نشریه علمی علوم و فنون نوین هوانوردی
سال ۱ شماره ۳، پاییز ۱۴۰۳

شبیه سازی بال متحرک هواپیمای شکاری اف–۱۴ جهت کنترل طولی بر اساس منطق فازی

جمشید سرداری*[۱] مهدی کیانی[۲]
۱- دانشجوی دکتری دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات
۲- کارشناسی ارشد علوم و تحقیقات
(دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۰۷/۱۸ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۲۸)

چکیده : دراین مقاله شبیه‌سازی بال متحرک یک هواپیمای شکاری جهت بهینه‌سازی و کنترل عرضی هواپیما بر اساس منطق فازی در ماخ های مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. ما به بررسی کاربرد منطق فازی در کنترل طولی بال متحرک در هواپیمای شکاری اف- ۱۴ می‌پردازیم. بال متحرک در هواپیماهای شکاری نقش حیاتی در تنظیم و تعدیل خصوصیات پروازی دارد. استفاده از منطق فازی، امکان تطبیق و کنترل بهتر بال متحرک را در شرایط مختلف پروازی فراهم می کند هدف از این مقاله برای قرار گرفتن بال در زاویه های تعیین شده بر اساس شرایط مختلف و در حالت‌های اضطراری به وجود آمده با استفاده از سرعت می باشد. استفاده از منطق فازی بر پایه هوش مصنوعی یکی از پرکاربردترین روشهای مورد استفاده است که در بطور گسترده در تحلیل سیستم های دینامیکی مورد استفاده قرار می گرد. کنترل و بهینه سازی مداوم پارام ترهای موثر در حرکت بال هواپیما می تواند شرایط پروازی ایده آلی را رقم بزند و عمر موتور محرک بال را افزایش دهد. بر اساس نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی پارامترهای ورودی سیستم بر اساس منطق فازی می‌توان نتیجه‌گرفت؛ مدل‌سازی به‌صورت دقیق انجام‌شده و نتایج به دست آمده تحلیل‌های جامع تری را از این سیستم داشته است.

کلیدواژه: ***منطق فازی -شبیه سازی- هواپیمای شکاری- سیستم متحرک بال- بهینه سازی***

آدرس پست الکترونیکی نویسنده مسئول*: jamshidsardari9912@gmail.com

مقدمه

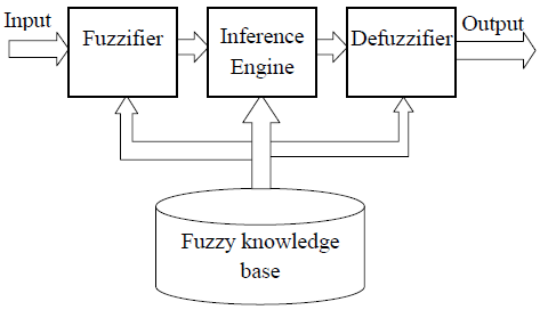
هواپیماهای شکاری، مخصوصاً در عملیات نظامی، نیازمند کنترل دقیق و بهینه بال متحرک هستند. بال متحرک توانایی تغییر زاویه بال را دارد و این تغییرات به میزان پیشرانش، پایداری و عملکرد هواپیما تأثیر می‌گذارد. منطق فازی به عنوان یک روش محاسباتی که بر مبنای مجموعه‌های فازی و قواعد منطقی است، می‌تواند بهبود قابل توجهی در کنترل طولی بال متحرک به ارمغان بیاورد در هواپیماها بسیار مهم است و تأثیر قابل (کنترل فلپ) کنترل دقیق بال متحرک توجهی در بهبود عملکرد هواپیما دارد. بال متحرک بخشی از بال هواپیما است که قابلیت تغییر زاویه و موقعیت را دارد. با تغییر زاویه و موقعیت بال متحرک، خواص هواپیما مانند پایداری، کنترل، توزیع بار و عملکرد در فرایندهای هوایی مختلف تغییر می‌کند(جی.ال.لین و همکاران ۲۰۰۵).

در زیر تعدادی از اهمیت‌های کنترل دقیق بال متحرک در بهبود عملکرد هواپیما آورده شده است:

- کنترل پایداری: تغییر زاویه و موقعیت بال متحرک می‌تواند تأثیر زیادی در پایداری هواپیما داشته باشد. با تنظیم دقیق بال متحرک، می‌توان پایداری هواپیما را در شرایط مختلف هوایی، مانند باد قوی یا توربولانس، بهبود بخشید.
- کنترل توزیع بار: تغییر زاویه و موقعیت بال متحرک می‌تواند توزیع بار هواپیما را تغییر دهد. با تنظیم مناسب بال متحرک، می‌توان توزیع بار را بهبود داده و استحکام و عملکرد سیستم بار هواپیما را افزایش داد.
- بهبود عملکرد در فرایندهای آیرودینامیکی: تغییر زاویه و موقعیت بال متحرک می‌تواند تأثیر قابل توجهی در عملکرد هواپیما در فرایندهای آیرودینامیکی مانند بالا بردن و فرود از فرودگاه‌ها، افزایش یا کاهش سرعت، و تغییر ارتفاع داشته باشد. با استفاده از کنترل دقیق بال متحرک، می‌توان عملکرد هواپیما را در این فرایندها بهبود بخشید.
- بهبود کارایی سیستم فرود: در فرایند فرود هواپیما به فرودگاه، کنترل دقیق بال متحرک می‌تواند به بهبود عملکرد سیستم فرود کمک کند. با تنظیم مناسب بال متحرک، می‌توان فاصله ترمز و توانایی تماس بال با زمین را بهینه کرد و فرآیند فرود را بهبود داد

منطق‌فازی

منطق فازی اولین بار توسط آقای پروفسور لطفی‌زاده در رساله‌ای به نام «مجموعه‌های فازی اطلاعات و کنترل» درسال ۱۹۶۵ معرفی گردید و در دهه ۱۹۷۰رشد و کاربرد عملی پیدا کرد، بزرگترین رخدادهای این دهه تولید کنترل کننده‌های فازی برای سیستم‌های واقعی بود. منطق فازی از کاربردهای موفق در زمینه‌ی مجموعه‌های فازی است که در آن متغیرها زبانی هستند نه عددی، منطق فازی در برابر منطق باینری یا ارسطویی قرار دارد که همه چیز را فقط به دو صورت بله یا خیر، سیاه وسفید، صفر و یک می‌بینند، این منطق در بازه بین صفر و یک تغییر می‌کند(ان.تان ۲۰۰۷ و اس.سوماتی و همکاران ۲۰۱۰).

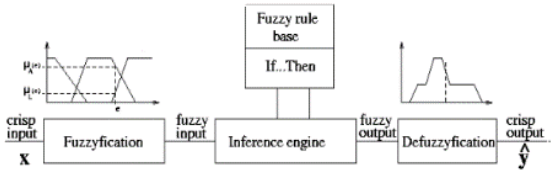


شکل ۱:سیستم استنتاج فازی

امروزه کاربرد مجموعه‌های فازی در کنترل اتوماتیک توجه زیادی را به خود جلب کرده است. به طور کلی منطق فازی به دو روش کلی ممدانی۱ و سوگنو۲ تقسیم می شود و اهیت سیستم‌های فازی ممدانی، بسیار نزدیک به ماهیت کنترل دستی بوده که این نوع کنترل‌کننده‌ها با مشخص کردن خروجی به ازای ترکیب‌هایی از سیگنال‌های ورودی مختلف تعریف می‌شوند(جی پاسکوال و همکاران ۲۰۱۸). در این کنترل‌کننده‌ها، ممکن است از بعضی رابطه‌ها یا عملگرهای دیگر، مانند «یا»(OR) یا «نه»(NOT) نیز استفاده شود. در سیستم‌های فازی ممدانی، مجموعه‌های فازی مقدم۳ و مؤخر۴ اغلب به صورت مثلثی یا گاووسی انتخاب می‌شوند. همچنین، رایج است که توابع عضویت ورودی، به گونه‌ای با یکدیگر همپوشانی داشته باشند که مقادیر عضویت قاعده مقدم همیشه به یک جمع شوند (مجموعشان ۱ شود). در این حالت، و اگر پایگاه قواعد به فرم عطفی باشد، می‌توان هر قاعده را به عنوان تعریف مقدار خروجی برای یک نقطه در فضای ورودی تفسیر کرد. این نقطه در فضای ورودی، با به دست آوردن مراکز مجموعه‌های فازی ورودی به دست می‌آید. در نتیجه، مقدار خروجی، مرکز مجموعه فازی خروجی است که در این پژوهش از روش ممدانی در منطق فازی استفاده گردیده و به کمک این روش مسأله حرکت بال در یک هواپیمای شکاری در یک پروفیل پروازی مورد ارزیابی قرار گرفته است. [۹] رویکرد مفید و کارآمد برای کنترل و بهبود عملکرد هواپیما باشد. منطق فازی یک روش ریاضی است که برای مدلسازی و کنترل سیستم‌های پیچیده و غیرخطی استفاده می‌شود و قابلیت کار با اطلاعات ناشفاف و عدم قطعیت را داراست. با استفاده از منطق فازی، می‌توان روابط تعاملی بین ورودی‌ها و خروجی‌ها را با استفاده از مجموعه‌های قاعده فازی و توابع عضویت فازی مدل کرد(اس.سوماتی و همکاران ۲۰۱۰ و اچ.اس.کیم و همکاران).

الگوریتم‌استنتاج‌ممدانی

سیستم استنتاج ممدانی را ممدانی در سال ۱۶۹۱ پیشنهاد دادند این سیستمها به دلیل داشتن طبیعت بصری و تفسیری از قوانین می‌توانند بطور گسترده‌ای در سیستم‌های پشتیبانی تصمیم استفاده شوند، همچنین دارای قدرت بیانی بالایی هستند و می‌توانند به هردو صورت چند ورودی و چند خروجی[۵] (MIMO) و چند ورودی و یک خروجی[۶](MISO) پیاده‌سازی‌می‌شود. دیاگرام کلی سیستم استنتاج فازی ممدانی در شکل ۲ نشان داده شده است، سیستم استنتاج ممدانی از مجموعه‌های فازی بعنوان نتیجه قانون استفاده می‌کند و خروجی هر قانون بصورت غیرخطی و فازی است همچنین ازلحاظ روش دفازی سازی با بقیه سیستمهای استنتاج متفاوت است. روشهای دفازی سازی در سیستم استنتاج ممدانی بصورت BOA, COA, SOM, LOM, MOM هستند(آر.گانگولی۲۰۰۲ و ای.همام و همکاران۲۰۰۸).



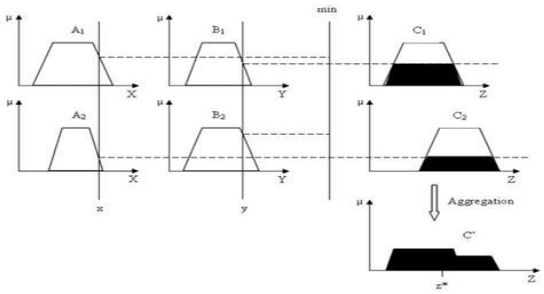
شکل ۲:دیاگرام کلی یک سیستم استنتاج فازی ممدانی

فرم کلی قوانین در سیستم ممدانی در شکل ۳ نشان داده شده است، نتایج هر قانون که با مقدارهای c^1 و c^2 مشخص می‌باشند، همانطور که مشخص است پس ازتجمیع نتایج حاصل از قوانین، عمل دفازی سازی بر روی تابع عضویت خروجی z

---

۱ mamdani
۲ sogono
۳ Antecedent
۴ Consequent
۵ Multiple Input Multiple Output
۶ Multiple Input Single Output

انجام میگیردو نتایج به صورت عددی بدست می آی(کی گانی و همکاران۲۰۰۹).



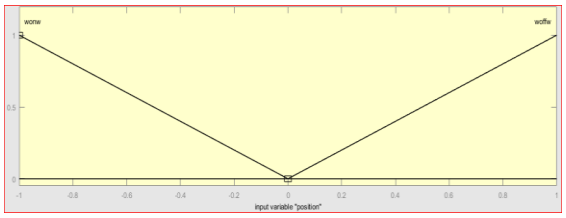
شکل ۳:فرم کلی اجرای قوانین در سیستم استنتاج ممدانی

شرح مسأله

در این مسأله برای حل دقیق ترحالتهای مختلف حرکت بال در مدهای اتوماتیک و دستی با استفاده از تعداد ۵ ورودی و تعداد ۲ خروجی های بیان شده است. با عنایت به اینکه تعداد ورودی های بیشتر این امکان را فراهم میکند تا قوانین دقیق تر و منطقی تری را بتوان تعریف نموده تا خروجی مناسب تری را بدست آورد در ادامه پارامترهای ورودی مسئله و خروجی‌های آن مورد بررسی قرارگرفته شده است.

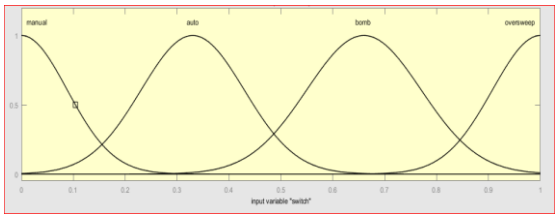
مدلسازی توابع عضویت برای پارامترهای ورودی

در شبیه سازی انجام شده در این مقاله دامنه‌ی ورودی‌های مورد بررسی با توجه به بیان مسئله در نظر گرفته شده است. اولین ورودی در نظر گفته شده در شبیه سازی حرکت بال ۲ تابع عضویت برای وضعیت هواپیما در شرایطی که وزن بر روی چرخ‌ها[۷] قرارگرفته است و هواپیما روی زمین باشد و یا اینکه در شرایطی که وزن هواپیما از روی چرخ‌ها برداشته شده[۸] وشرایط پرواز در نظر گرفته شده است، این ۲ وضعیت برای سیستم رایانه داخلی توسط سنسورهای موجود بر روی چرخ‌های اصلی کاملا مجزا تعریف گردیده است شکل.۴



شکل٤: توابع عضویت ورودی وزن هواپیما

ورودی دوم در شبیه سازی فازی در نظر گرفته شده جهت بررسی وضعیت سویچ داخل کابین که خلبان مورد استفاده قرار داده و با استفاده از سیستم رایانه مرکزی دادهای پروازی[۹] نظارت می‌شود که توسط ۴ تابع عضویت گاووسی در بازه ۰ تا ۱ در نظر گرفته شده است شکل.۵

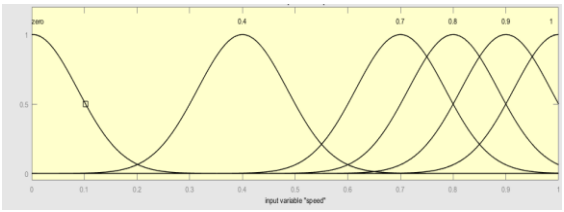


شکل۵: توابع عضویت ورودی وضعیت عملکرد خلبان با استفاده از سویچ

---

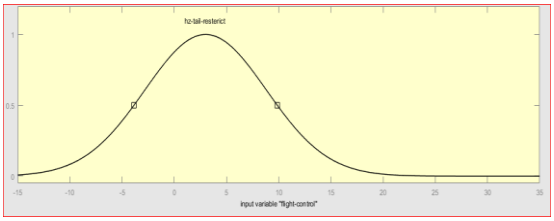
[۷] Waight On Wheel
[۸] Waight Off Wheel
[۹] Central Air Data Computer

ورودی سوم جهت بررسی موقعیت بال در سرعت‌های مختلف و موقعت‌های گوناگون از سرعت صفر در روی زمین تا سرعت ۱ ماخ که بال در حداکثر حرکت خود (۶۸ درجه) قرار گرفته است. در این ورودی سرعت‌های مرجع با استفاده از ۶ تابع عضویت گاووسی با توجه به سرعت هواپیما در بازه ۰ تا ۱ در نظر گرفته شده است شکل.۶



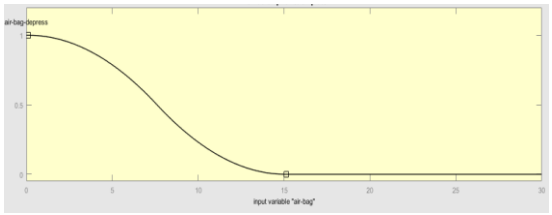
شکل٦: توابع عضویت ورودی سرعت هواپیما

با توجه با اینکه سطوح فرامین دم افقی[۱۰] هواپیما در لبه حمله در محدوده ۳۵+ الی ۱۵- حرکت می‌کند و زمانی که بال در وضعیت بسته (۷۵ درجه) قرار دارد چنانچه سطوح معنونه حداکثر حرکت خود را انجام دهند باعث برخورد نوک سطوح به زیر بال می‌شوند و در این وضعیت بال سطوح فرامین محدود به حرکت از ۱۸+ الی ۱۲- می‌شوند و فاصله نوک بال‌ها از یکدیگر به ۳۳ پا جهت فضاهای خاص مثل عرشه ناو هواپیمابر کاهش پیدا می‌کند و ورودی فازی طراحی شده برای این امر از تابع گاووسی استفاده شده است. شکل.۷



شکل۷: توابع عضویت ورودی وضعیت سطوح کنترل دم افقی هواپیما

با عنایت به اینکه در زمان حرکت بال هواپیما به عقب جهت بسته شدن قسمتی از فلپ[۱۱] درون بدنه مسقر میگردد و این حرکت مستلزم خالی شده ایربگ[۱۲] زیر بال است و هوای داخل ایربگ ۱۵ ثانیه طول می‌کشد تا به طور کامل تخلیه کردد و چنانچه این پروسه اتفاق نیفتد و هوای آن تخلیه نگردد حرکت بال باعث پاره شدن و آسیب به ایربگ می‌شود که از اهمیت بالایی برخوردار است و ورودی فازی طراحی شده در این مرحله از تابع سیکلوئید چپ به راست استفاده میگردد. شکل.۸

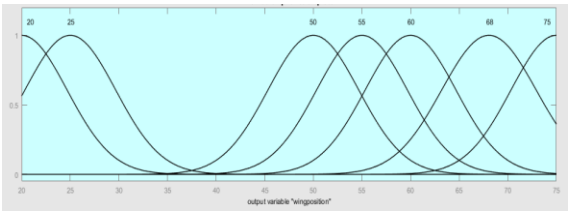


شکل۸: توابع عضویت ورودی ایربگ زیر بال هواپیما

[۱۰] Horizontal Stabilizer
[۱۱] Flap
[۱۲] Air Bag

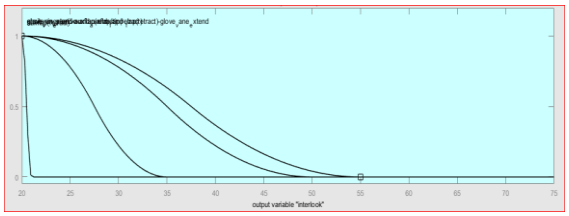
مدل‌سازی تابع عضویت برای پارامترهای خروجی

دو پارامتر به عنوان تابع عضویت خروجی تعریف گردیده است پارامتر اول حرکت بال از سرعت ۴/. ماخ زمانی که بال از ۲۰ درجه شروع به حرکت نموده الی ماخ ۱ زمانی که بال به ۶۸ درجه عقب رفته است در شرایط پرواز و در مواقعی که بال را در روی زمین به ۷۵ درجه منتقل گردد در بازه حرکتی بین ۲۰ درجه الی ۷۵ درجه با استفاده از تابع گاووسی در نظر گرفته شده است. شکل.۹



شکل۹: توابع عضویت خروجی وضعیت بال هواپیما

در تابع خروجی دوم تمام اینترلاک‌هایی[۱۳] که سطوح کنترلی واقع شده روی بال جهت عدم آسیب رساندن به بدنه (فلپ، فلپ نزدیک بدنه[۱۴] و اسپویلر[۱۵]) و افزایش پایداری هواپیما (گلاو ون[۱۶]) را کنترل می‌کند که بازه در نظر گرفته شده برای این تابع بین ۲۰ درجه الی ۶۸درجه و با استفاده از توابع سیکلوئید چپ به راست تعریف شده است چنانچه به هر دلیلی هر کدام از اینترلاک‌های معنونه به درست عمل نکند باعث صدمه دیدن بدنه هواپیما و سطوح کنترلی مورد نظر در شرایط پرواز و روی زمین می‌گردد. شکل.۱۰



شکل۱۰:توابع عضویت خروجی اینترلاک‌های بال هواپیما

تدوین قوانین ناظر:

در ادامه این مقاله قوانین ناظر بر نحوه اجرای منطق فازی با استفاده از روش ممدانی مورد بررسی قرار گرفته شده‌اند:

- اگر هواپیما روی زمین قرار گرفته باشد و سرعت آن صفر باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در وضعیت دستی[۱۷] قرار گیرد نتیجه آن بال در ۲۰ درجه قرار می‌گیرد
- اگر هواپیما روی زمین قرار گرفته باشد و سرعت آن صفر باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در وضعیت بمب[۱۸] قرار گیرد نتیجه آن بال در ۵۵ درجه قرار می‌گیرد که فلپ داخلی و فلپ اصلی را جمع شده و گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.
- اگر هواپیما روی زمین قرار گرفته باشد و سرعت آن صفر باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در وضعیت بال بسته[۱۹] (۶۸ درجه) قرار گیرد نتیجه ابتدا سطوح کنترلی دم افقی محدود به حرکت از ۱۸+ الی ۱۲− می‌شوند و سپس ایر بگ زیر بال در

---

[۱۳] Inter Lock
[۱۴] Auxiliary Flap
[۱۵] Spoiler
[۱۶] Glove Vane
[۱۷] Manual Mode
[۱۸] Bomb Mode
[۱۹] Over Sweep

مدت ۱۵ ثانیه تخلیه و سپس بال در ۷۵ درجه قرار گرفته که منجر به غیرعملیاتی شدن اسپویلرهای روی بال شده و گلاو ون جلوی بال نیز باز می‌گردد.

- اگر هواپیما روی زمین قرار گرفته باشد و سرعت آن صفر باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در وضعیت اتوماتیک[۲۰] قرار گیرد در نتیجه آن بال در وضعیت ۲۰ درجه قرار می‌گیرد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن تا ۰/۴ ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در وضعیت دستی قرار گیرد نتیجه آن بال در ۲۰ درجه قرار می‌گیرد.
- اگر هواپیما با سرعت ۰/۷ ماخ در شرایط پرواز قرار گرفته باشد و وضعت سوییچ کنترل بال روی مد دستی باشد در نتیجه بال در موقعیت زاویه ۲۵ درجه قرار گرفته و فلپ داخلی جمع می‌شود.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۰/۸ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد دستی قرار گیرد نتیجه آن بال در ۵۰ درجه قرار می‌گیرد قبل از آن فلپ داخلی و فلپ اصلی را جمع کرده و بعد از آن گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۰/۹ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد دستی قرار گیرد نتیجه آن بال در ۶۰ درجه قرار می‌گیرد قبل از آن فلپ داخلی و فلپ اصلی را جمع، اسپویلرهای روی بال را غیر فعال نموده و بعد از آن گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۱/۰ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد دستی قرار گیرد نتیجه آن بال در ۶۸ درجه قرار می‌گیرد و قبل از آن فلپ داخلی و فلپ اصلی را جمع، اسپویلرهای روی بال را غیر فعال نموده و بعد از آن گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۰/۴ ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد بمب قرار گیرد نتیجه آن بال در ۵۵ درجه قرار می‌گیرد فلپ داخلی و فلپ اصلی را جمع نموده و گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۰/۷ ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد بمب قرار گیرد نتیجه آن بال در ۵۵ درجه قرار می‌گیرد فلپ داخلی و فلپ اصلی را جمع نموده و گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۰/۸ ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد بمب قرار گیرد نتیجه آن بال در ۵۵ درجه قرار می‌گیرد فلپ داخلی و فلپ اصلی را جمع نموده و گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۰/۹ ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد بمب قرار گیرد نتیجه آن بال در ۶۰ درجه قرار می‌گیرد قبل از آن فلپ داخلی و فلپ اصلی را جمع، اسپویلرهای روی بال را غیر فعال نموده و بعد از آن گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۱/۰ ماخ و یا بالاتر باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد بمب قرار گیرد نتیجه آن بال در ۶۸ درجه قرار می‌گیرد قبل از آن فلپ داخلی و فلپ را جمع، اسپویلرهای روی بال را غیر فعال نموده و بعد از آن گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۰/۴ ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد اتوماتیک قرار گیرد نتیجه آن بال در ۲۰ درجه قرار می‌گیرد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۰/۷ ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد اتوماتیک قرار گیرد نتیجه آن بال در ۲۵ درجه قرار می‌گیرد و فلپ داخلی جمع می‌گردد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۰/۸ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد اتوماتیک قرار گیرد نتیجه آن بال در ۵۰ درجه قرار می‌گیرد و فلپ داخلی و فلپ اصلی را جمع و گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.

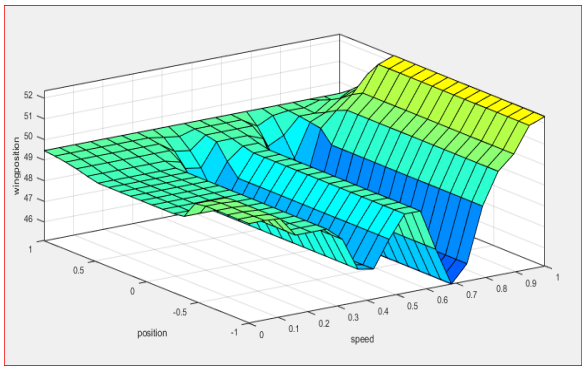
---

[۲۰] Auto Mode

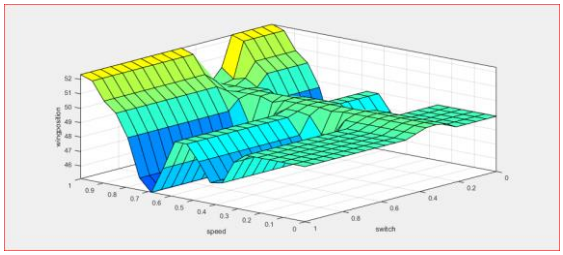
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۰/۹ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد اتوماتیک قرار گیرد نتیجه آن بال در ۶۰ درجه قرار می‌گیرد قبل از آن فلپ داخلی و فلپ اصلی را جمع، ، اسپویلرهای روی بال را غیر فعال نموده و بعد از آن گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.
- اگر هواپیما در حالت پرواز قرار گرفته باشد و سرعت آن ۱/۰ماخ باشد و وضعیت سویچ کنترل بال در مد اتوماتیک قرار گیرد نتیجه آن بال در ۶۸ درجه قرار گرفته و قبل از آن فلپ داخلی و فلپ اصلی را جمع، ، اسپویلرهای روی بال را غیر فعال نموده و بعد از آن گلاو ون جلوی بال هم باز می‌گردد.

بررسی و مقایسه نتایج به دست آمده

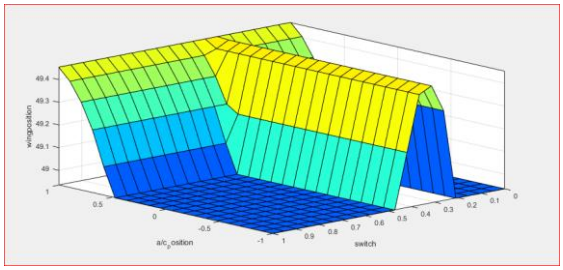
در این بخش نتایج بدست آمده با نمونه حل شده در بخش آموزشی متلب مورد مقایسه قرار گرفته شده است. برای این کار نمودارهای حل شده با اعداد مشابه مورد مقایسه قرار گرفته شده است. باید توجه داشت که در مثال متلب تنها پنج ورودی و دو خروجی در نظر گرفته شده است.علت این شباهت شکل قوانین نوشته شده با بهره برداری از منطق فازی در محیط متلب می‌باشد. زیرا قوانین منطق فازی تدوین شده در این مقاله به شکلی تدوین گردیده که اهمیت متغیرهای سرعت، بیشتر از پارامترهای دیگر در نظر گرفته شود. از این رو نمودار حل برای ۳ حالت مختلف ترسیم شده است.



شکل۱۱: خروجی نمودار متلب براساس موقعیت سویچ نسبت به سرعت



شکل۱۲: خروجی نمودار متلب براساس سرعت نسبت به موقعیت سویچ



شکل۱۳: خروجی نمودار متلب براساس موقعیت هواپیما نسبت به موقعیت سویچ

مشـاهده می‌شـود که بر اساس نتایج به دست آمده ورودی‌های محیط شـباهت زیادی با نمودار مثال متلب داشـته اند. علت این موضـوع شکل قوانین نوشته شده در منطق فازی می باشد. زیرا قوانین منطق فازی تدوین شده در این مقاله به شکلی تدوین شده است که اهمیت متغیر های سرعت و وضعیت سویچ کنترل بال در فرایند حرکت بال روی زمین و در پرواز و اینتر لاک‌های روی بال بیشتر از پارامترهای دیگر در نظر گرفته شود.

بررسی نتایج بدست آمده

در این مقاله مدل عملکردی بال متحرک در یک هواپیمای شکاری اف۱۴ جهت کنترل طولی بر اساس منطق فازی مورد بررسی قرار گرفته شده است. بر اساس نتایج بدست آمده از مدل سازی فازی افزایش تعداد متغییرهای ورودی در مدل سازی بال سبب افزایش عددی نسبت به حالت مقایسه شده می‌باشد این موضوع بیانگر این است که افزایش تعداد متغییرهای ورودی بطور مستقیم بر روی فرایند مدل سازی تاثیر گذار است و در مدل سازی فازی طراحی شده در این مقاله قوانین به شکلی تعریف شده‌اند که تاثیر سرعت از ورودی‌های دیگر بیشتر بوده که سبب افزایش بخش نتایج بدست آمده با نمونه حل شده مورد مقایسه قرار گرفته شده است در این مقاله ۵ ورودی و ۲ خروجی جهت حرکت بال هواپیما در نظر گرفته شده که مدل عملکردی بال متحرک یک هوپیمای در زمان استفاده از عملکرد سویچ روی زمین و در سرعت‌های مختلف پروازی در مدل سازی تاثیر گذار است نتیجه گیری ازاینترلاک‌های روی بال بر اساس منطق فازی مورد بررسی قرار گرفته شده و بر اساس نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی فازی، افزایش سرعت در مدل سازی بال سبب کاهش کنترل طولی، کنترل سمتی و حرکت مرکز ثقل هواپیما به جلو می‌شود که باعث افزایش سرعت نشستن و برخاستن هواپیما می‌گردد و با باز شدن گلاو ون جلوی بال می‌توان پایداری هواپیما را در شرایط پرواز کنترل نمود.

منابع

[۱] J. L. Lin and C. L. Lin, “The use ofgrey-fuzzylogic for the optimization of the manufacturingprocess,” J. Mater. Process. Technol., vol. ۱٦۰,no. ۱, pp. ۹–۱٤, ۲۰۰٥, doi:https://doi.org/۱۰,۱۰۱٦/j.jmatprotec.۲۳,۱۱,۰٤.۰

[۲] S. Sumathi and S. Paneerselvam, Computationalintelligence paradigms: theory & applicationsusing MATLAB: CRC Press, ۲۰۱۰.

[۳] N. Tan, "Cancer Gene Expression Data Analysis: a Neuro-Fuzzy SystemApproach,"University of Oxford, ۲۰۰۷.

[٤]H.-S. Kim and P. N. Roschke, “Design of fuzzylogic controller for smart baseisolation systemusing genetic algorithm,” Eng. Struct., vol. ۲۸,no. ۱, pp. ۸٤–۹٦, ۲۰۰٦,doi:https://doi.org/۱۰,۱۰۱٦/j.engstruct.۲۰۰٥,۰۷,۰۰٦.

[٥]D. Arcos-Aviles, J. Pascual, L.Marroyo, P.Sanchis, and F. Guinjoan, “Fuzzy Logic-BasedEnergy Management System Design forResidential Grid-Connected Microgrids,” IEEETrans. Smart Grid, vol. ۹, no. ۲, pp. ٥۳۰–٥٤۳, Mar.۲۰۱۸,doi:۱۰,۱۱۰۹/TSG.۲۰۱٦,۲٥٥٥۲٤٥.

[٦]R. Ganguli, “Fuzzy Logic Intelligent System forGas Turbine Module and System FaultIsolation,” J. Propuls. Power, vol. ۱۸, no. ۲, pp. ,٤٤۷–٤٤۰Mar. ۲۰۰۲, doi: ۱۰,۲٥۱٤/۲,٥۹٥۳.

[۷] K. Guney and N. Sarikaya, "Comparison of Mamdani and Sugeno fuzzy inference system models for resonant frequency calculation of rectangular microstrip antennas," Progress In Electromagnetics Research B, vol. ۱۲, pp. ۸۱-۱۰٤, ۲۰۰۹.

[۸] A. Hamam and N. D. Georganas, "A comparisonof Mamdani and Sugeno fuzzy inferencesystems for evaluating the quality of experienceof Hapto-Audio-Visual applications," in Haptic Audio visual Environments and Games, ۲۰۰۸. HAVE ۲۰۰۸. IEEE International Workshop on, ۲۰۰۸, pp. ۸۷-۹۲.

[۹] V. Behbood, J. Lu, and G. Zhang, "Adaptive Inference-based learning and rule generation algorithms in fuzzy neural network for failure prediction," in Intelligent Systems and Knowledge Engineering (ISKE), ۲۰۱۰ International Conference on, ۲۰۱۰, pp. ۳۳-۳۸

Journal of Modern Aviation and Techniques
Year 1, Number 3, autumn 2024

Simulation of the moving wing of the F-14 fighter plane for longitudinal control based on fuzzy logic

[1st] jamshid sardari [and2] Mehdi kiani

Abstract:

In this article, the simulation of the moving wing of a fighter plane for the optimization and lateral control of the plane based on fuzzy logic at different Machs has been investigated. We investigate the application of fuzzy logic in the longitudinal control of a moving wing in f-۱٤ fighter aircraft. The movable wing in fighter aircraft plays a vital role in adjusting and adjusting the flight characteristics. The use of fuzzy logic provides the possibility of better adaptation and control of the moving wing in different flight conditions. The purpose of this article is to position the wing in the determined angles based on different conditions and in emergency situations created by using speed. The use of fuzzy logic based on artificial intelligence is one of the most widely used methods that is widely used in the analysis of dynamic systems.

Continuous control and optimization of the effective parameters in the movement of the airplane wing can create ideal flight conditions and increase the life of the wing motor. Based on the results obtained from the simulation of system input parameters based on fuzzy logic, we can conclude; Modeling has been done accurately and the obtained results have more comprehensive analysis of this system.