

کنترل زاویه پیچ هواپیما توسط کنترل کننده فازی و PD

علیرضا پازوکی ، علیرضا تاج الدین و رضا ایزدجو

گروه مهندسی برق و الکترونیک ، دانشگاه آزاد اسلامی واحد گرمسار

E-mail: pazoki_alireza@yahoo.com

E-mail: a_tajeddin_29@yahoo.com

E-mail: Reza_izadjoo@yahoo.com

چکیده - امروزه در صنعت هواپیما سازی یکی از مسائل مهم سیستم های ناوبری هوشمند می باشد. این سیستمها که بطور کلی با عنوان "اتوپایلِت" از آنها یاد می شود این توانایی را دارند که بصورت خودکار کنترل و هدایت یک هواپیما را به عهده بگیرند. کنترل هوشمند سیستم هدایت هواپیما شامل بخش های مختلف کنترلی از قبیل کنترل زاویه پرواز و یا کنترل ارتفاع ، کنترل زاویه پیچ ، کنترل هوشمند خطا و غیره می باشد. در این مقاله قسمتی از یک سیستم کنترل ناوبری هواپیما شامل هدایت هواپیما در آسمان در راستای افق جهت کنترل زاویه پیچ هواپیما و اصلاح خطای ماندگار و زمان نشست با استفاده از کنترل کننده فازی مورد توجه قرار گرفته است.

کلید واژه: زاویه پیچ ، کنترل کننده فازی ، کنترل کننده PD.

1- مقدمه

اطمینان؛ این نظریه قادر است بسیاری از مفاهیم و متغیرها و سیستم هایی را که نادقیق و مبهم هستند، صورت بندی ریاضی ببخشد و زمینه را برای استدلال، استنتاج، کنترل و تصمیم گیری در شرایط عدم اطمینان فراهم آورد. پرواضح است که بسیاری از تصمیمات و اقدامات ما در شرایط عدم اطمینان است و حالت های واضح غیر مبهم، بسیار نادر و کمیاب می باشند.

منطق فازی در طول دهه ی گذشته کاربردهای گوناگونی پیدا کرده است. کاربردهای متنوع آن در زمینه های مختلف کنترل فرآیندهای صنعتی و تشخیص های پزشکی و بطور قابل ملاحظه تر در کنترل سیستم های غیر خطی با تعریف مبهم باعث شهرت و استفاده ی روز افزون از آن شده است. کنترل کننده های فازی مزایای زیادی در کنترل بسیاری از کاربردهای واقعی از خود نشان داده اند. عملکرد آنی، نشانگر قابلیت آنها در کنترل سیستم های پیچیده تحت محدوده وسیعی از عملکرد است. کنترل

سیستم مربوط به حرکت هواپیما ذاتا یک سیستم ناپایدار است. معادلات حاکم بر تنش های یک هواپیما در آسمان ناشی از شش جفت معادله دیفرانسیل غیر خطی بسیار دشوار هستند. در این مقاله با در نظر گرفتن اینکه هواپیما در آسمان با سرعت و ارتفاع ثابتی در حال حرکت است معادلات غیر خطی سیستم را حول نقطه ی کار آن خطی نموده ایم و سیستم را در محیط simulink نرم افزار Matlab شبیه سازی کرده ایم. ابتدا سیستم را با یک کنترل کننده ی PD کنترل کرده و سپس با استفاده از یک کنترل کننده ی فازی (FLC) به عنوان پشتیبان زمان نشست ts و خطای ماندگار Ess را بهبود بخشیده ایم.

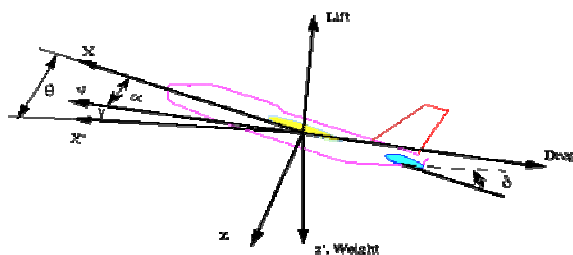
2- کنترل کننده های فازی

اگر بخواهیم نظریه مجموعه های فازی را توضیح دهیم، باید بگوییم نظریه ای است برای اقدام در شرایط عدم

شده است.

3- مدلسازی سیستم هواپیما

شکل (1) نیروهای فعال و تأثیر گذار روی یک هواپیما را نشان می دهد :



شکل (1): نیروهای وارد بر هواپیما

در این مقاله ما با معادلات آیرودینامیکی هواپیما با سه درجه آزادی سر و کار داریم. فرض کنید که هواپیما با سرعت و ارتفاع ثابتی در امتداد افق در حال حرکت می باشد. تحت این فرضیات می توان معادلات آیرودینامیکی حاکم بر هواپیما را بصورت زیر باز نویسی نمود:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \mu \Omega \sigma \\ [(C_{L\alpha} + C_{D\alpha})\alpha + \frac{1}{\mu} C_{Lq}q + (C_{W\sin\gamma_e})\theta + C_{Lk}] \\ \dot{q} &= \frac{\mu \Omega}{i_{yy}} \{ [C_{Ma}\eta(C_{La} + C_{Da})]\alpha + [C_{Mq} + \sigma C_{Ma}(1/\mu C_{L\alpha})]q + (\eta C_{W0}\sin\gamma_e)\delta_e \} \end{aligned}$$

$$\dot{\theta} = \Omega q$$

برای اینکه بتوانیم شبیه سازی خود را هدفمند کنیم، پارامترهای معادلات فوق را با استفاده از اطلاعات یک هواپیمای بویینگ 777 جایگزین کرده ایم و به معادلات زیر رسیده ایم:

$$\dot{\alpha} = -0.313\alpha + 56.7q + 0.232\delta_e \quad (1)$$

$$\dot{q} = -0.0139\alpha - 0.0426q + 0.0232\delta_e \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = 56.7q \quad (3)$$

که در آنها α و θ و q و δ به ترتیب زاویه حمله، زاویه پیچ، نرخ تغییر زاویه پیچ و زاویه انحراف سکان تعادل می باشند. آنچه که در نهایت می خواهیم که بعد از کنترل سیستم به آن رسیده باشیم و در واقع خواسته های

کننده فازی را می توان با حداقل اطلاعات از مدل سیستم تحت کنترل طراحی کرد. کنترل کننده ی فازی سه ویژگی عمده دارد: 1- کنترل کننده ای زبانی است که نیازی به مدل ریاضی دقیق سیستم کنترل شونده ندارد، 2- به تغییر پارامترهای سیستم کنترل شونده حساس نیست 3- کنترل کننده ی فازی را می توان بر اساس قوانین ابتکاری که بازتاب تجربه انسانی در آزمایشات است طراحی نمود.

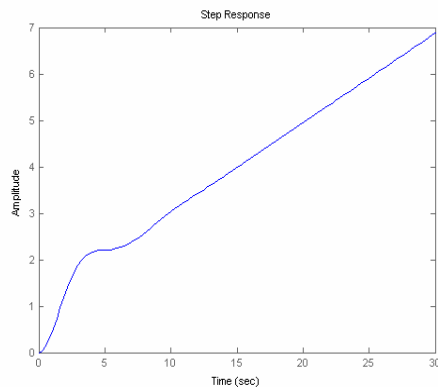
در یک کنترل کننده ی فازی رفتار دینامیک سیستم فازی بوسیله ی مجموعه ای از قانون های توصیف زبانی، بر مبنای دانش خبره بیان شده است. به عبارت دیگر کنترل کننده ی فازی عبارت است از تبدیل گزاره های زبانی کنترلی بر پایه دانش خبره به استراتژی کنترلی.

یک کنترل کننده ی فازی شامل چهار بخش عمده می باشد:

- فازی ساز
- پایگاه دانش
- موتور استنتاج
- فازی زدا

پایگاه دانش شامل داده های پایه و گزاره های پایه است. داده های پایه، شامل مجموعه ی توابع عضویت متغیرهای ورودی و خروجی است، که اطلاعات مورد نیاز برای عملکرد بخش فازی ساز، موتور استنتاج و فازی زدا را تولید می کند. گزاره های پایه مجموعه ای از گزاره های زبانی است که رابطه بین متغیرهای ورودی فازی و متغیرهای کنترلی را بیان می کند (م). فازی ساز سیگنالهای ورودی قطعی را با استفاده از تئوری مجموعه های فازی به سیگنالهای فازی که همان متغیرهای زبانی هستند تبدیل می کند. موتور استنتاج فازی با استفاده از قوانین فازی وضعیت ورودی را به خروجی تبدیل می کند. و در نهایت فازی زدا خروجی های فازی را به سیگنالهای کنترلی واضح و قطعی تبدیل می کند.

دو روش برای استفاده در کنترل کننده های فازی ارائه شده : روش اول از متغیرهای شاخص محدوده زمانی برای بهینه سازی استفاده می کند و روش دوم از متغیرهای شاخص محلی (مثل خطا و نرخ تغییر خطا و...) استفاده می کند که در این مقاله هم از آن استفاده

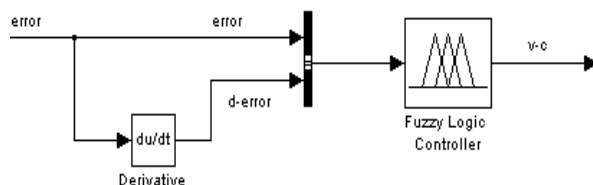


شکل (3): پاسخ سیستم به اغتشاش پله

بنابراین برای پایداری سیستم از یک مدل کنترل کننده های هاپرید استفاده می کنیم. به این صورت که یک کنترل کننده ی فازی و یک کنترل کننده ی PD را با هم ترکیب کرده و در مسیر سیستم قرار می دهیم.

4- طراحی و شبیه سازی کنترل کننده

برای طراحی کنترل کننده PD روش های گوناگونی وجود دارد. از جمله روش تجربی زیگلر-نیکولز. در این روش $K_p = 0.6 K_{cr}$ و $K_d = 0.125 P_{cr} K_p$ که در آن K_{cr} و P_{cr} بترتیب بهره و فرکانس بحرانی می باشند در حالتی که آن پاسخ سیستم میرای بحرانی می باشد. ضرایب بهره ی تناسبی و دیفرانسیلی به روش زیگلر-نیکولز بترتیب 24 و 6 بدست آمدند. بلوک دیاگرام کنترل کننده ی فازی مورد استفاده در شکل (4) دیده می شود. که در آن با مقایسه فرمان سیگنال مرجع و سیگنال فیدبک، سیگنال خطا بدست می آید.



شکل (4): کنترل کننده ی فازی

در این مقاله کنترل کننده ی فازی دارای دو ورودی و یک خروجی است. برای طراحی کنترل کننده ی فازی از دو

مطلوب ما از فرآیند کنترلی می باشد عبارتست از:

Over shoot < % 10

Settling time < 10 sec

Rise time < 2 sec.

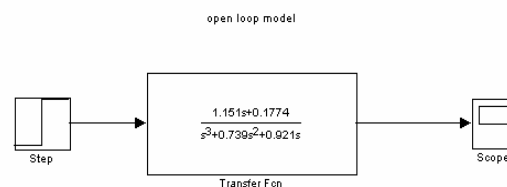
Error steady state < % 2

برای مثال اگر ورودی 1 رادیان باشد آنگاه زاویه پیچ باله ی عقبی هواپیما که خروجی سیستم ما می باشد از 1.02 رادیان تجاوز نخواهد کرد و با تجاوز کردن از 1 رادیان در مدت زمانی در حد 2 ثانیه، به 2٪ از مقدار حالت ماندگار سیستم ظرف مدت زمان 10 ثانیه نشست خواهد کرد.

برای مدلسازی سیستم ابتدا تابع تبدیل را بدست می آوریم. به همین منظور از روابط 1 و 2 و 3 تبدیل لاپلاس گرفته و بعداز چند مرحله عملیات جبری تابع تبدیل سیستم بصورت زیر بدست می آید:

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{1.151s + 0.1774}{s^3 + 0.739s^2 + 0.921s}$$

مدل شماتیک سیستم بصورت حلقه باز در محیط MATLAB در شکل (2) دیده می شود:



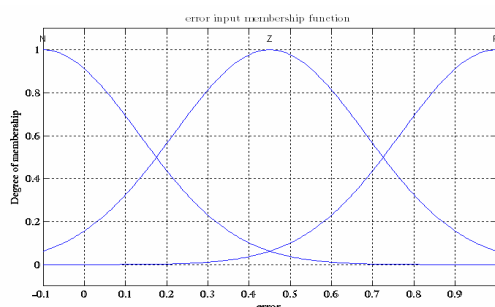
شکل (2): مدل سیستم هواپیما

با اعمال یک اغتشاش پله به سیستم هواپیما و مشاهده ی پاسخ پله ی آن در شکل (3) دیده می شود که سیستم کاملاً ناپایدار شده است.

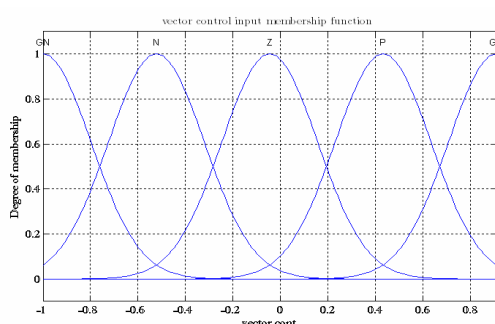
نشان داده شده اند. عملکرد کنترل کننده ی فازی مطابق گزاره های کنترلی این جدول می باشد.

جدول (1): جدول عملکرد کنترل کننده ی فازی

error \ d-error	N	Z	P
N	GP	P	Z
Z	P	Z	N
P	Z	N	GN



شکل (5): توابع تعلق ورودی



شکل (6): توابع تعلق خروجی

پس از تعریف قانون های فازی باید درجه عضویت متغیر خروجی را در هر مجموعه فازی تعریف شده، برای آن بدست آوریم. با توجه به اینکه پنج مجموعه فازی را برای خروجی تعریف کرده ایم، کلا نه قاعده فازی را با

سیگنال خطا و تغییرات خطا در ورودی استفاده کرده ایم. بنابر این تغییرات خطا نیز باید محاسبه شود. منطق فازی دارای توابع تعلق گوناگونی مانند تابع تعلق مثلثی، دوزنقه ای و گوسی می باشد که ما از تابع تعلق گوسی استفاده کرده ایم. برای هر یک از متغیرهای ورودی از سه تابع تعلق که هر کدام با یکی از برجسب های زبانی N و Z و P شناسایی می شود. از آنجایی که ما برای هر یک از ورودی ها سه مجموعه فازی در نظر گرفته ایم کلا نه قانون می توانیم بنویسیم. خروجی کنترل کننده ی فازی نیز با پنج تابع تعلق گوسی و با برجسب های زبانی GN و N و Z و P و GP در نظر گرفته شده است. توابع تعلق ورودی و خروجی در شکل (5) و (6) دیده می شوند.

برای بیان قوانین فازی کنترل کننده ی فازی، داشتن تحلیل مناسبی از سیستم بسیار مهم است. ما با دیدن پاسخ سیستم و بررسی آن می توانیم قوانین نوشته شده را اصلاح کنیم. برای نوشتن قوانین ما باید با تحلیل ورودی ها، خروجی مناسب را تعیین کنیم. از آنجایی که هدف ما فرمان دادن به سکان تعادل برای نگه داشتن زاویه ی پیچ هواپیما در راستای مطلوب می باشد، بنابر این با توجه به وضعیت هایی که احتمالاً برای دو سیگنال ورودی error و d-error اتفاق می افتد می توان قوانین فازی مورد نیاز را بصورت زیر تحلیل و بیان نمود:

قاعده اول: فرض کنید که هر دو ورودی error و d-error منفی باشند، یعنی دماغه هواپیما از حالت عادی به سمت پایین آمده و همچنان در همان سمت در حال پایین رفتن است. پس خطا در حال زیاد شدن است. در این حالت باید اولاً از ادامه این حالت جلوگیری شود و ثانیاً این خطا اصلاح شود. بنابراین خروجی باید خیلی مثبت (GP) باشد. قاعده نهم: فرض کنید که خطا error از حالت استاندارد بیشتر شده است. حالاً اگر مشتق خطا d-error هم مثبت باشد مفهوم این پدیده این است که زاویه پیچ هواپیما همچنان در جهت مثبت در حال زیاد شدن است و دماغه هواپیما در حال بالا رفتن می باشد. برای اصلاح این حالت باید سیگنال کنترلی خروجی خیلی منفی یعنی (GN) باشد.

به همین ترتیب سایر قوانین نوشته شده در جدول (1)

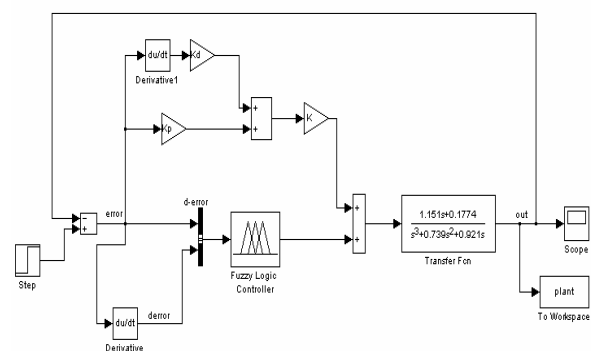
توجه به سیگنال خروجی که تولید می کنند در پنج قاعده زیر خلاصه می کنیم.

این پنج قاعده عبارتند از:

- 1- If (e is N) AND (d-error is N) THEN out is GP.
- 2- if (error is N) AND (d-error is Z) OR { (error is Z) AND (d-error is N) } THEN out is P.
- 3- if {(error is Z) AND (d-error is Z)} OR {(error is P) AND (d-error is N) } OR {(error is N) AND (d-error is P)} THEN out is Z.
- 4- if {(error is P) AND (d-error is Z)} OR {(error is Z) AND (d-error is P) } THEN out is N.
- 5- if (error is P) AND (d-error is P) THEN out is GN.

هر قاعده دارای یک مقدمه است که توسط عملگرهای AND و یا OR به هم مربوط شده اند. از آنجایی که ما از روش استنتاج ممدانی استفاده می کنیم باید دانست که در این روش از عملگر min برای AND و از max برای OR استفاده می شود. هر قاعده ای که قسمت مقدمه آن درجه عضویتی غیر صفر داشته باشد فعال می شود و در تولید سیگنال کنترل دخالت می کند.

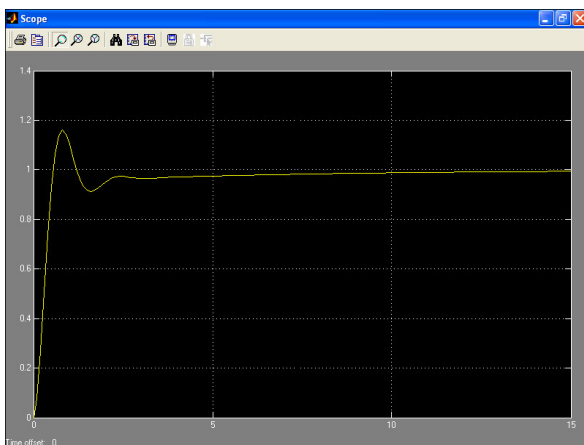
بلوک دیاگرام کنترل حلقه بسته سیستم در شکل (7) نشان داده شده است. همانطور که در شکل مشاهده می شود کنترل کننده ی فازی بعنوان یک پشتیبان در کنار کنترل کننده ی PD قرار گرفته است.



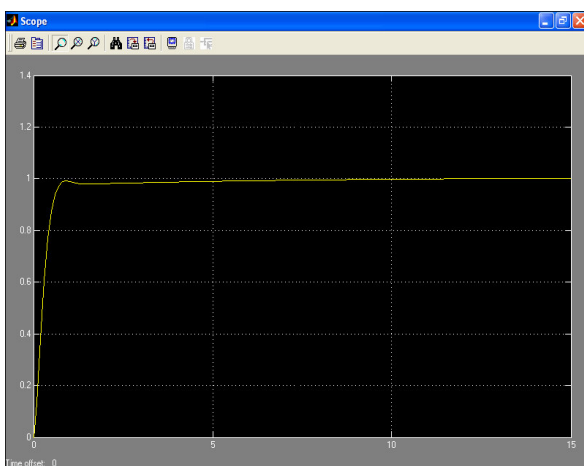
شکل (7): بلوک دیاگرام کنترل حلقه بسته هواپیما

5- نتایج شبیه سازی سیستم

نتایج حاصل از شبیه سازی سیستم کنترل زاویه پیچ هواپیما بدون کنترل کننده ی فازی و همراه با کنترل کننده ی فازی در شکل های (8) و (9) دیده می شود.



شکل (8): پاسخ سیستم بدون کنترل کننده ی فازی



شکل (9): پاسخ سیستم با کنترل کننده ی فازی

همانطور مشاهده می شود قرار گرفتن کنترل کننده ی فازی در کنار کنترل کننده ی PD باعث از بین رفتن اورشوت پاسخ شده است. همچنین زمان نشست سیستم کاهش پیدا کرده، و خطای حالت ماندگار به کمتر از 1٪ رسیده است. با توجه به شکل (9) می بینیم که ظرف مدت کمتر از 3 ثانیه سیستم به حالت پایدار رسیده است.

3- G.S.Sandhu, T.Brehn , K.S.Rattan “Analysis and Design of a Proportional plus Derivative Fuzzy Logic Controller “, Proceedings of the IEEE National Aerospace and Electronics Conference, Vol.1, pp.397-404, 1996.

4- T. Brehm, “Hybrid fuzzy logic PID controller,” *Proc. 3rd IEEE Conf. On Fuzzy Systems*, Orlando, FL, pp. 1682-1687, 1994.

5- Takagi, T., and Sugano, M., “Fuzzy Identification of Fuzzy Systems and Its Applications to Modeling and Control,” *IEEE Trans. on Systems, Man, and Cybernetics*, Vol. 15, No. 1, January 1985.

6- W. Li, “Design of a hybrid fuzzy logic proportional plus conventional integral-derivative controller”, *IEEE Trans. On Fuzzy Systems*, vol. 6, pp. 449-463, 1998.

اورشوت سیستم که در غیاب کنترل کننده ی فازی در حدود 15٪ بوده، در حد صفر کاهش پیدا کرده است و این بیانگر کنترل مطلوب زاویه پیچ هوا پیما و اصلاح خطاهای احتمالی بوجود آمده در آن مطابق با خواسته های مورد نیاز مسئله می باشد.

مراجع

1- C.C.Lee, " Fuzzy logic in control systems: Fuzzy Logic controller .I & II “, *IEEE Transaction on Systems, Man and Cybernetics*, Vol.20, pp.404-418, March-April 1990.

2- C.T. Chao, C.C. Teng, “A PD-like self tuning fuzzy controller without steady-state error,” *Fuzzy Set and Systems* 87, pp. 141-154., 1997.