطبیقی می باشد که هواپیما را در صورت وجود اغتشاشات جوی به درستی و روی مسیر مطلوب هدایت نماید. تاریخچه ای مختصر از کنترل خودکار بیان می شود. در ابتدا برادران رایت هواپیمایی طراحی نمودند که ناپایدار ولی کنترل پذیر بود. در ادامه افرادی مثل پیلچر و چانوت و... هواپیمایی طراحی نمودند که ذاتاً پایدار بود ولی وظیفه خلبان را طاقت فرسا می نمود.

این پایداری نسبت به اغتشاشات جوی حساس بوده و قابلیت مانور بالایی نداشت. بر طبق این کمبودها طراحان به دنبال طراحی خلبان خودکار که اغلب اتوپایلوت^۲ خوانده می شد بودند. هدف عمده اتوپایلوت های اولیه پایداری هواپیما و برگرداندن آن به حالت پرواز مطلوب به دنبال وارد شدن اغتشاش بود. این اتوپایلوت ابتدا در سال ۱۹۱۲ مورد آزمایش قرار گرفت. در اتوپایلوت های اولیه از وسیله ای به نام ژيروسکوپ برای مشخص شدن انحراف هواپیما و از سروموتورها برای تنظیم سطوح کنترلی اتوپایلوت که در بال ها و دم هواپیما تعبیه شده بودند استفاده می شد. این ژيروسکوپ اولیه توسط اسپری در نیویورک برای اولین بار طراحی شد.

سیستم مورد بررسی در این مقاله سیستم کنترل خودکار هواپیما است که این سیستم حرکات طولی هواپیما را در بر دارد حرکات طولی هواپیما در اصل نگه داشتن هواپیما در یک مسیر مشخص و حفظ زاویه پیچ هواپیما می باشد. معمولاً برای طراحی سیستم کنترل پرواز هواپیما در هر مرحله پروازی ابتدا یک مسیر مرجع در نظر گرفته می شود. مسیر مرجع در اینجا مسیر زاویه سمت مسیر هواپیما است. حرکات طولی هواپیما و حرکت مستقیم آن روی مسیر مشخص به اغتشاشات جوی که به بدنه هواپیما وارد می شود حساس است و به راحتی می تواند از مسیر خود خارج شود. اهمیت اغتشاشات جوی وارده به هواپیما بسیار زیاد می باشد چرا که این اغتشاشات موجب حرکت هواپیما به سمت بالا یا شتاب زیاد شده و باعث اضطراب برای مسافری می گردد. مشکل دیگر که این اغتشاشات موجب آن می شوند پایدار نگه داشتن هواپیما در پرواز می باشد چرا که این تلاطم ها باعث شتاب عمودی به هواپیما می شوند و می توانند هواپیما را از مسیر خود خارج نمایند و سیستم را ناپایدار می نمایند.

^۱ Autopilot^۲ Autopilot

مبانی نظری

اتوپیلوت یا کنترل خودکار هواپیما

سیستم کنترل برای کاهش بار کاری خلبان به صورت زیر می باشد:

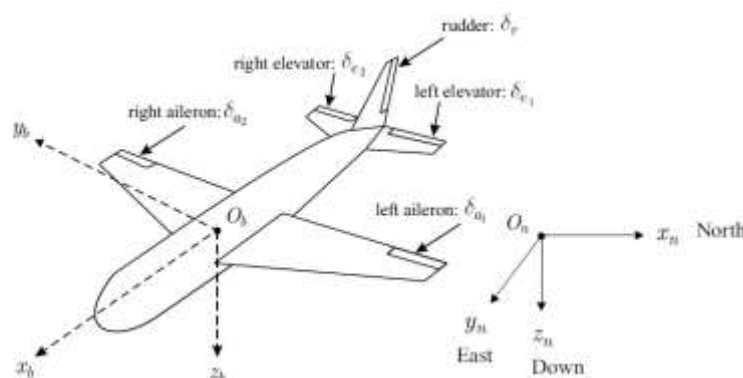
- ۱- سیستم کنترل زاویه، برای نگهداری زوایای هواپیما
- ۲- سیستم کنترل سرعت، برای ثابت نگه داشتن سرعت و عدد ماخ

معادلات هواپیما

طراحی کنترل کننده خودکار هواپیما نیازمند بدست آوردن توابع تبدیل هواپیما و معادلات حرکت سیستم می باشد. در ابتدا بایستی توسط قوانین نیوتن معادلات حرکت را بدست آورد. توسط معادلات حرکت می توان گشتاورهای خارجی و نیروها... را به هم مرتبط نمود.

معادلات این قسمت از مراجع [۲۲، ۲۳، ۳۰] استخراج شده است.

برای بدست آوردن مد حرکات طولی هواپیما ابتدا دستگاه بدنی هواپیما تعریف می شود که در این دستگاه مرکز مختصات گرانیگاه^۳ هواپیما و محورهای مختصات به هواپیما چسبیده و نسبت به هواپیما ثابت می باشند. به نحوی که محور **Ox** به سمت دماغه هواپیما و محور **Oy** در جهت بال راست هواپیما و محور **Oz** به سمت پایین می باشند.

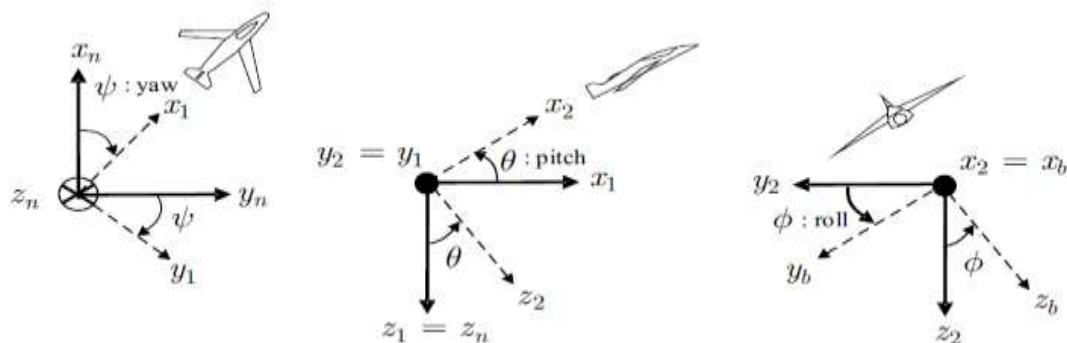


شکل ۱: سطوح کنترلی هواپیما [۲۳]

در شکل (۱)، سطوح کنترلی در روی بالها و دم هواپیما مشاهده می شود. این قطعات موجب چرخش هواپیما حول محور افقی و یا به صورت ستونی در مسیر حرکت هواپیما می شوند.

1Centre Of Gravity

زوایای چرخش:



شکل ۲: زوایای چرخش [۲۳]

بسط معادلات حرکت توسط قانون نیوتن به طوری که مجموع نیروهای خارجی وارد شده به هواپیما برابر با نرخ زمانی تغییر اندازه حرکت و مجموع گشتاورهای اعمال شده برابر با نرخ زمانی تغییر اندازه حرکت زاویه ای می باشد.

$$\sum F = \frac{d}{dt}(mV_T)$$

$$\sum M = \frac{dH}{dt}$$

این تغییرات نسبت به دستگاه اینرسی می باشند و فضای اینرسی برای جرم های ثابت استفاده می شود. بنابراین یکی از مفروضات مسائل هواپیما فرض جرم ثابت هواپیما در طول تحلیل دینامیکی می باشد. در تحلیل دینامیکی قبل از به وجود آمدن اغتشاشات هواپیما در حال تعادل در نظر گرفته می شود.

نیروها و گشتاورهای خارجی همان نیروها و گشتاورهای در حال تعادل می باشند، که نیروهای تعادل همان برا، پسا، پیشران و جاذبه می باشند. گشتاورهای تعادل گشتاورهای حاصل از نیروهای برا و پسا ایجاد شده توسط قسمتهای مختلف هواپیما می باشند.

اگر تعاریف زیر برای سرعت هواپیما و سرعت زاویه ای باشند بنابراین معادلات حرکت خطی روی هر محور بدست می آید:

$$V_T = iU + jV + kW$$

$$w = iP + jQ + kR$$

داریم:

$$\sum \Delta F_x = m(\dot{U} + WQ - VR)$$

$$\sum \Delta F_y = m(\dot{V} + UR - WP)$$

$$\sum \Delta F_z = m(\dot{W} + VP - UQ)$$

گشتاورهای هواپیما به شکل زیر بدست می آیند:

$$H = \int i [(y^2 + z^2)P - xyQ - xzR] dm + \int j [(z^2 + x^2)Q - yzR - xyP] dm + \int k [(x^2 + y^2)R - xzP - zyQ] dm$$

که رابطه اندازه حرکت زاویه ای یا اندازه حرکت جسم دوار می باشد. بنابر تعریف حرکت زاویه ای جسم یا جرم نقطه ای با سرعت زاویه ای مخصوص آن، برابر با سرعت مماسی جرم حول مرکز دوران ضرب در جرم نقطه ای می باشد. با توجه به رابطه بالا گشتاورهای حول هر محور به شکل زیر تعریف می شود:

$$H_x = PI_x - RJ_{xz}$$

$$H_y = QI_y$$

$$H_z = RI_z - PJ_{xz}$$

بنابر معادلات مربوط به حرکت زاویه ای بدست می آیند:

$$\sum \Delta \mathcal{L} = \dot{P}I_x - \dot{R}J_{xz} + QR(I_z - I_y) - PQJ_{xz}$$

$$\sum \Delta \mathcal{M} = \dot{Q}I_y + PR(I_x - I_z) + (P^2 - R^2)J_{xz}$$

$$\sum \Delta \mathcal{N} = \dot{R}I_z - \dot{P}J_{xz} + PQ(I_y - I_x) - QRJ_{xz}$$

این معادلات بر اساس مفروضات زیر بدست آمدند:

- ۱- جرم هواپیما ثابت است.
 - ۲- هواپیما یک جسم صلب است.
 - ۳- زمین یک مرجع اینرسی است.
- برای توصیف حرکت هواپیما نسبت به زمین از زوایایی به نام زوایای اوایلر استفاده می شود. در این حالت دستگاه مختصات زمینی روی هواپیما به شکل زیر توصیف می شود:

OZ_E و OX_E در صفحه افق و OY_E عمود و رو به پایین فرض می شود.

زوایای توصیف شده زیر زوایای دوران دستگاه بدنی نسبت به دستگاه زمینی می باشد:

Ψ : زاویه بین OX_E و تصویر محور OX روی صفحه افق

$\dot{\Psi}$: برداری در امتداد محور OZ_E

Θ : زاویه بین افق و محور OX در صفحه قائم

$\dot{\Theta}$: برداری در امتداد خط تلاقی دو صفحه

Φ : زاویه بین خط تلاقی دو صفحه و OY

$\dot{\Phi}$: برداری در امتداد OX

حال انتقال مولفه های سرعت زاویه ای در محورهای هواپیما در نظر گرفته می شود:

$$P = \dot{\Phi} - \dot{\Psi} \sin \Theta$$

$$Q = \dot{\Theta} \cos \Phi + \dot{\Psi} \cos \Theta \sin \Phi$$

$$R = -\dot{\Theta}\sin\Phi + \dot{\Psi}\cos\Theta\cos\Phi$$

اگر فرض شود که پرواز هواپیما به صورت افقی و مستقیم و بدون شتاب باشد و با انحراف الویتور^۴ باعث اغتشاش شود، می توان شش معادله نیرو و گشتاور را به سه معادله که در نتیجه تغییر در نیروهای F_x و F_z می باشد تبدیل کرد. بنابراین تأثیری برگشتاورهای غلت و سمت و نیروی F_y ندارد.

اغتشاشات جوی^۵

در هواشناسی واژه تلاطم به حرکات جوی کوچکتر از شارش میانگین گفته می شود. طیف وسیعی از حرکات جوی را در بر دارد تنها طیف کوچکی از این تلاطم ها برای پرواز هواپیما مهم می باشد. تلاطم از دیدگاه هواپیمایی در چهار گروه طبقه بندی می شود:

- ۱- تلاطم تراز زیرین
- ۲- تلاطم در توفان های تندری
- ۳- تلاطم هوای صاف
- ۴- تلاطم امواج کوهستانی

تلاطم هوای صاف

تلاطم هوای صاف از بدیهی ترین خطرات پرواز می باشد. علل بروز این پدیده غالباً غیرقابل مشاهده است، این پدیده نخستین بار در سال ۱۹۴۰ معرفی شد. اثر تلاطم هوای صاف به شکل تکانهای شدید هواپیمای در حال پرواز در ارتفاعات زیاد و در مناطق فاقد ابر قابل توجه یا توفان های تندری می باشد، ظاهر می شود. یکی از شاخص های تشخیص این پدیده شاخص ریچاردسون می باشد که مناطق با عدد ریچاردسون کوچک مناطق مناسب وقوع تلاطم هستند.

توفانهای تندری^۶

توفانهای تندری و آذرخش که توسط ابرهای **cb** به ویژه نوع سندان^۷ ایجاد می شود نتیجه تخلیه بار الکتریکی الکتریسته ساکن میان ابر و یا میان ابر و زمین است.

انرژی تلاطم جوی^۸ از چهار منبع عمده کسب می شود:

- ۱- همرفت^۹
- ۲- اصطکاک سطحی
- ۳- امواج گرانی^{۱۰}
- ۴- انرژی شارش میانگین در لایه های متلاطم

⁴Elevator

⁵Thunderstorm

⁶Thunderstorm

⁷Incus

⁸Bumpiness

⁹Convection

¹⁰Gravity wave

حرکات محسوس هواپیما در اثر تلاطم جوی که مقیاس زمانی و مکانی آنها قدری کوچک می‌باشد که به روشهای معمولی کنترلی مهار کردن آنها ممکن نمی‌باشد. این ناهماهنگی در پرواز باعث اضطراب مسافری می‌شود. حرکات با مقیاس بزرگتر را نیز می‌توان معرفی نمود که این حرکات را می‌توان در مورد توفانهای تندری و امواج کوهستانی نام برد.

مؤلفه‌های اغتشاشی در اندازه‌های هواپیما یا کوچکتر از آن می‌توانند نیروهای قوی نایکخواخت بر روی سطح هواپیما ایجاد نمایند. این امر می‌تواند انحراف و افت وخیز و هرگونه حرکات نامنظم دیگری را حاصل نماید. مهم ترین واکنش هواپیما به تلاطمات جوی همان شتاب عمودی کل بدنه هواپیما می‌باشد. ابعاد حرکات در توفانهای تندری و امواج کوهستانی خیلی بزرگتر از جست‌های معمولی می‌باشد.

چاله‌های هوایی^{۱۱} یا توربولانس یا آشفتگی، جریان هوای قوی به سمت پایین در هنگام پرواز هواپیما است. در این تحقیق از تندباد استفاده می‌شود.

سه نوع الگوی تندباد داریم به شرح زیر [۳۱]:

۱- الگوی پله‌ای: دارای میدان تندری پایور و یکنواخت می‌باشد و هواپیما آن را بمانند یک پله تندری در سه بعد دریافت می‌نماید.

۲- الگوی ناقوسی^{۱۲}: الگوی شناخته شده به شرح زیر است:

$$\begin{cases} v = 0 & x \geq T \\ v = \frac{k}{T} \left(1 - \cos \frac{2\pi}{T}(t) \right) & 0 \leq x \leq T \end{cases}$$

جدول ۱

k	$T=L/U_0$	$L=25\bar{c}$
عدد ثابت مثبت	U_0 : سرعت باد	$\bar{c}$: طول وتر بال هواپیما

۳- الگوی خطی: در آن تندری‌های سه گانه تندباد دارای شیب یکنواخت است. در این تحقیق از تندباد گسسته نوع دوم استفاده می‌شود.

طراحی کنترل کننده تطبیقی

طراحی کنترل کننده تطبیقی نیازمند انتخاب قانون تطبیق و اثبات پایداری سیستم در مقابل تطبیقمی باشد. این طراحی دارای سه بخش به شکل زیر است:

۱- انتخاب قانون کنترل

۲- انتخاب قانون تطبیق

۳- همگرایی سیستم کنترل بدست آمده از طراحی و مدل مرجع

در روش کنترل تطبیقی مدل مرجع معمولاً اساس کار حدس زدن تابع لیاپانوف می‌باشد، سپس قوانین تطبیق و کنترل طوری طراحی می‌شوند که تابع لیاپانوف کاهش یابد.

¹¹Turbulence

¹²Bell algorithm

کنترل تطبیقی سیستم غیر خطی:

طراحی کنترل کننده تطبیقی دارای شرایط به صورت زیر می باشد:

- ۱- قابلیت پارامتری کردن خطی دینامیکهای غیر خطی مدل را دارا باشد.
 - ۲- تمام حالت های سیستم قابل اندازه گیری باشند.
 - ۳- اثرات غیر خطی را بتوان بدون از دست دادن پایداری توسط ورودی کنترل حذف نمود.
- اگر یک سیستم دینامیکی به شکل زیر توصیف شود:
- معادلات استخراج شده است.

$$hy^{(n)} + \sum_{i=1}^n a_i f_i(x, t) = bu$$

که در آن $x = [y \ \dot{y} \ \ddot{y} \ \dots \dots \dots y^{n-1}]$ بردار حالت سیستم و f_i توابع غیر خطی از حالت و a_i, b ثابت های نامعلوم هستند.

هدف از طراحی، طراحی کنترل کننده ای است که خروجی سیستم را وادار نماید تا خروجی دلخواه y_d را دنبال نماید.

انتخاب قانون کنترل

اگر خطای ردیابی را به شکل زیر تعریف کنیم:

$$e = y^{(n-1)} - y_r^{(n-1)}$$

و در آن اگر $y_r^{(n-1)}$ به شکل زیر توصیف می شود:

$$y_r^{(n-1)} = y_d^{(n-1)} - \lambda_{(n-2)} e^{(n-2)} - \dots - \lambda_0 e$$

در این صورت می توانیم قانون کنترل را به شکل زیر تعریف نماییم:

$$u = hy_r^{(n)} - ke + \sum_{i=1}^n a_i f_i(x, t)$$

که y_r^n مقدار مدل مرجع برای سیگنال می باشد.

در این صورت دینامیک خطا به شکل زیر است که همگرایی خطا را تضمین می نماید:

$$h\dot{e} + ke = 0$$

مروری بر تحقیقات انجام شده

مسائل مرتبط با این تحقیق به شکل زیر طبقه بندی می شود:

کنترل کننده های فازی تطبیقی به دو بخش تقسیم شده اند: یکی به نام فازی تطبیقی مستقیم و دیگری با نام فازی تطبیقی غیر مستقیم. در کنترل کننده فازی تطبیقی مستقیم از سیستم فازی به عنوان کنترل کننده استفاده شده است و در غیر مستقیم به عنوان مدل سیستم از آن استفاده شده است. در [۱] حالت غیر مستقیم قانون تطبیق مدل، نقش مهمی را در تخمین پارامترهای مدل فازی ایفا می کند.

در [۲] طراحی و کاربرد یک کنترل کننده فازی تطبیقی برای هواپیمای بدون سرنشین استفاده شده است. پارامترهای شناخته شده مدل به صورت آنلاین بر پایه مدل شناسایی شده و خروجی واقعی تطبیق داده می شود. در این مقاله از فاکتور حساسیت و خطای بین ورودی مرجع و خروجی فرآیند برای تطبیق پارامترهای کنترل کننده استفاده می شود.

در [۳] یک کنترل فیدبک خروجی فازی تطبیقی تعقیب کننده مدل مرجع برای سیستم های غیرقطعی^{۱۳} پیشنهاد شده است. این کنترل کننده به سیستم آشوب چن همراه اغتشاشات خارجی وارد می شود در ضمن توابع تطبیق از طراحی لیپانوف تولید می شود.

در [۴] بر روی یک کنترل فیدبک خروجی فازی تطبیقی بر اساس رویکرد مد لغزشی کار شده است.

در [۵] از روش غیر مستقیم فازی تطبیقی استفاده شده است که در آن سیستم با استفاده از سیستم های فازی مدل شده و در نهایت از این سیستم فازی در کنترلر استفاده می شود و از معیار H^∞ برای پایدار سازی مقاوم در کنار فازی تطبیقی استفاده می شود.

در [۶] کنترل فازی تطبیقی برای سیستم چند ورودی و چند خروجی غیرقطعی در حضور اغتشاشات خارجی و نامعلوم به کار گرفته شده است.

در [۷] طراحی یک اتوپیلوت پیچ با استفاده از روش فازی تطبیقی مدل مرجع انجام شده است.

در [۸] برای یک موشک ضد کشتی از روش گام به عقب مد لغزشی و فازی- تطبیقی برای قانون کنترل استفاده شده است. در این مثال از قوانین تطبیق برای از بین بردن نامعینی ها استفاده می کند و از مد لغزشی برای مقاومت سیستم استفاده می شود.

در [۹-۱۱] طراحی سیستم های کنترل فازی تطبیقی توصیف شده است. دستاوردهای فازی تطبیقی کنترل مد لغزشی برای سیستم های غیرخطی بدست آمده است. در [۱۲] از سیستم های فازی تاگی- سوگنو^{۱۴} استفاده شده است و از خطی سازی فیدبک برای سیستم غیرخطی استفاده شده است و در روش های مستقیم و غیرمستقیم قانون های تطبیق از روش طراحی لیپانوف برای پایدار سازی کمک گرفته می شود.

در [۱۳] کنترل فازی تطبیقی غیر مستقیم بر پایه رولیت گر برای رولینگ کارت معرفی شده است. و در [۱۴] کنترل کننده تطبیقی مدل مرجع بر پایه شبکه عصبی مورد بررسی قرار گرفته است.

در [۱۵] طراحی سیستم کنترل تطبیقی با بهره گیری از منطق فازی برای یک موشک هوا به زمین انجام شده است. و در [۱۶-۲۱] اغلب طرح های تخمین پارامتر به شکل روی خط در کنترل فازی تطبیقی غیر مستقیم مطرح شده است.

امروزه تمام هواپیما به نوعی سیستم های کنترل اتوماتیک با عبارت دیگر سیستم های کنترل پرواز مجهز می باشند. سیستم های کنترل پرواز در اموری مانند ناوبری، مدیریت پرواز و افزایش مشخصات پایداری هواپیما به خدمه پرواز کمک می کند [۲۲].

مدهای حرکت هواپیما در صفحه طولی و عرضی به دو دسته تقسیم می شوند دسته اول مدهای درجات آزادی چرخشی مانند مدهای پیچ کوتاه و غلت و دچ رول هستند. دسته دوم مدهای مسیر مانند پیچ بلند و اسپیرال [۲۳].

معمولاً برای سیستم های خطی و غیر خطی از کنترل کننده های کلاسیک مثل pid و pd به دلیل ساختار ساده و عملکرد قدرتمندشان در پروسه های کنترل صنعتی استفاده می شود. چندین روش عددی مانند منطق فازی و الگوریتم های تکاملی برای طراحی بهینه کنترل کننده pid استفاده شده است [۲۴].

¹³ Uncertain

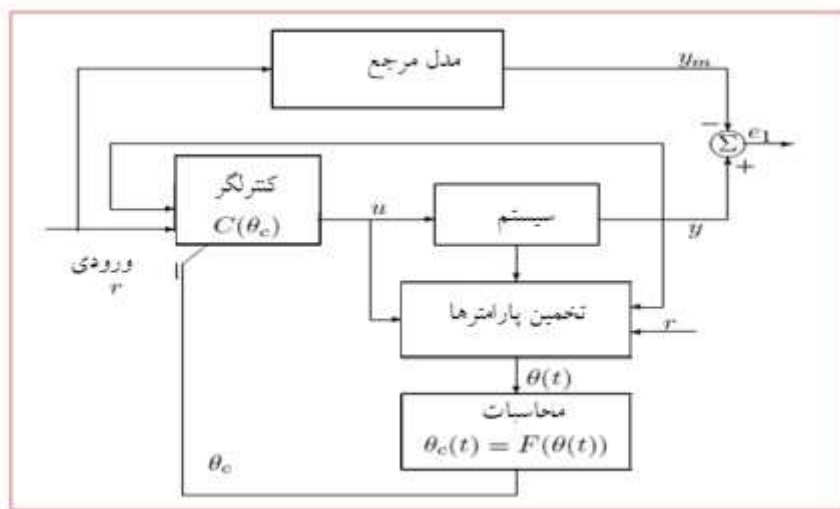
¹⁴ Takagi-Sugeno

در [۲۵] ساختار سیستم های فازی بر اساس سیستم های فازی نوع ۱ توانایی خود را در بسیاری از زمینه های کاربردی نشان داده اند.

در [۲۶] یک کنترل کننده ترکیبی به صورت ترکیب pd فازی همراه کنترل کننده I طراحی و اجرا شده است.

کنترل فازی تطبیقی غیر مستقیم

در این روش پارامترهای فرآیند، تخمین زده شده و پارامترهای کنترل کننده بر اساس این مقادیر تصحیح می شوند. در این روش ابتدا سیستم با استفاده از سیستم های فازی مدل می شود، سپس این توصیف های فازی به صورت مستقیم در کنترل کننده به کار برده می شود.



شکل ۳: کنترل فازی تطبیقی غیرمستقیم

از کنترل فازی برای تقریب گری مدل ناقص و پیچیده استفاده می شود. سیستم های فازی قابلیت تخمین به شکل آنلاین را دارند و سیستم های تطبیقی نیز برای تضعیف پارامترهای نامعلوم استفاده می شوند. بنابراین استفاده از کنترل کننده فازی تطبیقی موثر می باشد. وفق پذیری ساختارهای فازی تطبیقی به صورت دینامیکی، پایگاه قوانین فازی را برای تطبیق تغییرات در پارامترهای سیستم ایجاد می نمایند و این ساختارها قابلیت حذف اثر اغتشاشات را دارا می باشند و سیستم را به سیستم مقاوم تبدیل می نمایند.

در بخش بعدی به توصیف طراحی کنترل کننده فازی تطبیقی غیر مستقیم پرداخته می شود.

طراحی کنترل کننده فازی تطبیقی غیرمستقیم

یک سیستم غیرخطی مرتبه n ام در نظر گرفته می شود که توسط معادلات دیفرانسیل زیر توصیف می شود: معادلات از مراجع [۳۲، ۱۹، ۱۵، ۱۴] استخراج شده است.

$$\dot{x}^{(n)} = f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}) + g(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)})u$$

$$y = x$$

در این توصیف توابع f, g توابع ناشناخته هستند و $u \in R$ و $y \in R$ به ترتیب ورودی و خروجی سیستم می باشند و $(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}) \in R^n$ بردار حالت سیستم می باشد که فرض می شود قابل اندازه گیری باشد. برای طراحی کنترل کننده برای یک سیستم بایستی آن سیستم کنترل پذیر باشد بنابراین $g(x) \neq 0$ فرض می شود.

هدف طراحی کنترل کننده پسخورد $u = u(x|\theta)$ است که سیستم آن توسط سیستم فازی تخمین زده شده و توسط یک قاعده تطبیقی پارامتر مربوطه تنظیم می شود. در طراحی فرض می شود که مشتقات زمانی آن معلوم و کراندار باشند. طراحی کنترل کننده فازی به تعدادی قواعد نیازمند می باشد. در این حالت فرض می شود که قواعد اگر و آنگاه فازی جهت توصیف رفتار ورودی و خروجی سیستم در دسترس باشند. این قواعد را می توان به صورت زیر توصیف نمود:

اگر A_1^r, x_1 است و ... و A_n^r, x_n است، آنگاه $C^r, f(x)$ است.

اگر B_1^m, x_1 است و ... و B_n^m, x_n است، آنگاه $D^m, g(x)$ است.

که D^m, C^r, B_i^m, A_i^r مجموعه های فازی می باشند.

از آنجایی که سیستم در دسترس نیست و تنها قواعد اگر و آنگاه فازی در دسترس می باشد، بنابراین می توان توسط این اطلاعات در دسترس به تخمین سیستم مورد بررسی پرداخت. این اطلاعات تقریبی هستند، بنابراین سیستم فازی طراحی شده نمی تواند به صورت کامل سیستم مورد بررسی را تقریب بزند، بنابراین پارامترهای تعدیل را برای سیستم فازی طراحی شده در نظر گرفته، تا اینکه در طی عملیات آنلاین تغییر یافته و دقت تقریب را بهتر نمایند.

قانون کنترلی کنترل کننده فازی تطبیقی غیر مستقیم

مشخص است اگر سیستم قابل کنترل معلوم باشد، می توان کنترل کننده را به صورت زیر طراحی نموده و با استفاده از جایابی قطب مقادیر طوری به دست می آیند که تمام ریشه های چند جمله ای در سمت چپ صفحه قرار گرفته و سیستم پایدار باشد:

$$u = \frac{1}{g(x)} [-f(x) + y_m^{(n)} + K^T e]$$

از آنجایی که سیستم موجود نمی باشد، بنابراین بایستی توابع با توابع تقریب زده شده توسط سیستم فازی به شکل زیر جایگذاری شوند:

$$u = \frac{1}{\hat{g}(x|\theta_g)} [-\hat{f}(x|\theta_f) + y_m^{(n)} + K^T e]$$

برای تخمین توابع فازی $(\hat{f}(x|\theta_f), \hat{g}(x|\theta_g))$ از روابط زیر که از موتور استنتاج ضرب و فازی ساز منفرد و غیر فازی ساز میانگین مراکز استفاده می شود:

$$\hat{f}(x|\theta_f) = \frac{\sum_{l_1=1}^{p_1} \dots \sum_{l_n=1}^{p_n} \bar{y}_{f^{l_1 \dots l_n}} \left[\prod_{i=1}^n \mu_{A_i}^{l_i}(x_i) \right]}{\sum_{l_1=1}^{p_1} \dots \sum_{l_n=1}^{p_n} \left[\prod_{i=1}^n \mu_{A_i}^{l_i}(x_i) \right]}$$

$$\hat{g}(x|\theta_g) = \frac{\sum_{l_1=1}^{q_1} \dots \sum_{l_n=1}^{q_n} \bar{y}_{g^{l_1 \dots l_n}} \left[\prod_{i=1}^n \mu_{B_i}^{l_i}(x_i) \right]}{\sum_{l_1=1}^{q_1} \dots \sum_{l_n=1}^{q_n} \left[\prod_{i=1}^n \mu_{B_i}^{l_i}(x_i) \right]}$$

که $\bar{y}_{f^{l_1 \dots l_n}}, \bar{y}_{g^{l_1 \dots l_n}}$ پارامترهای آزاد هستند و از پارامترهای آزاد تعبیه شده در سیستم فازی که تخمین زده شده است بدست آورده می شوند. برخی از پارامترهای آزاد توسط قواعد اگر و آنگاه فازی گفته شده بدست می آیند و بقیه آنها به شکل تصادفی انتخاب می شوند.

در ادامه به طراحی قاعده تعدیل برای پارامترهای آزاد پرداخته می شود، که خطای ردیابی ورودی مرجع را به حداقل برساند.

طراحی قاعده تعدیل

با جایگذاری رابطه کنترل ورودی در رابطه مربوط به سیستم اولیه دینامیک حلقه بسته به شکل زیر در می آید:

$$\mathbf{e}^{(n)} = -\mathbf{K}^T \mathbf{e} + [\hat{f}(\mathbf{x}|\theta_f) - f(\mathbf{x})] + [\hat{g}(\mathbf{x}|\theta_g) - g(\mathbf{x})]u$$

در این حالت برای نشان دادن معادله بالا و ضرایب به شکل زیر توصیف می کنیم:

$$\Lambda = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ & \vdots & & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 1 \\ -k_n & -k_{n-1} & -k_{n-2} & \cdots & -k_1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{b} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}$$

که با توجه به ماتریس های نوشته شده، معادله دینامیکی خطا به شکل تفکیکی زیر در می آید:

$$\dot{\mathbf{e}} = \Lambda \mathbf{e} + \mathbf{b}\{[\hat{f}(\mathbf{x}|\theta_f) - f(\mathbf{x})] + [\hat{g}(\mathbf{x}|\theta_g) - g(\mathbf{x})]u\}$$

برای بهتر شدن سیستم بایستی پارامترهای آزاد تعریف شده را به شکل بهینه تعریف نمود، تا اینکه خطای تقریب سیستم اصلی توسط سیستم فازی به حداقل برسد.

$$\theta_f^* = \arg_{\theta_f \in \mathbb{R}} \min_{\prod_{i=1}^n p_i} [\sup_{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n} |\hat{f}(\mathbf{x}|\theta_f) - f(\mathbf{x})|]$$

$$\theta_g^* = \arg_{\theta_g \in \mathbb{R}} \min_{\prod_{i=1}^n q_i} [\sup_{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n} |\hat{g}(\mathbf{x}|\theta_g) - g(\mathbf{x})|]$$

با کم و زیاد کردن توابع بهینه شده در فرمول دینامیک خطا خواهیم داشت:

$$\dot{\mathbf{e}} = \Lambda \mathbf{e} + \mathbf{b}\{[\hat{f}(\mathbf{x}|\theta_f) - \hat{f}(\mathbf{x}|\theta_f^*)] + [\hat{g}(\mathbf{x}|\theta_g) - \hat{g}(\mathbf{x}|\theta_g^*)]u\} \\ + \{[\hat{f}(\mathbf{x}|\theta_f^*) - f(\mathbf{x})] + [\hat{g}(\mathbf{x}|\theta_g^*) - g(\mathbf{x})]u\}$$

اگر سیستم فازی بدست آمده به شکل زیر تعریف شود و در معادله دینامیک جایگذاری شود معادله زیر بدست می آید:

$$\hat{f}(\mathbf{x}|\theta_f) = \theta_f^T \boldsymbol{\varepsilon}(\mathbf{x})$$

$$\hat{g}(\mathbf{x}|\theta_g) = \theta_g^T \boldsymbol{\zeta}(\mathbf{x})$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{1, \dots, 1_n}(\mathbf{x}) = \frac{[\prod_{i=1}^n \mu_{A_i}^{l_i}(\mathbf{x}_i)]}{\sum_{l_1=1}^{p_1} \cdots \sum_{l_n=1}^{p_n} [\prod_{i=1}^n \mu_{A_i}^{l_i}(\mathbf{x}_i)]}$$

$$\boldsymbol{\zeta}_{1, \dots, 1_n}(\mathbf{x}) = \frac{[\prod_{i=1}^n \mu_{B_i}^{l_i}(\mathbf{x}_i)]}{\sum_{l_1=1}^{q_1} \cdots \sum_{l_n=1}^{q_n} [\prod_{i=1}^n \mu_{B_i}^{l_i}(\mathbf{x}_i)]}$$

در این صورت:

$$\dot{\mathbf{e}} = \Lambda \mathbf{e} + \mathbf{b}\{[(\theta_f|\theta_f^*)]^T \boldsymbol{\varepsilon}(\mathbf{x}) + [(\theta_g|\theta_g^*)]^T \boldsymbol{\zeta}(\mathbf{x})\}u$$

$$+ \{ [\hat{f}(x|\theta_f^*) - f(x)] + [\hat{g}(x|\theta_g^*) - g(x)] u \}$$

برای تطبیق پارامترها بایستی قاعده تعدیل نوشته شود و این قاعده پارامترهای آزاد را طوری تنظیم نماید که خطای ردیابی و خطای پارامترهای $(\theta_f - \theta_f^*), (\theta_g - \theta_g^*)$ کمینه شود. برای طراحی کنترل تطبیقی پارامترهای آزاد توسط رابطه لیاپانوف طوری تنظیم می شوند که براساس آن سیستم پایدار باشد یعنی بایستی مشتق اول از تابع لیاپانوف معین منفی شود. تابع لیاپانوف به شکل زیر تعریف می شود:

$$V = \frac{1}{2} e^T p e + e^T p b \{ [\hat{f}(x|\theta_f^*) - f(x)] + [\hat{g}(x|\theta_g^*) - g(x)] u \} \\ + \frac{1}{2\gamma_1} (\theta_f - \theta_f^*)^T (\theta_f - \theta_f^*) + \frac{1}{2\gamma_2} (\theta_g - \theta_g^*)^T (\theta_g - \theta_g^*)$$

که در معادله لیاپانوف γ_1, γ_2 ثابت های مثبت و p از معادله لیاپانوف زیر بدست می آید:

$$\Lambda^T p + p \Lambda = -Q$$

به وسیله مشتق گرفتن از تابع کاندید لیاپانوف تابع زیر بدست می آید:

$$\dot{V} = -\frac{1}{2} e^T p e + e^T p b \{ [\hat{f}(x|\theta_f^*) - f(x)] + [\hat{g}(x|\theta_g^*) - g(x)] u \} \\ + \frac{1}{\gamma_1} (\theta_f - \theta_f^*)^T [\dot{\theta}_f + \gamma_1 e^T p b \varepsilon(X)] + \frac{1}{\gamma_2} (\theta_g - \theta_g^*)^T [\dot{\theta}_g + \gamma_2 e^T p b \zeta(X) u]$$

بهترین قاعده تعدیل به شکل زیر تعریف می شود:

$$\dot{\theta}_f = -\gamma_1 e^T p b \varepsilon(X)$$

$$\dot{\theta}_g = -\gamma_2 e^T p b \zeta(X) u$$

بایستی یادآور شد که مقادیر پارامترهای آزاد از روی مقادیر اولیه آنها در روال طراحی بدست می آیند.

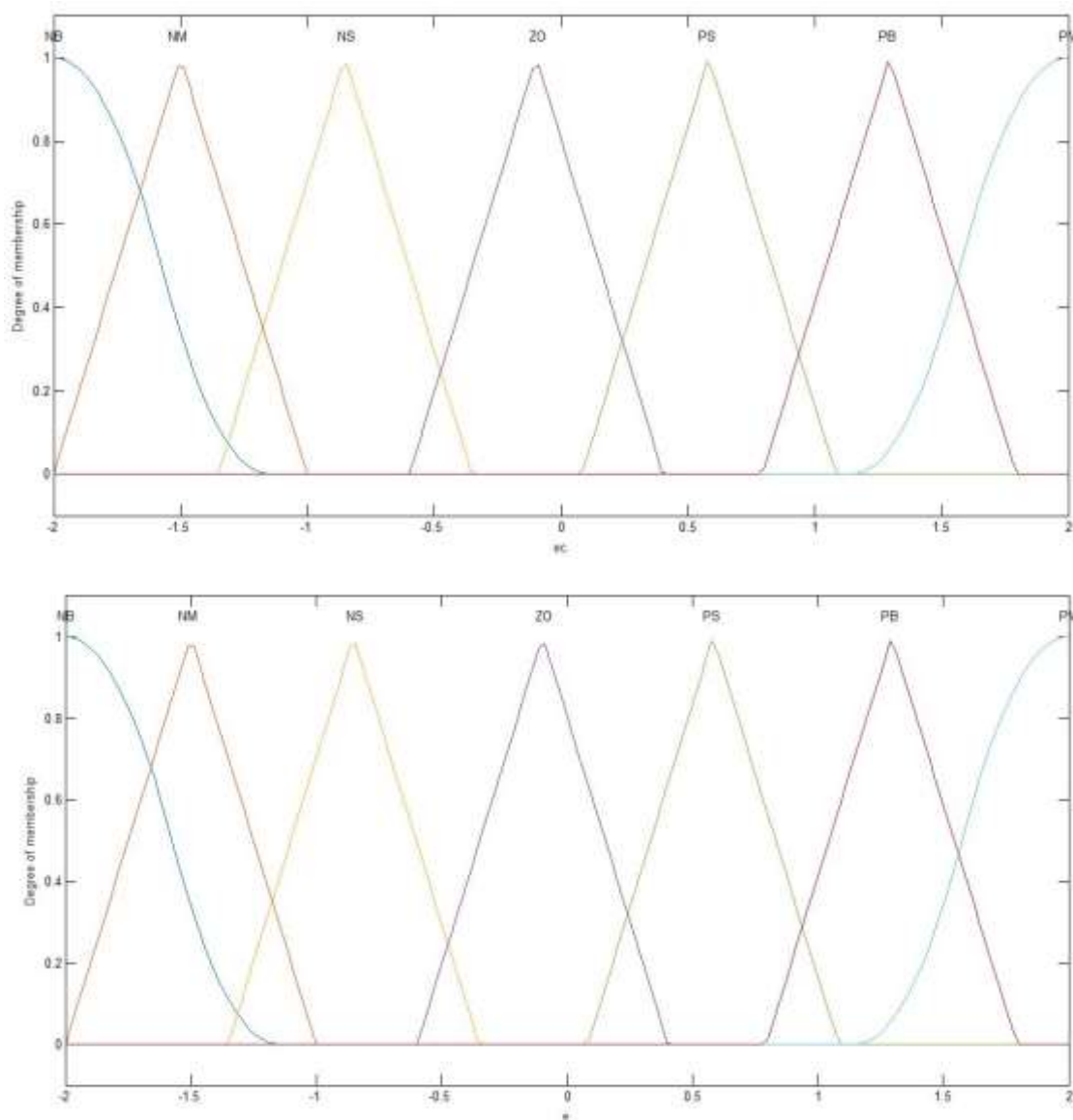
رویکرد اتخاذ شده برای تضمین پایداری سیستم استفاده از قانون لیاپانوف می باشد. این قانون براساس انرژی کل یک سیستم تا رسیدن آن به پایداری عمل خواهد کرد. با استفاده از قانون لیاپانوف سعی می شود طوری وزن های کنترل کننده بدست آورده شوند که اولاً خطا را کم کرده و ثانیاً پایداری سیستم حلقه بسته را تضمین نمایند. مزیت اصلی کنترل هوشمند نسبت به کنترل کلاسیک، مقاومت سیستم کنترل هوشمند در برابر تغییرات محیطی و نامعینی های مدل است. کنترل کننده های کلاسیک در سیستم های متغیر با زمان مورد استفاده نمی باشند. در چنین شرایطی استفاده از کنترل تطبیقی با بهره گیری از منطق فازی دارای تطبیق پذیری و ارتقا عملکرد در شرایط محیطی متغیر توصیه می شود. سیستم های فازی قابلیت تخمین به شکل بر روی خط را دارند و سیستم های تطبیقی نیز برای تضعیف پارامترهای نامعلوم استفاده می شوند. بنابراین استفاده از کنترل کننده فازی تطبیقی موثر می باشد.

طراحی کنترل کننده فازی - PID با ورودی مرجع سینوسی

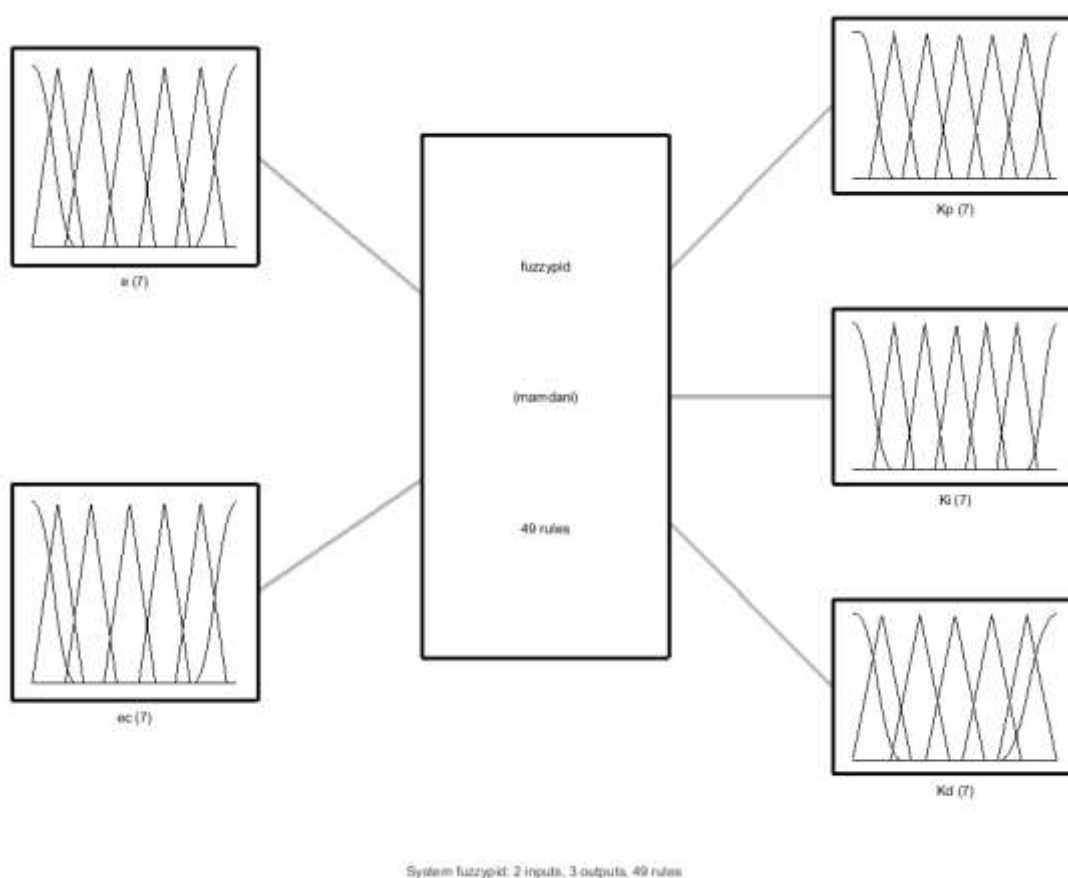
مراحل کار

برای مقایسه با کنترل کننده فازی تطبیقی یک کنترل کننده فازی - PID به این صورت طراحی می شود که ابتدا مقادیر خطا و مشتق خطای خروجی سیستم به عنوان ورودی سیستم فازی در نظر گرفته و توابع تعلق را برای آن تولید می گردد.

شکل ۴: توابع تعلق ورودی



سیستم فازی

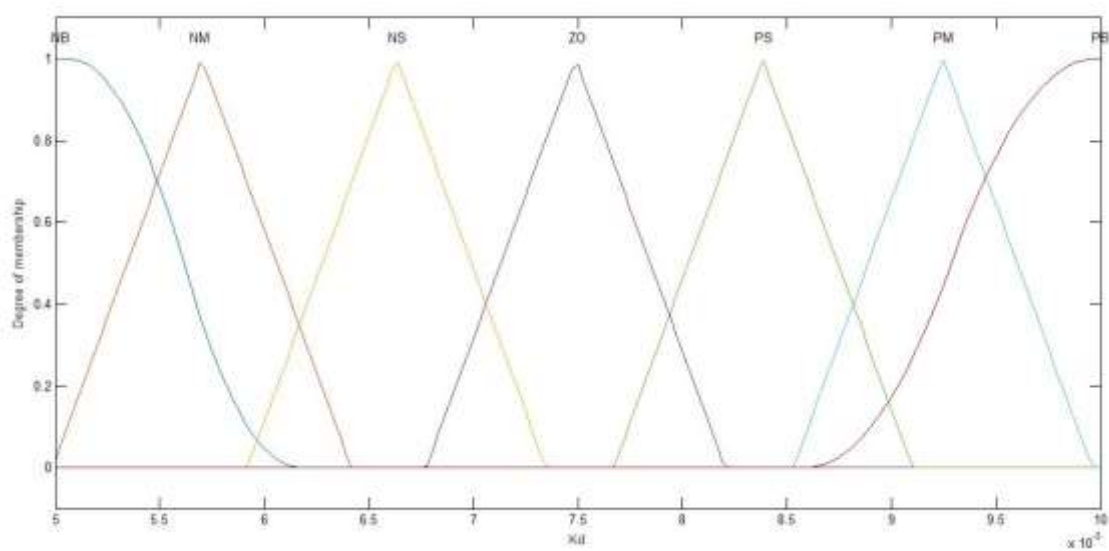
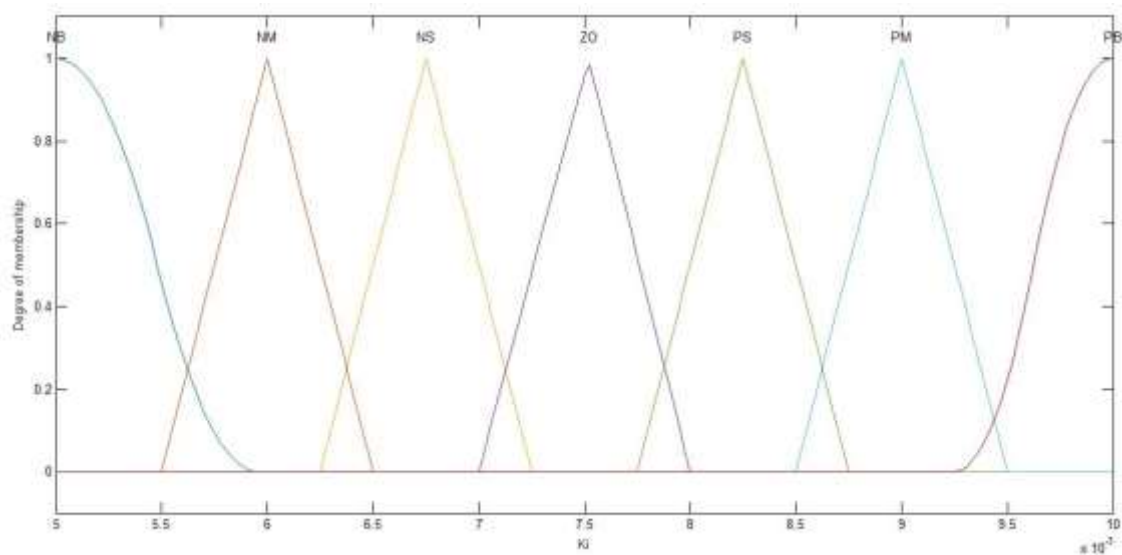
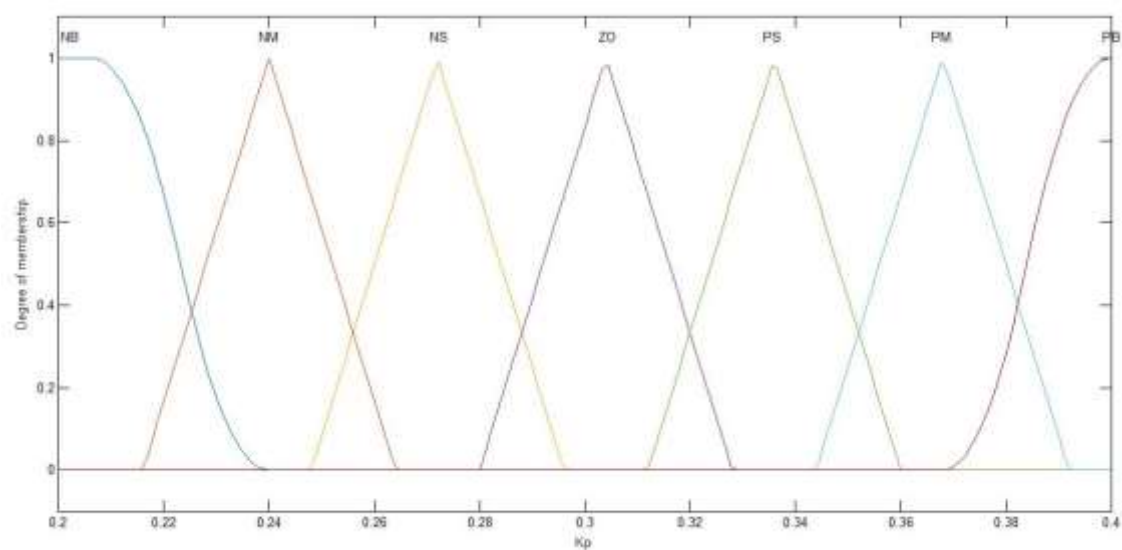


شکل ۵: سیستم فازی

تعدادی از قواعد

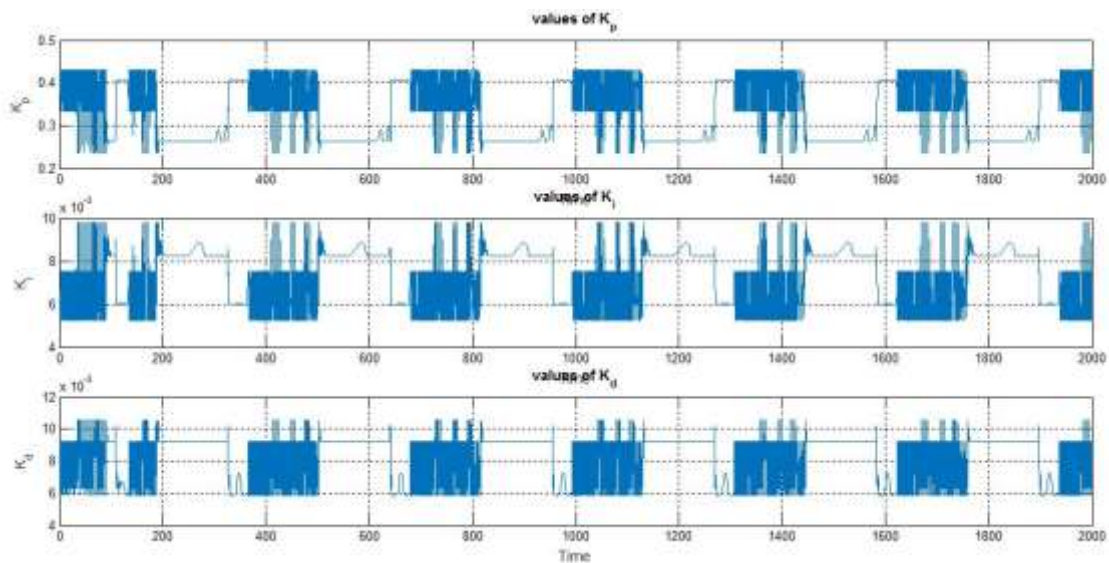
1. If (e is NB) and (ec is NB) then (Kp is PB)(Ki is NB)(Kd is PS) (1)
2. If (e is NB) and (ec is NM) then (Kp is PB)(Ki is NB)(Kd is NS) (1)
3. If (e is NB) and (ec is NS) then (Kp is PM)(Ki is NM)(Kd is NS) (1)
4. If (e is NB) and (ec is ZO) then (Kp is PM)(Ki is NM)(Kd is NB) (1)
5. If (e is NB) and (ec is PS) then (Kp is PS)(Ki is NS)(Kd is NB) (1)
6. If (e is NB) and (ec is PM) then (Kp is ZO)(Ki is ZO)(Kd is NM) (1)

از خروجی سیستم فازی به عنوان ضرایب کنترلی برای کنترل کننده PID استفاده می شود که توابع تعلق آنها به شکل زیر تولید می شود:



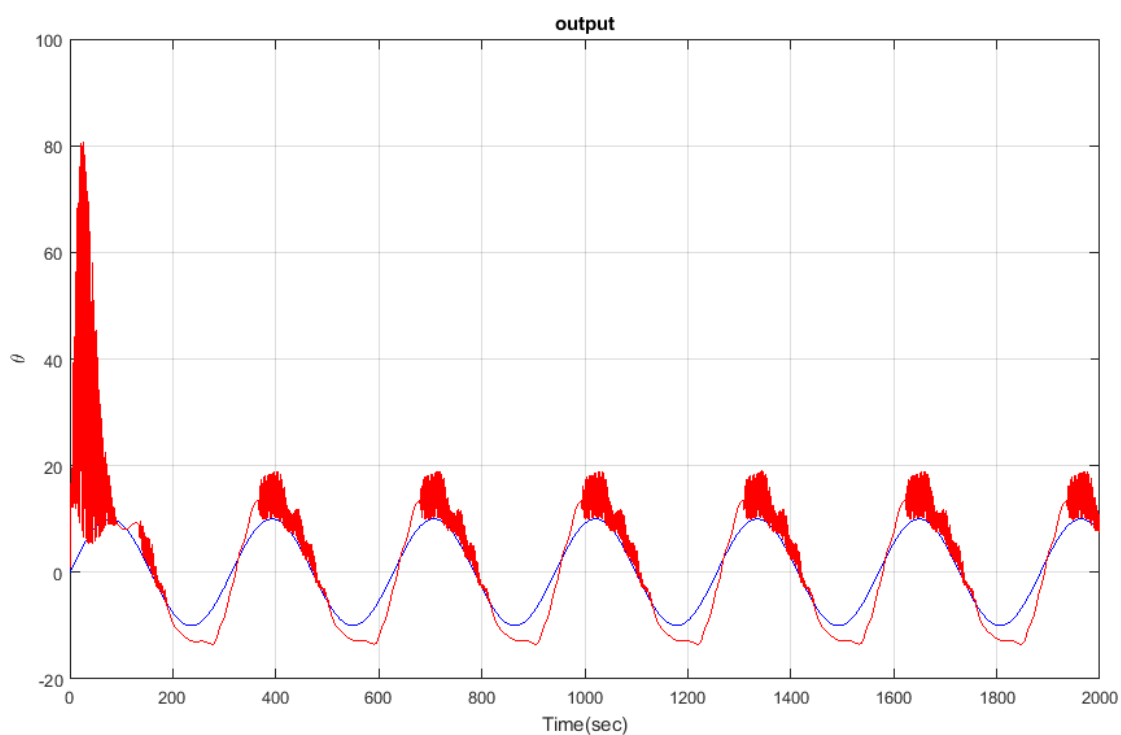
شکل ۶: توابع تعلق خروجی

در این بخش به نتایج بدست آمده در تغییرات ضرایب کنترل کننده می پردازیم:



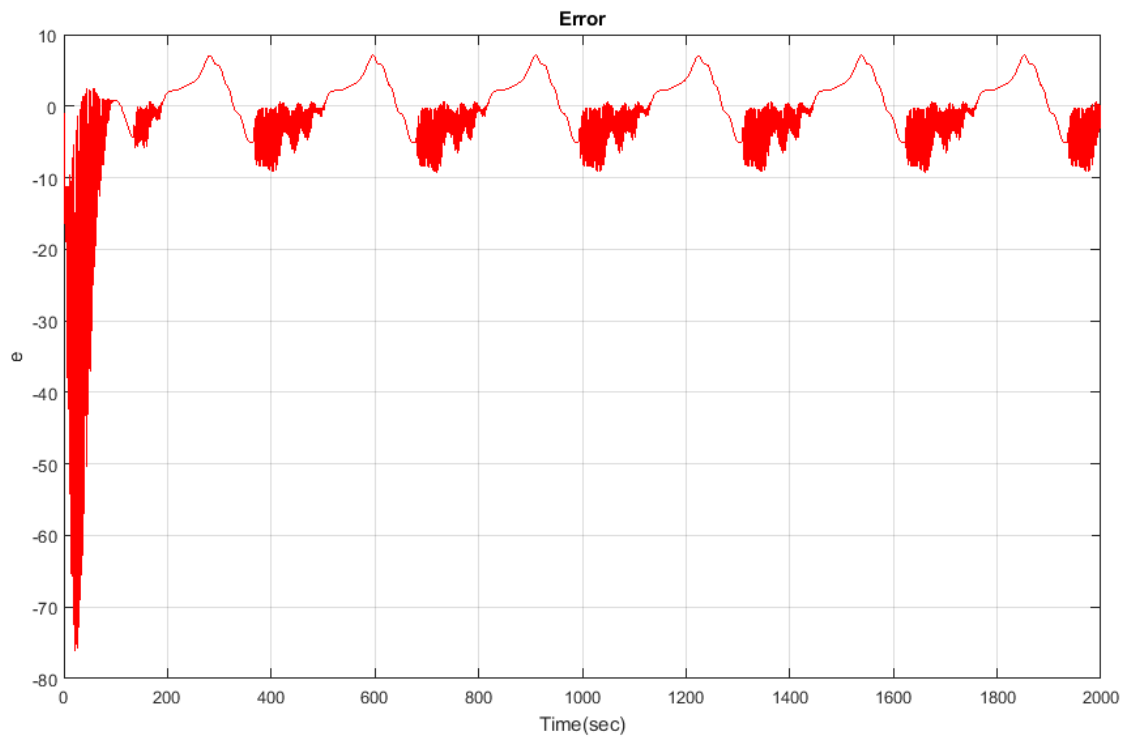
شکل ۷: تغییرات ضرایب کنترل کننده

رسم خروجی کنترل کننده فازی - PID



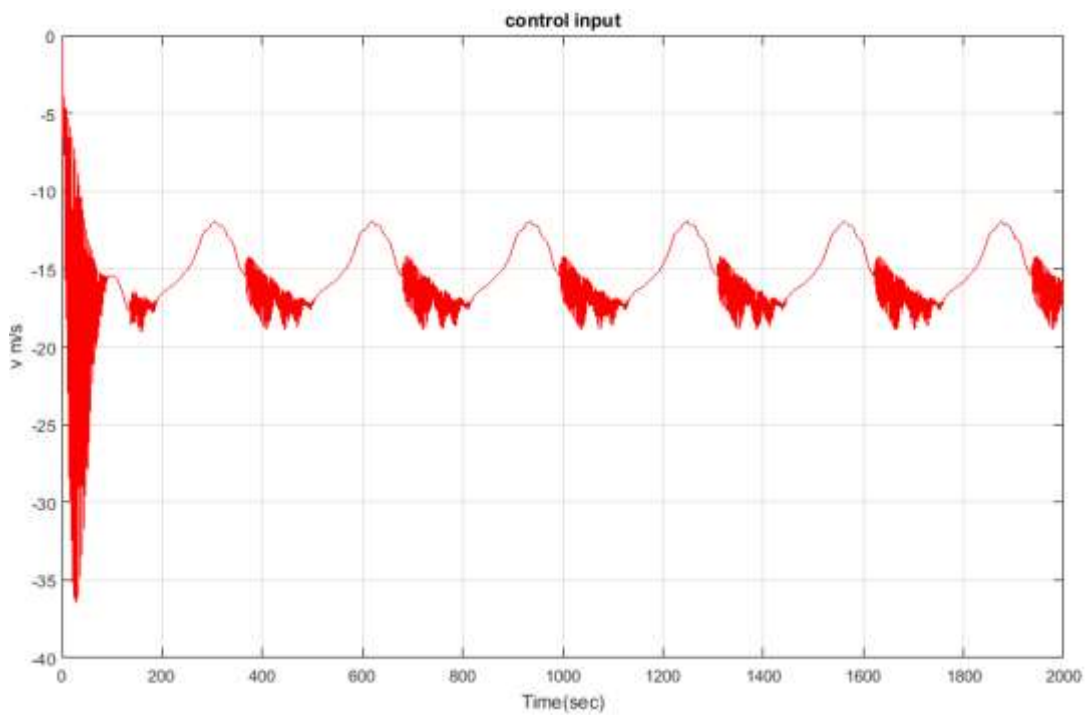
شکل ۸: خروجی سیستم فازی - PID و ورودی مرجع

رسم سیگنال خطای فازی - PID

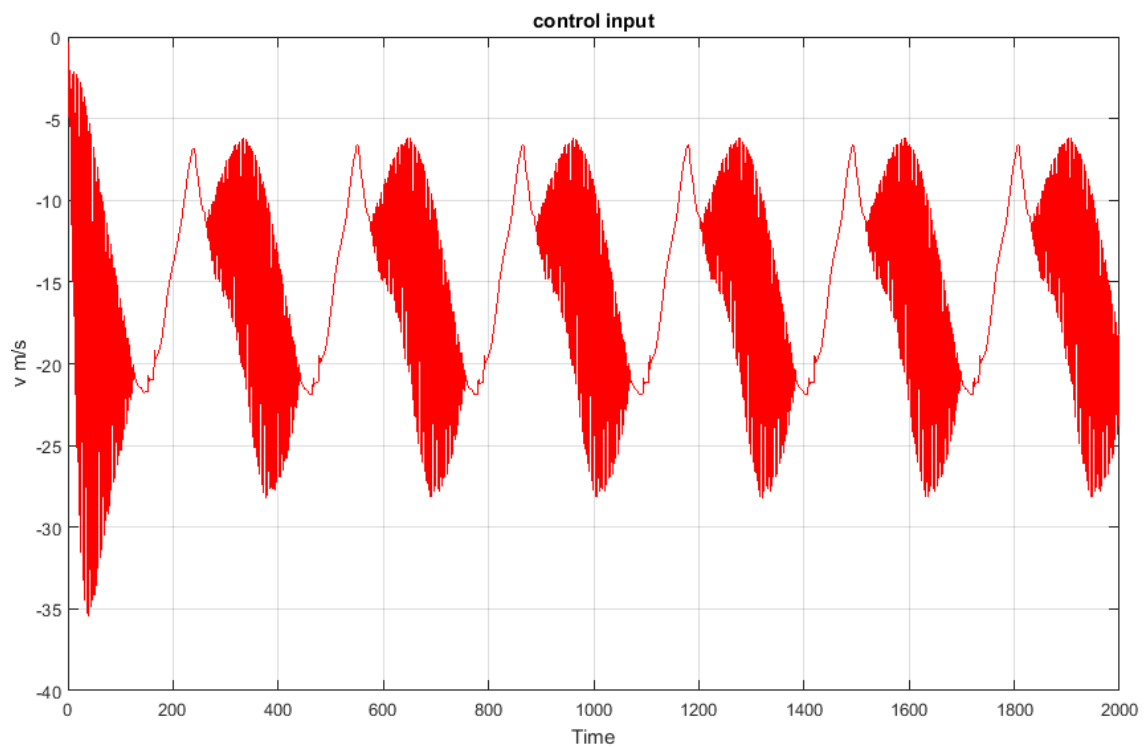


شکل ۹: رسم سیگنال خطای فازی-PID

رسم سیگنال کنترلی قبل و بعد از اغتشاش

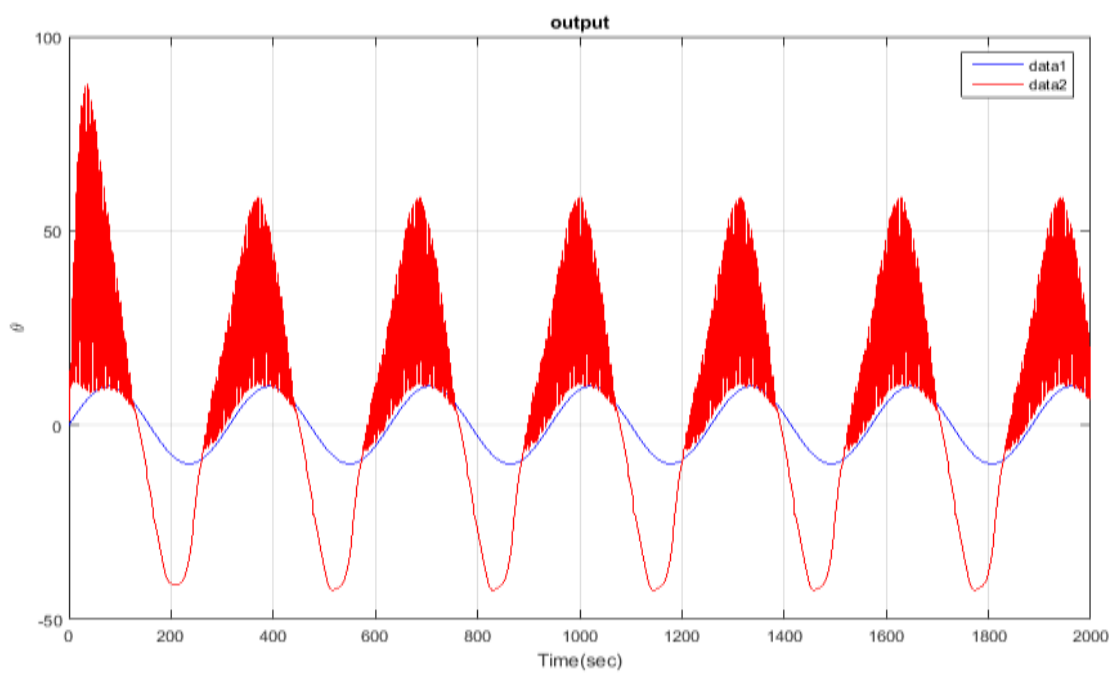


شکل ۱۰: رسم سیگنال کنترلی فازی-PID



شکل ۱۱: رسم سیگنال کنترلی فازی-PID بعد اغتشاش

رسم سیگنال خروجی بعد از وارد شدن اغتشاش



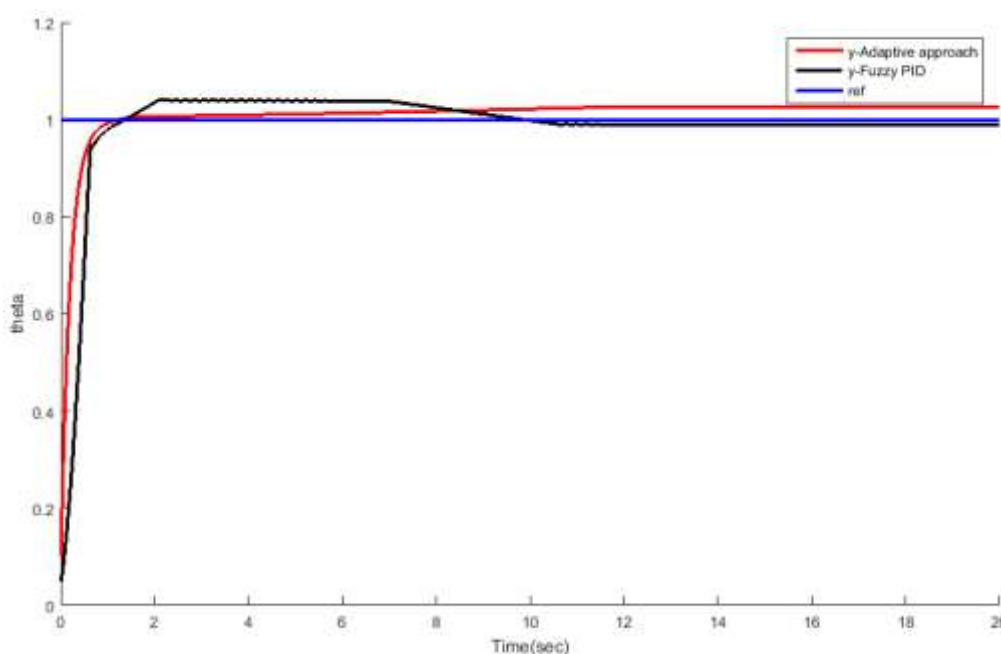
شکل ۱۲: رسم سیگنال خروجی فازی-PID بعد از اعمال اغتشاش

همانطور که از نمودار مشخص است این کنترل کننده در مقابل اغتشاش ورودی حساس بوده و عملکرد خوبی ندارد.

طراحی کنترل کننده فازی تطبیقی غیر مستقیم و فازی - PID با ورودی پله

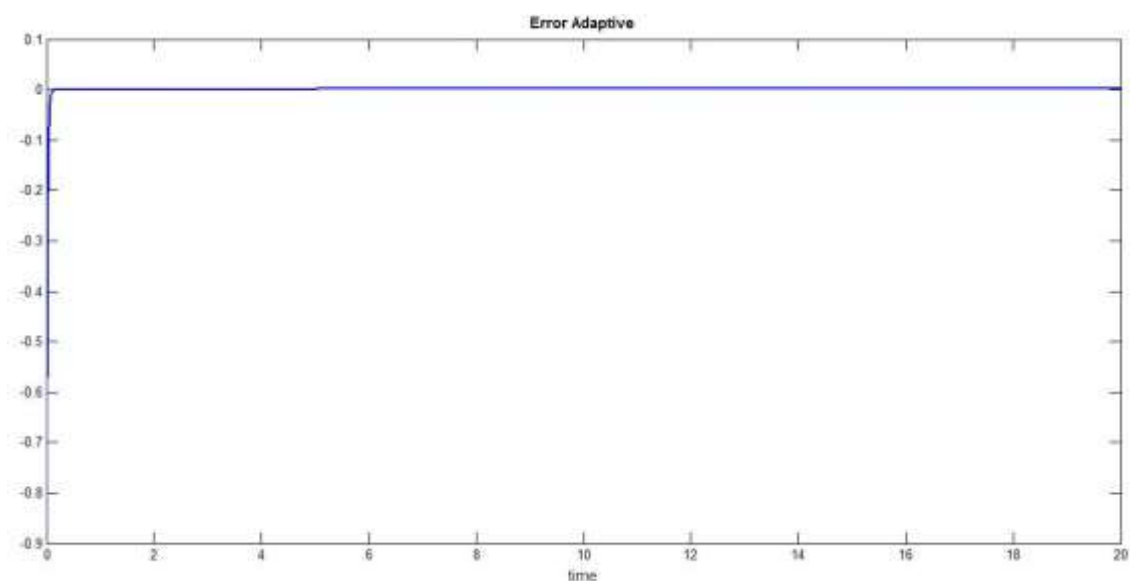
در این بخش به جای ورودی سینوسی که در مراحل قبلی برای طراحی کنترل کننده فازی تطبیقی از آن استفاده شده است در برنامه نویسی و شبیه سازی از ورودی پله به عنوان ورودی مرجع استفاده شده است تمامی مراحل طراحی مانند بخش قبل می باشد به این معنا که در طراحی ابتدا توسط سیستم فازی تخمین متغیرهای حالت انجام شده و توسط تابع لیاپانوف قانون کنترلی را به دست آورده و کنترل کننده طراحی شده است و دلیل استفاده از این ورودی این است که در طراحی فازی - pid چون سیستم غیر خطی است نتایج به خوبی قابل مشاهده نمی باشد بنابراین از ورودی پله برای نمایش بهتر تفاوت دو کنترل کننده استفاده شده است.

۱- رسم سیگنال خروجی فازی تطبیقی غیر مستقیم و فازی - PID و ورودی مرجع



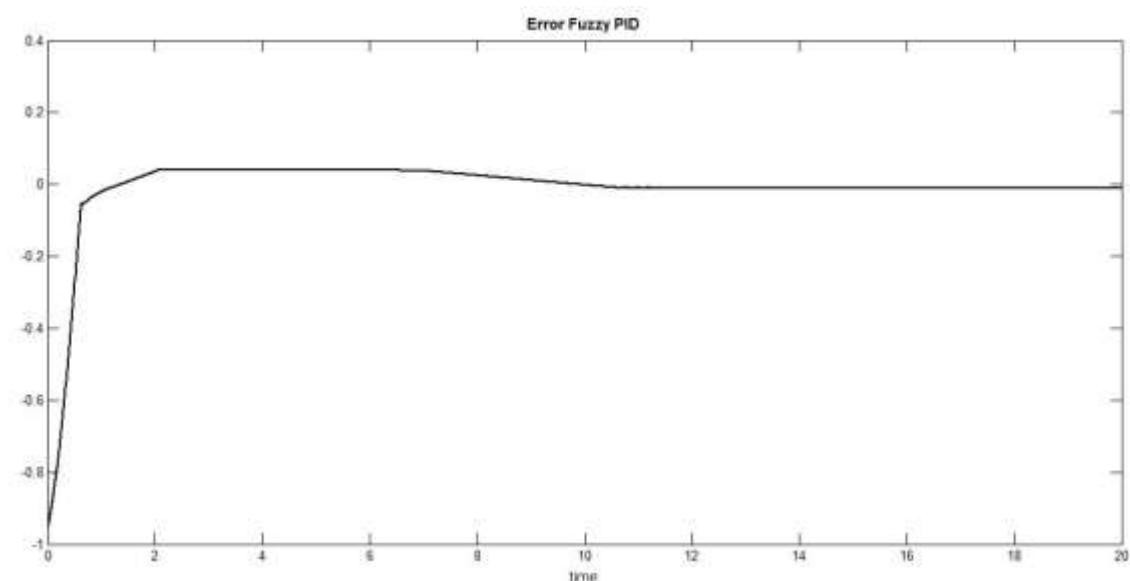
شکل ۱۳: رسم خروجی فازی - PID و خروجی فازی تطبیقی و ورودی پله

۲- رسم خطای فازی تطبیقی غیرمستقیم و مرجع با ورودی پله



شکل ۱۴: رسم خطای فازی تطبیقی و مرجع

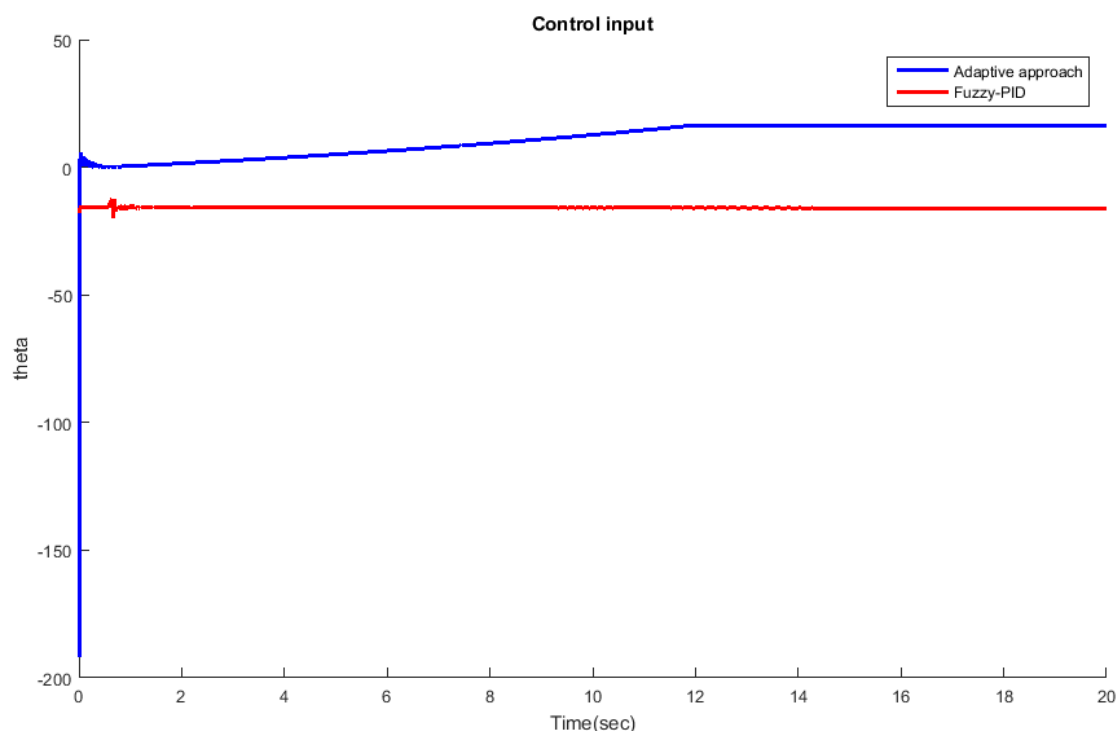
۳- رسم خطای فازی - PID و ورودی مرجع پله



شکل ۱۵: رسم خطای فازی - PID و مرجع

همانطور که از ملاحظه کنترل کننده دوم مشخص است دیده می شود که چون مدل بسیار غیرخطی است بنابراین این کنترل کننده نتایج خوبی را نمی دهد ولی کنترل کننده فازی تطبیقی غیرمستقیم ردیابی مدل مرجع را به خوبی انجام داده و سیستم را به خوبی کنترل می نماید.

۴- رسم سیگنال کنترلی:



شکل ۱۶: رسم سیگنال کنترلی فازی-PID و فازی تطبیقی

نتیجه گیری

همانطور که از نتایج شبیه سازی مشخص می باشد:

- ۱- همانطور که از خطای تخمین مقادیر دیده می شود تخمین مقادیر حالت توسط سیستم فازی به خوبی انجام گرفته است. بنابراین سیستم فازی وظیفه ی تقریب گری را تقریباً به خوبی انجام می دهد.
- ۲- خطای خروجی سیستم و ورودی مرجع در کنترل کننده فازی تطبیقی غیر مستقیم خیلی سریع به صفر همگرا می شود در صورتیکه خطای خروجی کنترل کننده فازی-PID و ورودی مرجع زمانی طول می کشد تا به صفر همگرا شود. در نتیجه کنترل کننده طراحی شده به شکل فازی تطبیقی غیر مستقیم ورودی مرجع را به شکل بهتری ردیابی می نماید.
- ۳- در خروجی کنترل کننده فازی تطبیقی چون مدل بسیار غیر خطی است و این کنترل کننده برای کنترل غیر خطی استفاده می شود نتایج نسبت به کنترل کننده فازی-PID که یک کنترل کننده خطی است بهتر می باشد و ردیابی به شکل کامل انجام می شود که نتایج در ورودی پله به خوبی قابل مشاهده است.
- ۴- در کنترل کننده فازی تطبیقی غیر مستقیم همانطور که از نتایج شبیه سازی مشخص است هرچه ریشه های مقادیر k منفی تر باشد که دارای محدوده $(1000000 < k < 200)$ است، ردیابی بهتر انجام می شود همچنین این کنترل کننده به شدت به شرایط اولیه حساس است که این یکی از معایب این کنترل کننده می باشد.
- ۵- وفق پذیری ساختارهای فازی تطبیقی به صورت دینامیکی، پایگاه قوانین فازی را برای تطبیق تغییرات در پارامترهای سیستم ایجاد می نمایند و این ساختارها قابلیت حذف اثر اغتشاشات را دارا می باشند و سیستم را به سیستم مقاوم تبدیل می نمایند.
- ۶- با توجه به سیگنال کنترلی متوجه می شویم که زاویه بین ۰ تا ۱۸۰ درجه متغیر می باشد که این خود نشان دهنده کاربردی بودن این کنترل کننده می باشد.

-۷

پیشنهادهای

- ۱- جهت گرفتن نتایج بهتر در آینده می توان قاعده تطبیق را با معرفی تصویرسازی مناسبی برای سیستم کنترل فازی تطبیقی استفاده نمود با این منظور که با این روش قواعد قسمت اگر توابع فازی دیگر ثابت نیستند و به آنها اجازه داده می شود که در فرایند تطبیق تغییر یابند.
- ۲- برای نتایج بهتر می توان علاوه بر کنترل فازی تطبیقی غیر مستقیم از مد لغزشی به صورت تلفیقی در آن استفاده شود، چرا که همانطور که می دانیم این روش، روش قانونمندی جهت حفظ پایداری و عملکرد یکنواخت در بی دقتی های مدلسازی سیستم می باشد.
- ۳- برای سیستمی که معرفی شد می توان از کنترل فازی تطبیقی غیر مستقیم بر پایه رویت گر جهت رویت کامل تمامی متغیرهای حالت استفاده کرد.

منابع

- [1]:Wang, Li-Xin. Adaptive fuzzy systems and control: design and stability analysis. Prentice-Hall, Inc., 1994.
- [2]:Salman, Shaaban A., G. Sreenatha, and Y. C. Jin. "Indirect adaptive fuzzy control of unmanned aerial vehicle." presentado al 17th IFAC World Congress (IFAC'08), Seoul, Korea. 2008.
- [3]:Shahnazi, Reza, Naser Pariz, and Ali Vahidian Kamyad. "Observer-based Adaptive Fuzzy Control Scheme for a Class of MIMO Uncertain Nonlinear Systems." Journal of Control 3.4 (2010).
- [4]:Boukroune, Abdesslem, et al. "How to design a fuzzy adaptive controller based on observers for uncertain affine nonlinear systems." Fuzzy Sets and Systems 159.8 (2008): 926-948.
- [5]:Chen, Bor-Sen, Ching-Hsiang Lee, and Yeong-Chan Chang. " H_{∞} tracking design of uncertain nonlinear SISO systems: adaptive fuzzy approach." Fuzzy Systems, IEEE Transactions on 4.1 (1996): 32-43.
- [6]:Shaocheng, Tong, Chen Bin, and Wang Yongfu. "Fuzzy adaptive output feedback control for MIMO nonlinear systems." Fuzzy Sets and Systems 156.2 (2005): 285-299.
- [7]:Yuan, Yuman, Yuguang Feng, and Wenjin GU. "Fuzzy model reference learning control for aircraft pitch autopilot design." Control, Automation, Robotics and Vision Conference, 2004. ICARCV 2004 8th. Vol. 3. IEEE, 2004.
- [8]:Yu-ting, Xue, et al. "Design of an adaptive stepping sliding mode controller for uncertain anti-ship missiles." Computer Science and Information Technology (ICCSIT), 2010 3rd IEEE International Conference on. Vol. 9. IEEE, 2010.
- [9]:Prakash, R., and R. Anita. "Design of Intelligent Adaptive Control using Neural Network and Fuzzy Logic Controller." European Journal of Scientific Research (2011): 156-172.
- [10]:Vaščák, Ján, et al. "Performance-based adaptive fuzzy control of aircrafts." Fuzzy Systems, 2001. The 10th IEEE International Conference on. Vol. 2. IEEE, 2001.

- [11]:Hamzaoui, Abdelaziz, Janan Zaytoon, and Abdeljalil Elkari. "Adaptive fuzzy control for uncertain nonlinear systems." *Proceeding of IFAC Workshop on Control Optimization*. 2000.
- [12]:Essounbouli, Najib, and Abdelaziz Hamzaoui. "Direct and indirect robust adaptive fuzzy controllers for a class of nonlinear systems." *International Journal of Control Automation and Systems* 4.2 (2006): 146-154.
- [13]:Jeffrey T. Spooner and Kevin M.Passino."Stable Adaptive Control using fuzzy systems and Neural Networks".*IEEE Transactions on fuzzy systems*, vol.4, no.3, august 1996.
- [14]:Yu, Wen-Shyong. "An Observer-Based Indirect Adaptive Fuzzy Control for Rolling Carts." *Fuzzy Systems Conference, 2007. FUZZ-IEEE 2007*. IEEE International. IEEE, 2007.
- [15]:Liu, Xiang-Jie, Felipe Lara-Rosano, and C. W. Chan. "Model-reference adaptive control based on neurofuzzy networks." *Systems, Man, and Cybernetics, Part C: Applications and Reviews, IEEE Transactions on* 34.3 (2004): 302-309.
- [۱۶]:سعیدی سعید، ساداتی سیدحسین، شاهی آشتیانی محمد علی."طراحی سیستم کنترل تطبیقی با بهره گیری از نظریه منطق فازی برای یک موشک هوا به زمین "مهندسی مکانیک شریف ۱۳۹۲ دوره ۳- ۲۹، شماره ۲، ص ۶۵-۷۳.
- [17]:Kang, Hyung-Jin, et al. "A new approach to adaptive fuzzy control." *Fuzzy Systems Proceedings, 1998. IEEE World Congress on Computational Intelligence. The 1998 IEEE International Conference on*. Vol. 1. IEEE, 1998.
- [18]:Wang, Li-Xin. "Stable adaptive fuzzy control of nonlinear systems." *Fuzzy Systems, IEEE Transactions on* 1.2 (1993): 146-155.
- [19]:Spooner, Jeffrey T., and Kevin M. Passino. "Stable adaptive control using fuzzy systems and neural networks." *Fuzzy Systems, IEEE Transactions on* 4.3 (1996): 339-359.
- [20]:Chen, Bor-Sen, Ching-Hsiang Lee, and Yeong-Chan Chang. " H_{∞} tracking design of uncertain nonlinear SISO systems: adaptive fuzzy approach." *Fuzzy Systems, IEEE Transactions on* 4.1 (1996): 32-43.
- [21]:Ham, Woonchul. "Adaptive fuzzy sliding mode control of nonlinear system." *Fuzzy Systems, IEEE Transactions on* 6.2 (1998): 315-321.
- [22]: Roskam, Jan. "Airplane flight dynamics and automatic flight controls Part 2: Rigid and elastic airplane flight dynamics and automatic flight controls." (1979).
- [23]:Stevens's .B.Loand Lewis, *FL Aircraft control and Simulation* .wiley, New York, 1994.
- [24]:Yen, John, and Reza Langari. *Fuzzy logic: intelligence, control, and information*. Prentice-Hall, Inc., 1998.
- [25]: King, Peter J., and Ehmat H. Mamdani. "The application of fuzzy control systems to industrial processes." *Automatica* 13.3 (1977): 235-242.
- Roskam, Jan. "Airplane flight dynamics and automatic flight controls Part 2: Rigid and elastic airplane flight dynamics and automatic flight controls." (1979).
- [26]: Vaishnav, Satish R., and Zafar J. Khan. "Performance of tuned PID controller and a new hybrid fuzzy PD+ I controller." *World Journal of Modelling and Simulation* 6.2 (2010): 141-149.
- [27]: Wang, J., Ahmad B. Rad, and P. T. Chan. "Indirect adaptive fuzzy sliding mode control: Part I: fuzzy switching." *Fuzzy sets and Systems* 122.1 (2001): 21-30.
- [28]: Wang, Lixin, and Y. J. Wang. "Fuzzy systems and fuzzy control tutorial." (2003).

[29]: K. Narenathreyas, "Fuzzy Logic Control for Aircraft Longitudinal Motion", Master Thesis of Czech Technical University Department of Control Engineering Faculty of Electrical Engineering, 2013.

[30]: Blakelock, John H. "Automatic control of aircraft and missiles, 1991.

[۳۱]: جعفر روشنیان . مهدی مرتضوی . رسول ناصحی "طراحی سیستم کنترل پرواز بهینه در فاز نزول برای حفظ مسیر حداقل مصرف سوخت" سیزدهمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک . وزارت علوم، تحقیقات و فناوری - دانشگاه صنعتی اصفهان .

۱۳۸۴

[32]: Wang LX. "A course in fuzzy systems". Prentice-Hall press, USA; 1999.

[33] Slotine JJ, Li W." Applied nonlinear control". Englewood Cliffs, NJ: Prentice-hall; 1991 Jan.

[34]K. Narenathreyas, "Fuzzy Logic Control for Aircraft Longitudinal Motion," Master Thesis, Department of Control Engineering, Czech Technical University, 2013. [2]. D. McLean, Automatic Flight Control Systems, 1st ed. Prentice Hall International, 1990, pp. 1–33.