

دانشگاه صنعتی شاهرود

دانشکده مرکز آموزش های الکترونیکی

گروه : کامپیوتر

پایان نامه کارشناسی ارشد

شبیه سازی سیستم کنترل خودکار ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین هوشمند

سید مهران کاظمی

استاد / اساتید راهنما :

دکتر امیدرضا معروضی

بهمن ۱۳۹۴

دانشگاه شاهرود
دانشکده : مرکز آموزش های الکترونیکی
گروه : کامپیوتر

پایان نامه کارشناسی ارشد آقای سید مهران کاظمی به شماره دانشجویی: ۹۱۲۶۷۸۴
 تحت عنوان: شبیه سازی سیستم کنترل خودکار ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین هوشمند

در تاریخ توسط کمیته تخصصی زیر جهت اخذ مدرک کارشناسی ارشد
 مورد ارزیابی و با
 درجه مورد پذیرش قرار گرفت.

امضاء	اساتید مشاور	امضاء	اساتید راهنما
	نام و نام خانوادگی :		نام و نام خانوادگی :
	نام و نام خانوادگی :		نام و نام خانوادگی :

امضاء	نماینده تحصیلات تکمیلی	امضاء	اساتید داور
	نام و نام خانوادگی :		نام و نام خانوادگی :
			نام و نام خانوادگی :
			نام و نام خانوادگی :
			نام و نام خانوادگی :

تشکر و قدردانی

شکر شایان نثار ایزد منان که توفیق را رفیق راهم ساخت تا این پایان نامه را به پایان برسانم. از استاد فاضل و اندیشمند جناب آقای دکتر معروضی به عنوان استاد راهنما که همواره نگارنده را مورد لطف و محبت خود قرار داده اند، کمال تشکر را دارم.

این پایان نامه را ضمن تشکر و سپاس بیکران و در کمال افتخار و امتنان تقدیم می نمایم به: محضر ارزشمند پدر و مادر عزیزم به خاطر همه ی تلاش های محبت آمیزی که در دوران مختلف زندگی ام انجام داده اند و بامهربانی چگونه زیستن را به من آموخته اند. به همسر مهربانم که در تمام طول تحصیل همراه و همگام من بوده است. به فرزندانم که امید آینده من هستند. به استادان فرزانه و فرهیخته ای که در راه کسب علم و معرفت مرا یاری نمودند. به آنان که در راه کسب دانش راهنمایم بودند. به آنان که نفس خیرشان و دعای روح پرورشان بدرقه ی راهم بود. الهها به من کمک کن تا بتوانم ادای دین کنم و به خواسته ی آنان جامه ی عمل بپوشانم. پروردگارا حسن عاقبت، سلامت و سعادت را برای آنان مقدر نما. خدایا توفیق خدمتی سرشار از شور و نشاط و همراه و همسو با علم و دانش و پژوهش جهت رشد و شکوفایی ایران کهنسال عنایت بفرما.

خدایا چنان کن سرانجام کار تو خشنود باشی و ما رستگار

تعهد نامه

اینجانب سید مهران کاظمی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته هوش مصنوعی دانشکده مرکز آموزش های الکترونیکی دانشگاه شاهرود نویسنده پایان نامه شبیه سازی سیستم کنترل خودکار ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین هوشمند تحت راهنمایی دکتر امیدرضا معروضی متعهد می شوم.

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهشهای محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است.
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است.
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه شاهرود می باشد و مقالات مستخرج با نام « دانشگاه شاهرود » و یا « **Shahrood University** » به چاپ خواهد رسید.
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه ، در مواردی که از موجود زنده (یا بافتهای آنها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری ، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

- کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه های رایانه ای، نرم افزار ها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه شاهرود می باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

* متن این صفحه نیز باید در ابتدای نسخه های تکثیر شده پایان نامه وجود داشته باشد .

چکیده

امروزه گسترش استفاده از تجهیزات هوایی در عملیات های نظامی امری اجتناب ناپذیر می باشد که در این میان خطرات ناگهانی ناشی از عملکرد ضعیف خلبان و همینطور شرایط حاکم بر زمان و مکان مانند ارتفاع پایین و شرایط جوی، صدمات و آسیب های غیر قابل انکاری در کنترل هواپیماهای حساس نظامی دارد. این چالش محققان را بر آن داشته است که بدنبال راه حلی برای حل این موضوع باشند. به همین منظور لزوم استفاده از هواپیماهای بدون سرنشین در عملیاتهای مهم و طراحی سیستمهای هوشمند جهت کنترل هواپیماهای بدون سرنشین امری مهم بنظر می رسد. با توجه به اهمیت این موضوع، ما در این پایان نامه روشی مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP جهت کنترل ارتفاع هواپیماهای بدون سرنشین ارائه نموده ایم و این روش را با مدل مبتنی بر منطق فازی مقایسه کرده ایم. در نهایت میزان مجذور میانگین مربعات خطای کنترل ارتفاع را برای هر دو روش محاسبه نمودیم. نتایج نشان می دهد روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP نسبت به روش مبتنی بر منطق فازی، دقت و عملکرد مناسبتری دارد.

واژه های کلیدی: هواپیماهای بدون سرنشین، پهپاد، کنترل خودکار، کنترل فازی، شبکه عصبی مصنوعی
ML

۱	فصل اول - کلیات
۲	۱-۱- مقدمه
۴	۲-۱- تعریف مساله
۵	۳-۱- اهداف اساسی انجام تحقیق
۵	۱-۳-۱- هدف اصلی
۵	۲-۳-۱- اهداف فرعی
۶	۴-۱- پرسش‌های تحقیق
۶	۱-۴-۱- پرسش اصلی
۶	۲-۴-۱- پرسش‌های فرعی
۶	۵-۱- فرضیات
۷	۶-۱- ساختار پایان‌نامه
۹	فصل دوم- ادبیات تحقیق
۱۰	۱-۲- مقدمه
۱۰	۲-۲- تاریخچه پهپادها
۱۳	۳-۲- انواع پهپاد
۱۳	۱-۳-۲- هواپیماهای بدون سرنشین جاسوسی - عکسبرداری
۱۳	۲-۳-۲- هواپیماهای بدون سرنشین تحقیق و اکتشاف
۱۴	۳-۳-۲- هواپیماهای بدون سرنشین مزاحم‌شونده و منهدم‌کننده رادار
۱۵	۴-۳-۲- هواپیماهای بدون سرنشین ضربتی
۱۵	۴-۲- تعریف هدایت، ناوبری و کنترل
۱۷	۵-۲- سیستم هدایت و اجزای آن
۱۷	۱-۵-۲- حسگر هدایت
۱۸	۲-۵-۲- پردازنده هدایت
۱۸	۳-۵-۲- الگوریتم یا قانون هدایت
۱۹	۴-۵-۲- تجهیزات مخابراتی

۱۹	۶-۲- مراحل هدایت
۲۰	۲-۶-۱- فاز پرتاب
۲۰	۲-۶-۲- فاز میانی
۲۱	۲-۶-۳- فاز نهایی
۲۲	۲-۷- مسیرهای هدایت
۲۲	۲-۸- حسگرهای هدایت
۲۲	۲-۸-۱- حسگرهای مطلق
۲۳	۲-۸-۲- حسگرهای نسبی
۲۴	۲-۹- آشکارسازی هدف
۲۴	۲-۱۰- حسگر جابجایی
۲۵	۲-۱۱- سنسورها
۲۵	۲-۱۲- سنسورهای مورد استفاده برای پهپاد را می توان بدین شکل طبقه بندی کرد:
۲۵	۲-۱۲-۱- سنسور موقعیت یاب جغرافیایی یا GPS
۲۶	۲-۱۲-۱-۱- سیستم GPS چگونه کار می کند؟
۲۶	۲-۱۲-۲- سنسور های آشکار ساز موانع و فرود
۲۷	۲-۱۲-۳- سنسورهای راداری
۲۸	۲-۱۲-۳-۱- سنسورهای آشکار ساز اختلال مغناطیسی (MAD)
۲۸	۲-۱۲-۳-۲- سنسورهای الکترومغناطیسی (EM)
۲۹	۲-۱۲-۳-۳- سنسورهای مادون قرمز (IR)
۲۹	۲-۱۲-۳-۴- سنسورهای دیداری
۲۹	۲-۱۲-۴- ژيروسکوپ
۳۲	۲-۱۲-۵- ارتفاع سنج
۳۳	۲-۱۲-۵-۱- اساس کار
۳۳	۲-۱۲-۵-۲- آلتیترهای حساس
۳۴	۲-۱۲-۵-۳- آلتیتر رادار
۳۵	۲-۱۲-۶- شتاب سنج

۳۵	۲-۱۲-۷- قطب نما
۳۵	۲-۱۲-۸- سنجش فشار هوا
۳۶	۲-۱۳- مدل ریاضی هواپیمای بدون سرنشین
۳۹	۲-۱۴- طراحی خلبان خودکار کلاسیک
۴۰	۲-۱۵- کارهای مرتبط
۴۲	۲-۱۶- مفاهیم اولیه منطق فازی
۴۴	۲-۱۶-۱- توابع عضویت
۴۵	۲-۱۶-۲- عدم قطعیت
۴۶	۲-۱۶-۳- نمایش زیر مجموعه فازی
۴۸	۳-۳- شبکه عصبی مصنوعی
۴۹	۳-۳-۱- شبکه عصبی پرسپترون چند لایه
۵۱	فصل سوم - روش تحقیق
۵۲	۳-۱- مقدمه
۵۲	۳-۲- روش پیشنهادی
۵۳	۳-۳- ارائه روش مبتنی بر منطق فازی
۵۳	۳-۴- فازی سازی پارامترها
۵۵	۳-۵- طراحی مدل فازی
۵۷	۳-۶- ارائه روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP
۵۹	فصل چهارم - محاسبات و یافته های تحقیق
۶۰	۴-۱- مقدمه
۶۰	۴-۲- محاسبه ی خطای روش پیشنهادی
۶۱	۴-۳- ارزیابی روش مبتنی بر منطق فازی
۶۲	۴-۴- ارزیابی روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP
۶۶	۴-۵- سناریوی انجام کار
۶۷	۴-۶- نتایج حاصل

۶۹	فصل پنجم - نتیجه گیری و پیشنهادات
۷۰	۱-۵ - مقدمه
۷۰	۲-۵ - نتیجه گیری
۷۰	۳-۵ - مزایا و معایب
۷۱	۴-۵ - کارهای آینده
۷۳	منابع
۷۶	پیوست الف: قوانین مورد استفاده در سیستم فازی ممدانی
۷۷	پیوست ب: قطعه کد ایجاد سیستم فازی ممدانی

صفحه

فهرست تصاویر

فصل دوم

۱۱	شکل ۱-۲ پهباد فراصوت Tu-123 Yastreb (ساخت شرکت توپولوف)
۱۶	شکل ۲-۲ اجزای سیستم هدایت، ناوبری و کنترل و ارتباطات بین آن ها
۱۷	شکل ۳-۲ نمونه ای از حسگرهای داخلی
۱۸	شکل ۴-۲ نمونه ای از حسگرهای خارجی
۱۹	شکل ۵-۲ مراحل هدایت یک موشک زمین به هوا
۲۱	شکل ۶-۲ هدایت موشک کروز در فاز نهایی
۲۱	شکل ۷-۲ هدایت یک موشک زمین به هوا در فاز نهایی
۲۳	شکل ۸-۲ نمونه ای از یک جستجوگر
۲۴	شکل ۹-۲ نمونه ای از یک ردگیر خارجی
۲۶	شکل ۱۰-۲ نحوه عملکرد سنسور آشکارساز
۲۹	شکل ۱۱-۲ ژيروسکوپ
۳۰	شکل ۱۲-۲ محورهای چرخش ژيروسکوپ
۳۲	شکل ۱۳-۲ آلтімتر فشار
۳۲	شکل ۱۴-۲ سنسور فشار بارومتریک دیجیتال برای اندازه گیری ارتفاع در کاربردهای الکترونیکی مصرف کنندگان
۳۸	شکل ۱۵-۲ پارامترهای پروازی هواپیمای بدون سرنشین در امتداد سه محور مختصات.
۴۰	شکل ۱۶-۲ دیاگرام بلوکی مد کنترل ارتفاع برای طراحی جبران ساز

- شکل ۱۷-۲ تابع عضویت مجموعه اعداد نزدیک به صفر ۴۵
- شکل ۱۸-۲ تابع عضویت مجموعه اعداد نزدیک به صفر ۴۵
- شکل ۱۹-۲ تابع عضویت مجموعه فازی \tilde{A} ۴۷
- شکل ۲۰-۲. ساختار پرسپترون چندلایه با نرون‌های پنهان و نرون‌های خروجی با تابع خطی ۴۹

فصل سوم

- شکل ۱-۳ بلوک دیاگرام مراحل انجام کار ۵۳
- شکل ۲-۳ تابع عضویت متغیر e_1 ۵۴
- شکل ۳-۳ تابع عضویت متغیر e_2 ۵۵
- شکل ۴-۳ تابع عضویت متغیر u ۵۵
- شکل ۵-۳ نمایش کلی از سیستم فازی ۵۶
- شکل ۶-۳ نمایشی از مراحل طراحی شبکه عصبی مصنوعی MLP ۵۷

فصل چهارم

- شکل ۱-۴ نمودارهای مربوط به محاسبه خطای روش مبتنی بر سیستم فازی ۶۱
- شکل ۲-۴ پراکندگی داده‌ها حول محور رگرسیون برای مدل مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP ۶۳
- شکل ۳-۴ نمودار عملکرد مدل مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP ۶۴
- شکل ۴-۴ نمودار هیستوگرام خطای مدل مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP ۶۵
- شکل ۵-۴ نمودارهای مربوط به محاسبه خطای روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP ۶۶

صفحه

فهرست جداول

فصل دوم

- جدول ۱-۲ نمونه‌هایی از حسگرهای مطلق قابل استفاده در حلقه هدایت ۲۳
- جدول ۲-۲ اثر مشتقات پایداری بر روی مشخصه‌های [مدهای دینامیکی پروازی] ۳۸

فصل اول

کلیات تحقیق

امروزه توانایی تولید و به کارگیری انواع تسلیحات یکی از لوازم تبدیل شدن یک کشور به یک قدرت نظامی، سیاسی و اقتصادی منطقه ای و جهانی است. هواپیماها و سایر هواگردها، همواره از مهمترین و مؤثرترین سلاحها برای دفاع از قلمرو خودی و عملیات تهاجمی علیه دشمن محسوب می شوند. در این بین، از دست رفتن خلبانان به عنوان نیروی انسانی کارآمد و متخصص در جریان نبردهای هوایی و جبران ناپذیر بودن این تلفات، به خصوص در شرایط حساس رزم و اهمیت این مساله، محققان و پژوهشگران حوزه هوایی را بر آن داشت تا به طراحی و تولید هواپیماهای بدون سرنشین و با قابلیت کنترل از راه دور بپردازند. در این نوع هواپیماها، خلبان به عنوان کاربر یا اپراتور از ایستگاه کنترل زمینی اقدام به هدایت هواپیما می کند. امروزه شاهد پرواز پهپادهایی هستیم که از آخرین فناوریهای صنایع هوایی بهره می برند. پهپاد (UAV: Unmanned Aerial Vehicle) یا هواپیمای بدون سرنشین به اشیاء پرنده‌ی هدایت پذیر از راه دور (RPV: Remotely Piloted Vehicle) گفته می شود [۱]. هواپیماهای بدون سرنشین در ایران به پهپاد شهرت دارند که از حروف اول پرنده هدایت پذیر از راه دور گرفته شده است.

اجزای اصلی یک پهپاد عبارتند از: بدنه، موتور و محموله. بدنه یک پهپاد باید علاوه بر دارا بودن شرایط مناسب آیرودینامیکی، طوری طراحی شود که بتواند سامانه‌های ارتباطی، جنگ افزارها، اشخاص و محموله‌ها و کلیه لوازم مرتبط با مأموریت محوله‌اش را در خود جای دهد و نیز با شرایط جوی منطقه مأموریت سازگار باشد. پهپادها نیاز به نوع خاصی از موتورها دارند. منظور از محموله‌های پهپاد در واقع تجهیزات و متعلقات اضافی است که همراه پرنده برای انجام مأموریت خاصی فرستاده می شود که در پهپادهای شناسایی، دوربین فیلم برداری و عکس برداری، در پهپادهای هدف فلر و رفلکتور و در پهپادهای تهاجمی و انتحاری مهمات می باشد [۲].

پهپادها امروزه جایگاه مهمی در مجموعه قدرت نظامی کشورهای مختلف دنیا کسب کرده اند. این وسائل با تکیه بر توان اجرای عملیات در شب و روز در مناطق دور و نزدیک بر ضد اهداف ساکن و متحرک و در تمام شرایط آب و هوایی و امکان پروازهای هدایت شونده از دور و یا تمام خودکار، دستاوردهای نظامی بسیار مهمی را در منازعات نظامی سالهای اخیر بدست آورده اند. هواپیماهای بدون سرنشین به دلیل عدم نیاز به تأسیسات و پایگاههای بزرگ و ثابت، سادگی تعمیر و نگهداری، به کارگیری آسان، نداشتن ضایعات انسانی در صورت هدف قرار گرفتن (که با توجه به هزینه صدها هزار دلاری و زمان چندین ساله آموزش یک خلبان بسیار مهم است)، امکان استفاده از فناوری پیشرفته در ساخت و مزایای دیگر نظر مشتریان نظامی و غیرنظامی و در نتیجه شرکت های سازنده را به خود جلب کرده و امروزه میزان سرمایه گذاری کشورهای جهان در این زمینه بالغ بر چند میلیارد دلار است [۳].

این هواپیماهای بدون سرنشین با داشتن ایستگاه کنترل زمینی مجهز به انواع رایانه، توانایی برنامه ریزی نمودن مسیر پروازی در حافظه تجهیزات الکترونیکی هوایی را دارند که امکان اجرای مأموریت های تمام خودکار را بدون نیاز به برقراری ارتباط رادیویی با پرنده فراهم می کند. از این پهپادها می توان در عکسبرداری و فیلمبرداری از عمق مواضع دشمن، جنگ الکترونیکی، رله ارتباطی، دیده بانی، هدفیابی و گرا دادن، اجرای عملیات کنترل ترافیک، کنترل نوار مرزی به منظور مبارزه با قاچاق، مطالعات هواشناسی، عکسبرداری جهت نقشه های جغرافیایی، ارزیابی خسارت های بلایای طبیعی و مأموریت های متنوع دیگر استفاده کرد.

دو کاربرد مهم دیگر هواپیماهای بدون سرنشین استفاده به عنوان هدف پروازی برای تمرین و آموزش کارکنان شبکه پدافند هوایی توپخانه ای و موشکی و همچنین اجرای عملیات تهاجمی است. سرعت بالا و ابعاد کوچک این پرنده ها را به ابزار مناسبی جهت شبیه سازی یک هدف واقعی برای تقویت مهارت های

مجموعه پدافند هوایی کشور بدل کرده است که برای کاهش هزینه ها و افزایش آمادگی دفاعی بسیار مهم است. عملیات تهاجمی نیز امروزه جزو مأموریت‌های جدی پهپادها به شمار می رود [۴].

در این فصل به معرفی کلیات تحقیق می‌پردازیم. بدین منظور ابتدا مروری بر تعریف مسأله، اهداف، پرسش‌ها و فرضیه‌های تحقیق خواهیم داشت. همچنین در این فصل مشخص نموده‌ایم به دنبال پاسخ به چه پرسشی هستیم و در نهایت یک چارچوب و دید کلی از فصول مختلف این پایان‌نامه ذکر شده است.

۱-۲- تعریف مسأله

پرنده‌ی هدایت‌پذیر از دور با نماد اختصاری پهپاد یا وسیله‌ی هوایی بدون سرنشین نوعی وسیله هوایی هدایت‌پذیر از راه دور است. کنترل پهپاد بدون استفاده از انسان در درون آن صورت می‌گیرد. اگر چه انسان نیز می‌تواند به عنوان محموله در آن باشد. این وسیله پرنده از نیروهای ایروینامیکی برای پرواز در مسیر دلخواه استفاده می‌کند. پهپادها یا بوسیله کنترل از راه دور یا با برنامه‌های پیش پروازی ریخته شده از قبل یا با سامانه‌های خودکار دینامیک هدایت می‌شوند. پهپادها در حال حاضر در برنامه‌های نظامی که شامل جاسوسی، حملات انتحاری، حمله موشکی و بمباران می‌شود فعالیت می‌کنند. این هواپیماها همچنین در برنامه‌های غیرنظامی مانند خاموش کردن آتش‌سوزی‌ها یا جایی که پرواز برای خلبان خطر دارد یا کنترل پلیس در ناآرامی‌ها و صحنه‌های جرم یا شناسایی بیشتر حوادث غیرمترقبه طبیعی استفاده می‌شوند [۱، ۲].

بیشترین سرمایه‌گذاری در جهان در زمینه ساخت و تجهیز پهپادها را وزارت دفاع ایالات متحده آمریکا انجام داده است؛ به طوری که بین سال‌های ۱۹۹۰ تا ۱۹۹۵ حدود ۳ میلیارد دلار هزینه برای طراحی ساخت و تجهیز پهپادها هزینه کرده است. حادثه ۱۱ سپتامبر ۲۰۰۱ باعث شد تا دولت آمریکا بودجه بیشتری را به طراحی و ساخت و تجهیز پهپادها اختصاص دهد [۵]. لذا افزایش روز افزون استفاده از هواپیماهای بدون سرنشین و جایگاهی که این نوع هواپیماها در صنعت دفاعی کشورها پیدا کرده‌اند،

باعث شده است که سرمایه گذاری‌های کلانی در این زمینه انجام شود. یکی از مهمترین بخش‌ها در طراحی و ساخت این نوع هواپیماها، طراحی سیستم کنترل ارتفاع می باشد و اگر هواپیما از نوع بدون سرنشین باشد و فاکتورهایی مانند برد پروازی و مانور پذیری بالا حائز اهمیت باشند، در انتخاب سیستم کنترل و ابزار دقیق مناسب باید دقت بسیار نمود. لذا بایستی به دنبال روشی نوین بود تا وابستگی پهباد به ایستگاه زمینی را کاهش داده و حتی در بعضی ماموریت های خاص کاملاً حذف کرد. با توجه به اهمیت موضوع، قصد داریم در این پایان نامه به ارائه روشی مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP جهت کنترل ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین بپردازیم.

۱-۳- اهداف اساسی انجام تحقیق

۱-۳-۱- هدف اصلی

ارائه روشی مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP جهت کنترل ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین

۱-۳-۲- اهداف فرعی

- بررسی هواپیماهای بدون سرنشین و شناخت عوامل موثر در پرواز
- بررسی و شناخت حسگرهای موثر در سیستم کنترل و هدایت پرواز
- شناسایی پارامترهای موثر بر ارتفاع هواپیماهای بدون سرنشین
- بررسی روش‌های موجود جهت کنترل ارتفاع هواپیماهای بدون سرنشین
- کنترل ارتفاع هواپیماهای بدون سرنشین
- ارائه روش کنترل ارتفاع هواپیماهای بدون سرنشین با رویکرد شبکه عصبی مصنوعی MLP
- مقایسه نتایج و معرفی روش بهتر

۴-۱- پرسش‌های تحقیق

۱-۴-۱ پرسش اصلی

- چگونه می‌توان با استفاده از شبکه‌های عصبی مصنوعی MLP به شبیه‌سازی سیستم کنترل خودکار ارتفاع هواپیماهای بدون سرنشین پرداخت؟

۲-۴-۱ پرسش‌های فرعی

- هواپیماهای بدون سرنشین چیست و چه عواملی در هدایت و کنترل پرواز موثر می‌باشد؟
- با استفاده از کدام حسگرها می‌توان به داده‌های موثر بر ارتفاع هواپیماهای بدون سرنشین دست یافت؟
- چه پارامترهایی بر کنترل ارتفاع پهپادها تاثیرگذارند؟
- تاکنون چه روش‌هایی جهت کنترل ارتفاع هواپیماهای بون سرنشین ارائه شده است؟
- آیا می‌توان روشی بر اساس شبکه عصبی مصنوعی MLP برای کنترل ارتفاع هواپیماهای بدون سرنشین ارائه داد؟
- آیا می‌توان مقایسه‌ای بین نتایج حاصل از روش فوق و سایر روش‌ها ارائه کرد؟

۵-۱- فرضیات

فرضیات تحقیق بدین قرارند:

- شاخص‌های موثر بر کنترل و هدایت ارتفاع هواپیماهای بدون سرنشین قابل طبقه بندی و پایش هستند.
- روشی با استفاده از شبکه عصبی مصنوعی MLP برای کنترل ارتفاع هواپیماهای بدون سرنشین قابل پیاده‌سازی است.

۱-۶- ساختار پایان نامه

ساختار این پایان نامه در پنج فصل به شرح زیر می باشد:

- فصل اول: مقدمه و کلیات تحقیق
در این فصل مقدمه‌ای از حوزه‌ی تحقیق ارائه شده است؛ هدف از تحقیق، فرضیات آن و ... بیان گردیده و مشخص نموده‌ایم به دنبال پاسخ به چه پرسشی هستیم و در نهایت یک چارچوب و دید کلی از فصول مختلف این پایان نامه ذکر شده است.
- فصل دوم: ادبیات و پیشینه تحقیق
در فصل دوم مروری بر مفاهیم هواپیماهای بدون سرنشین و شناخت عوامل موثر بر کنترل و هدایت پهپادها خواهیم داشت، سپس با نگاهی به حسگرهای موجود جهت استخراج داده‌های مهم پرواز و بررسی تحقیقات اخیر در زمینه کنترل و هدایت هواپیماهای بدون سرنشین، به معرفی پارامترهای موثر بر موضوع می‌پردازیم. همچنین در این فصل نگاهی اجمالی بر مفاهیم اولیه منطق فازی و شبکه عصبی مصنوعی MLP خواهیم داشت.
- فصل سوم: روش تحقیق
در فصل سوم به پیاده‌سازی و اعمال روش‌های معرفی شده در فصل دوم می‌پردازیم.
- فصل چهارم: محاسبات و یافته‌های تحقیق
در این فصل هر یک از روش‌ها را اجرا می‌کنیم و نتایج حاصل را بر روی نمودارهای مختلف نمایش می‌دهیم.
- فصل پنجم: نتیجه‌گیری و پیشنهادات
در این فصل نتایج به دست آمده از روش پیشنهادی و کارهای پیشین را با هم مقایسه می‌کنیم و به نقاط قوت و ضعف هر یک از روش‌ها می‌پردازیم.

فصل دوم

ادبیات تحقیق

۲-۱- مقدمه

در این فصل هدف معرفی ادبیات تحقیق است. ادبیات تحقیق که همان مفاهیم کلیدی هستند نقش مهمی در درک و فهم یک حوزه تحقیق دارند. بدین منظور ابتدا مروری بر مفاهیم هواپیماهای بدون سرنشین و شناخت عوامل موثر بر کنترل و هدایت پهپادها خواهیم داشت، سپس با نگاهی به حسگرهای موجود جهت استخراج داده های مهم پرواز و بررسی تحقیقات اخیر به معرفی پارامترهای موثر بر موضوع می پردازیم. همچنین در این فصل نگاهی اجمالی بر مفاهیم منطق فازی و شبکه عصبی مصنوعی خواهیم داشت.

۲-۲- تاریخچه پهپادها

در سال ۱۹۱۷، چارلز کترینگ، از شرکت جنرال موتورز، هواپیمای بدون سرنشین دوباله‌ای برای ارتش آمریکا طراحی کرد که قادر به حمل مهمات و اصابت به هدف بود. اولین پرواز موفق پرنده‌های بدون سرنشین در ششم مارس سال ۱۹۱۸ در نیویورک به وسیله هواپیمایی به نام اژدر کورتیس صورت گرفت. این هواپیمای ۹۵۰ پوندی، پس از پرتاب به وسیله منجنیق توانست مسافتی ۱۰۰۰ یاردی را طی کند. در سال ۱۹۳۳، انگلیسیها از هواپیماهای دوباله Fairey Queen که از راه دور کنترل می‌شد استفاده کردند [۶، ۷]. در بحبوحه جنگ جهانی دوم، آلمانها از بمبهای پرنده V-1 علیه متفقین استفاده کردند که پدر بزرگ موشکهای کروز کنونی محسوب می‌شود. بمب پرنده V-1 از جمله مهمترین کارهای عملی در سایر کشورها در آن زمان پروژه آفرودیت در آمریکا بود که برای هدایت از دور بمب افکن های بی-۱۷ اجرا شد که طی سالهای ۱۹۴۴ و ۱۹۴۵ به چندین هدف با این هواپیما که چندین تن بمب حمل می‌کرد، حمله شد. بعد از جنگ جهانی دوم برخی از کشورهای پیروز از جمله دو ابر قدرت وقت یعنی اتحاد جماهیر شوروی و ایالات متحده آمریکا به فکر ساخت و به کار گیری هواپیماها و به طور کلی اجسام پرنده بدون سرنشین افتادند. در آن زمان تلاشهایی انجام شد اما به دلیل نبود فناوری و امکانات کافی این

تلاشها به نتیجه قابل توجهی نرسید و حداکثر نتیجه‌ای که در آن زمان به دست آمد ساخت بمبهای پرنده بود. بعد از این قضایا کم کم کشورها از کنار طراحی و ساخت گسترده هواپیماهای بدون سرنشین گذشتند و توجه خود را بیشتر به ساخت انواع موشک و هواپیماهای سرنشین دار معطوف کردند. با این که ساخت پهپادها دیگر جز برنامه‌های اصلی قدرتهای بزرگ نبود، اما این کشورها همیشه هر چند به طور غیر جدی برنامه‌هایی را برای ساخت پهپادها داشته‌اند. در این میان، اتحاد جماهیر شوروی علاقه بیشتری به ساخت انواع مختلف پهپاد داشت و تقریباً در صنعت ساخت و به کار گیری پهپادها یک سر و گردن از دیگر کشورها بالاتر بود. به عنوان شاهد این مدعا می توان به پهپاد یسترب ساخت شوروی اشاره کرد. زمانی که آمریکا (قویترین کشور کنونی در ساخت و به کار گیری پهپاد) تازه صنعت ساخت پهپاد را به طور جدی شروع کرده و در حال انتقال تکنولوژی ساخت پهپادهای کوچک از اسرائیل بود، شوروی در دهه ۶۰ میلادی، پهپاد غول پیکر و فراصوت یسترب (به معنی باز) را با ارتفاع پروازی بسیار بالا ساخته بود که هنوز هم با گذشت سالها رکورد دار سرعت در بین پهپادهای عملیاتی جهان است [۸].



شکل ۱-۲ پهپاد فراصوت Tu-123 Yastreb (ساخت شرکت توپولوف)

برنامه‌های گسترده شوروی در زمینه ساخت انواع پهپاد بعد از فروپاشی این کشور تقریباً متوقف شد و این کشور جایگاه خود را از دست داد، اما هم اکنون کمپانیهای مطرح سوخوی و میگ طرحهایی را برای ساخت انواع پهپادهای شناسایی و تهاجمی دارند که در صورت به ثمر رسیدن این طرحها روسیه به عنوان

میراث دار شوروی، بازگشتی قدرتمندانه در عرصه طراحی و ساخت پهپاد در جهان خواهد داشت. پس از شوروی، اسرائیل از پیشگامان عرصه ساخت و کاربرد پهپادها محسوب می شود. فناوری به کار رفته در ساخت پهپادهای اسرائیلی آنقدر بالا بود که کشوری مانند آمریکا برای پیشبرد برنامه های خود در این زمینه از آن کمک گرفت. هم اکنون نیز اسرائیل بزرگترین صادر کننده پهپاد در جهان است. تاکنون بیشترین سرمایه گذاری در جهان در زمینه ساخت و تجهیز پهپادها را وزارت دفاع آمریکا انجام داده است، به طوری که در فاصله سالهای ۱۹۹۰ تا ۱۹۹۵ حدود سه میلیارد دلار برای طراحی، ساخت و تجهیز پهپادها هزینه کرده است [۹]. حادثه ۱۱ سپتامبر ۲۰۰۱ باعث شد تا دولت آمریکا بودجه بیشتری را به طراحی و ساخت و تجهیز پهپادها اختصاص دهد. سابقه به کار گیری مختصر پهپادها در جنگها به جنگ ویتنام و سابقه به کار گیری حرفه ای و گسترده پهپادها در جنگها به جنگ خلیج فارس بر می گردد.

پهپاد Pioneer نیروی دریایی ایالات متحده که دارای تکنولوژی اسرائیلی بود، نقش تعیین کننده ای در هدفیابی رزم ناوها در جنگ خلیج فارس داشت. تأثیر آنها چنان بود که سربازان عراقی بعد از شنیدن صدای موتور دوزمانه کوچک این هواپیما، انتظار یک بمباران ویرانگر را داشتند. شاید این مسئله را بتوان یکی از موارد تسلیم شدن انسان در برابر ربات دانست. بعدها آمریکا در یمن، افغانستان و پاکستان و به ویژه در عملیات کشتن بن لادن از پهپادها استفاده فراوان برد. تنها یک دهه بعد، ایالات متحده نسلی از پهپادها را تولید کرد که نسبت آنها به پهپادهای جنگ خلیج فارس همانند نسبت F/A-22 به هواپیمای برادران رایت بود. با وجود آنکه پهپادهای آمریکایی Predator، Global Hawk، Shadow و دیگر پهپادهای پیشرفته، حد اعلاى فناوری پهپاد را نشان می دهند، اما این پرنده ها در جهان تنها نیستند. حداقل چهل کشور دیگر در حال حاضر در زمینه پهپادها تحقیقات انجام می دهند و قصد دارند نیروهای خود را به آن مجهز کنند.

۲-۳- انواع پهپاد

۲-۳-۱- هواپیماهای بدون سرنشین جاسوسی - عکسبرداری

همانگونه که اشاره شد این هواپیماها از قدیمی‌ترین نوع UAV ها محسوب می‌شوند که طرح ساخت آنها از سال ۱۹۶۲ آغاز شد. UAV های ویژه شناسایی و عکسبرداری همانگونه که از نامشان پیداست، به قلمروی هوایی دشمن نفوذ می‌کنند و از مواضع مورد نظر عکسبرداری می‌کنند. فیلم‌هایی که از این هواپیماها به دست می‌آید در لحظه به مراکز فرماندهی زمینی، ماهواره‌ها و یا هواپیماهای مادر مخابره می‌شوند و در بیشتر اوقات هیچ اطلاعاتی در خود هواپیما نگهداری نمی‌شود تا در صورت انهدام توسط دشمن، اطلاعاتی از نحوه عملیات و هدف عملیات در دست نباشد. در بیشتر نمونه‌های هواپیماهای بدون سرنشین دوربین‌هایی تعبیه شده تا خلبانان و افرادی که مسئولیت هدایت این پرنده را دارند به نحو احسن راه را تشخیص دهند. UAV های کنونی به قدری پیشرفته شده‌اند که در هر شرایط آب و هوایی، روز یا شب به انجام عملیات می‌پردازند و همچنین با بهره‌گیری از فناوری رادارگریزی (Stealth) در انواع مختلف کاهش سطح مقطع راداری، مواد جاذب امواج رادار و ... برای رادارهای دشمن یک کابوس هستند [۹، ۱۰].

۲-۳-۲- هواپیماهای بدون سرنشین تحقیق و اکتشاف

باور کردن استفاده‌های غیرنظامی از این پرنده‌گان سخت است، ولی برای اولین بار ناسا چنین طرحی را عملی کرد. مرکز تحقیقات درآیدن (یکی از مراکز ناسا که مطالعات مربوط به هواپیمایی و هوانوردی در آنجا انجام می‌شود) در سال ۱۹۷۵ پس از پایان طرح‌های مقدماتی شروع به ساختن UAV ای به نام مینی اسنیفر کرد. این هواپیما باید تا ارتفاع ۱۰۰ هزار پایی اوج‌گیری می‌کرد و در آنجا وظائف گوناگونی چون نظارت و مراقبت (غیر نظامی)، نمونه برداری از مواد آلاینده جوی، سنجش مقدار مواد شیمیایی طبیعی و مصنوعی موجود در لایه‌های فوقانی اتمسفر و تحقیقات گوناگون هواشناسی را انجام می‌داد و چنانچه این امر محقق می‌شد دیگر نیازی به هواپیماهای پردردسر فوق العاده گرانی مانند یو-۲ و یا اس آر-۷۱ نبود.

مینی اسنیفر اولین هواپیمای بدون سرنشینی بود که موتور راکتی داشت و از سوخت هایدرازین (N_2H_4) استفاده می‌کرد. اصولاً این سوخت در راکت‌های فضایی، موتورهای قراردهنده ماهواره در مدار و یا زیردریایی‌های شناوری که در اعماق بسیار زیاد برای مقاصد تحقیقاتی استفاده می‌شود، به کار می‌رود. مشکل اصلی مهندسان طراح، وزن بالای تجهیزات بود که روی مینی اسنیفر تعبیه می‌شدند. در هر حال این هواپیمای بدون سرنشین نظامی ساخته شد [۱۱].

۲-۳-۳- هواپیماهای بدون سرنشین مزاحم‌شونده و منهدم‌کننده رادار

یکی از آرزوهای دیرین برنامه ریزان امور دفاعی کشورها، این بوده است که سامانه‌ای را طراحی کنند تا در عین حال که بیشترین ضایعه را برای تأسیسات راداری، به ویژه رادارهای پدافند هوایی دشمن فراهم می‌کنند، عوامل و امکانات دشمن قادر به شناسایی آن نبوده و به هیچ وجه نتوانند آن را از بین ببرند. این UAVها با وجود ظاهر ساده و وزن پایینشان در جنگ‌ها نقش بسیار مهمی را ایفا می‌کنند و راه فراری برای دشمن باقی نمی‌گذارند. ابتدایی‌ترین تحقیقات در این زمینه در سال ۱۹۷۵ شروع شد. به این هواپیماهای بدون سرنشین مزاحم‌شونده (Harassment) می‌گفتند. نحوه عمل این هواپیماها در گذشته به این صورت بود که همزمان با نزدیکی آن به محق راداری دشمن، راکت‌ها و موشک‌های منهدم‌کننده نیز پرتاب می‌شدند. در حالی که روی صفحه رادار دشمن جز یک سری نقطه که مرتباً تغییر مسیر می‌دهند و یک سری صدای «وزوز» چیز دیگری دیده یا شنیده نمی‌شود. آنگاه وقتی UAV به ارتفاع حدود ۵۰۰ پای رادار رسید دشمن خطر را حس می‌کند. ولی این ارتفاع برای عکس‌العمل بسیار کم است و در کمترین زمان UAV خود را به رادار رسانده و آن را منهدم می‌کند. البته هواپیماهای مزاحم‌شونده قدیمی تنها زمانی که رادار روشن بود می‌توانستند امواج را ردیابی و هدف‌گیری کنند در حالی که UAVهای مدرن با استفاده از سامانه‌های موقعیت‌یاب دیگر روشن یا خاموش بودن رادار برایشان مهم نیست [۱، ۵].

۲-۳-۴- هواپیماهای بدون سرنشین ضربتی

اینکه روزی بشود به منطقه تحت نفوذ دشمن راه یافت و بدون کوچکترین تلفات جانی اهداف را منهدم ساخت مسلماً برای هر ارتشی لذت بخش است. به همین خاطر نمونه‌های گوناگونی از UAV ها ساخته شد که نتها در آنها تسلیحات انفجاری و سیستم‌های هدایت‌کننده بود. این هواپیماها تقریباً مانند موشک‌های هدایت‌شونده از هواپیمای مادر جدا می‌شدند و یا از سکوهای پرتاب، پرواز می‌کردند و مانند یک راکت یا موشک خود را به اهداف می‌زدند [۱، ۵]. نمونه چنین UAV هایی در دهه ۷۰ ساخته شدند؛ مانند موشک‌های ماوریک، هوبوس و یا شرایک.

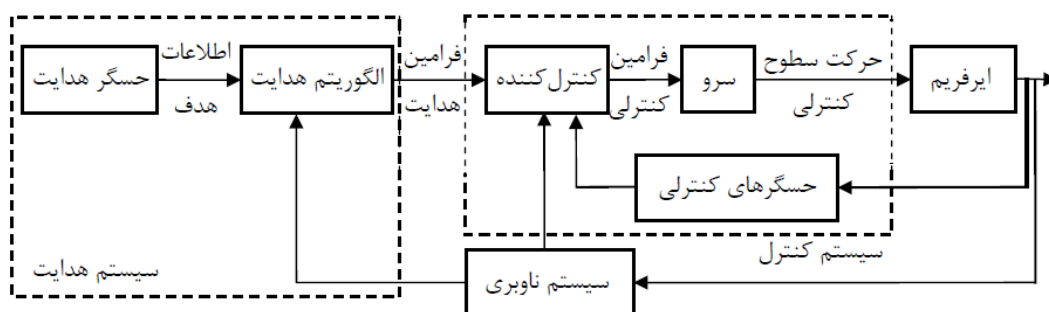
۲-۴- تعریف هدایت، ناوبری و کنترل

برای رساندن یک وسیله به یک نقطه مشخص و یا یک نقطه و سرعت مشخص، باید مسیر حرکت آن کنترل شود. هدایت یک وسیله به معنای تولید فرامین لازم جهت کنترل مسیر آن است. این وسیله می‌تواند یک ربات، کشتی، زیردریایی، هواپیما، رهگیر و یا یک فضاپیما باشد [۱۲].

وظیفه سیستم هدایت، تعیین یا اندازه‌گیری موقعیت و گاهی سرعت نهایی، که وسیله باید به آن برسد و تصمیم‌گیری در مورد اقداماتی است که باید به این منظور انجام شود [۱۳]. در یک موشک زمین به زمین موقعیت نهایی، که وسیله باید به آن برسد، قبل از پرواز در پردازنده هدایت ثبت می‌شود. به همین ترتیب در یک حامل ماهواره، موقعیت و سرعت نهایی حامل در لحظه تزریق ماهواره در مدار باید قبل از پرواز در الگوریتم هدایت ثبت شود. در یک موشک زمین به هوا موقعیت (و گاهی سرعت) نسبی هدف توسط حسگر موجود در موشک اندازه‌گیری می‌شود. پس از تعیین یا اندازه‌گیری موقعیت و سرعت نهایی، که وسیله باید به آن برسد، لازم است راهکار یا فرامین هدایتی مناسب برای دستیابی به آن موقعیت و سرعت مشخص شود. به طور مثال، باید شتاب جانبی مورد نیاز در هر لحظه، وضعیت لحظ‌های مورد نیاز، ارتفاع مطلوب در هر لحظه و ... مشخص شود. این کار توسط الگوریتم (یا قانون) هدایت انجام می‌شود.

سیستم ناوبری سرعت و موقعیت لحظه ای وسیله را نسبت به یک دستگاه مرجع محاسبه می کند و در اختیار سیستم هدایت قرار می دهد. به عنوان نمونه، در یک سیستم ناوبری رادیویی، با ارسال همزمان یک سیگنال توسط تعدادی فرستنده، که موقعیت آن ها مشخص است، دریافت این سیگنال ها در زمان های مختلف توسط یک گیرنده که در نقطه ای نامعلوم قرار گرفته، می توان موقعیت گیرنده را محاسبه کرد [۱۳، ۱۴].

وظیفه سیستم کنترل، پایدارسازی وسیله و اجرای فرامین تولید شده توسط سیستم هدایت است. سیستم کنترل مجموعه ای شامل حسگرهای کنترلی، کنترل کننده (یا منطق کنترلی) و سرومکانیزم است. کنترل کننده باید پایداری وسیله در مقابل تغییر شرایط محیطی (ارتفاع، فشار، دما و...)، تغییر مشخصه های پرنده (جرم، ممان اینرسی و...) و اغتشاشات وارد بر آن (باد، اثرات الاستیسیته و...) و همچنین اجرای سریع فرامین هدایت را تضمین کند. خروجی کنترل کننده فرامین زاویه مطلوب سطوح کنترلی (آیرودینامیکی و...) است که باید توسط سرومکانیزم اجرا شود. به بیان ساده تر، کنترل کننده فرامین هدایت را به فرامین کنترلی که توسط سرومکانیزم قابل اجرا باشد، تبدیل و مکانیزم آن را اجرا می کند [۱۴]. اجزای سیستم های هدایت، ناوبری و کنترل و ارتباطات بین آن ها در شکل زیر نشان داده شده است.



شکل ۲-۲ اجزای سیستم هدایت، ناوبری و کنترل و ارتباطات بین آن ها

۲-۵- سیستم هدایت و اجزای آن

به مجموعه سخت افزارها و نرم افزارهایی که مستقیماً از آن ها برای تولید فرامین هدایت استفاده می شود، سیستم هدایت گفته می شود [۱۳]. سیستم هدایت شامل تمام یا بخشی از اجزای زیر است:

- حسگر هدایت
- پردازنده هدایت
- الگوریتم یا قانون هدایت
- تجهیزات مخابراتی

در ادامه هر یک از این اجزا معرفی خواهند شد.

۲-۵-۱- حسگر هدایت

برای تولید فرامین هدایت به اطلاعات موقعیت (و گاهی سرعت) نسبی یا مطلق وسیله هدایت شونده و هدف نیاز است. حسگر هدایت وظیفه فراهم کردن این اطلاعات را به عهده دارد. حسگرهای هدایت به دو دسته داخلی و خارجی تقسیم بندی می شوند. حسگرهای داخلی، درون پرنده قرار دارند و حسگرهای خارجی در خارج از پرنده (مثلاً در سایت زمینی هدایت موشک) قرار می گیرند [۱۵]. از حسگرهای داخلی می توان به جستجوگر^۱ (شکل ۲-۳) اشاره کرد و از حسگرهای خارجی به رادار ردگیر^۲ مستقر در یک سایت موشکی (شکل ۲-۴) اشاره کرد.



شکل ۲-۳ نمونه ای از حسگرهای داخلی

¹ Seeker

² Tracking Radar



شکل ۲-۴ نمونه ای از حسگرهای خارجی

۲-۵-۲- پردازنده هدایت

محاسبات مورد نیاز برای تولید فرامین هدایت توسط پردازنده هدایت انجام می شود. بسته به اینکه فرامین هدایت در داخل یا خارج از وسیله پرنده محاسبه شوند، پردازنده های هدایت را نیز می توان به دو دسته داخلی و خارجی تقسیم کرد. از پردازنده های داخلی می توان به رایانه پروازی^۳ (OBC) و از پردازنده های خارجی می توان به رایانه هدایت^۴ (GC) مستقر در یک سایت موشکی اشاره کرد.

۲-۵-۳- الگوریتم یا قانون هدایت

الگوریتم یا قانون هدایت وظیفه تولید فرامین هدایت بر اساس خروجی های لحظه ای موجود از حسگرهای هدایت را به عهده دارد. هر قانون هدایت معمولاً مبتنی بر یک قاعده هندسی است و قوانین هدایتی مختلف از مسیرهای پروازی مختلفی نیز استفاده می کنند. بر این اساس یک سری مسیر های پروازی پایه ای وجود دارد که در بخش بعدی معرفی می شوند. قوانین هدایت به صورت یک الگوریتم در پردازنده هدایت پیاده

³ Onboard Computer

⁴ Guidance Computer

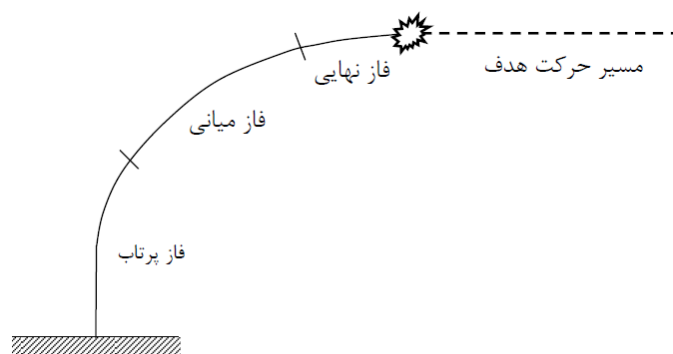
سازی می شوند. قوانین هدایت را از دیدگاه کاربرد سیستمی آن در موشک های تاکتیکی و استراتژیک، می توان به دو دسته قوانین هدایت تاکتیکی و استراتژیک تقسیم بندی کرد. همچنین الگوریتم های هدایت نیز مانند الگوریتم های کنترل به دو دسته حلقه باز و حلقه بسته تقسیم می شوند. در هدایت حلقه باز، فرامین هدایت به صورت تابعی از زمان در نظر گرفته می شوند. در هدایت حلقه بسته فرامین هدایت بر اساس مقایسه موقعیت (و گاهی سرعت) نسبی وسیله پرنده و هدف تولید می شوند. این مقایسه تا انجام کامل ماموریت ادامه دارد [۱۶].

۲-۵-۴- تجهیزات مخابراتی

گاهی اوقات لازم است فرامین هدایت یا اطلاعاتی در مورد هدف برای وسیله پرنده هدایت شونده ارسال شود. وظیفه ارسال و دریافت فرامین هدایت و یا اطلاعات مورد نیاز برای تولید این فرامین، به عهده تجهیزات مخابراتی است. از جمله تجهیزات مخابراتی می توان به فرستنده ها و گیرنده ها اشاره کرد. فرستنده ها وظیفه ارسال فرامین هدایت و گیرنده ها وظیفه دریافت این فرامین را به عهده دارند [۱۳].

۲-۶- مراحل هدایت

هدایت یک وسیله پرنده، شامل سه فاز آغازین (پرتاب)، میانی و پایانی است. در شکل ۲-۵ این فازها برای یک موشک زمین به هوا نشان داده شده اند.



شکل ۲-۵ مراحل هدایت یک موشک زمین به هوا

۲-۶-۱- فاز پرتاب

از جمله اهداف فاز پرتاب افزایش سرعت وسیله پرنده است؛ به گونه ای که در کمترین زمان ممکن از نظر آیرودینامیکی پایدار و کنترل پذیر شده و از پرتابگر دور شود. در این فاز معمولاً یا موشک هدایت نمی شود و یا الگوریتم هدایت آن به صورت حلقه باز است. به طور مثال موشک های زمین به هوا از نوع مایل پرتاب معمولاً در فاز پرتاب (چند ثانیه اول پس از پرتاب) هدایت نمی شوند. همچنین در موشک های بالستیک و ماهواره بر، فرامین هدایتی مربوط به فاز پرتاب، قبل از پرواز به صورت تابعی از زمان محاسبه و در پردازنده هدایت ذخیره می شود [۱۷].

۲-۶-۲- فاز میانی

فاز میانی معمولاً طولانی ترین مرحله از پرواز است. هدف فاز میانی رساندن وسیله به نزدیکی هدف، حرکت روی یک مسیر بهینه به منظور کاهش اتلاف انرژی وسیله و گاهی مخفی نگه داشتن آن از دید دشمن است. هواپیماهای نظامی و وسایل بدون سرنشین، جهت مصون ماندن از سیستم های دفاعی دشمن باید در ارتفاع کم پرواز کنند. همچنین، این وسایل باید در کوتاه ترین زمان ممکن و با کمترین اتلاف انرژی به مقصد برسند [۱۵].

نمونه هایی از مصادیق فاز میانی در وسایل پرنده مختلف عبارتند از:

- دنبال کردن یا اجتناب از عوارض جغرافیایی توسط یک موشک کروز یا یک هواپیمای نظامی
- طی یک مسیر بهینه توسط موشک های زمین به هوا پس از فاز پرتاب و قبل از فاز نهایی
- اوج گیری، کروز، نزول و گشت زنی یک هواپیمای تجاری
- انتقال از یک مدار به مدار دیگر در یک فضاپیما قبل از قرارگیری دقیق در مدار جدید

۲-۶-۳- فاز نهایی

آخرین فاز پروازی هر وسیله پرنده فاز نهایی است. مهم ترین اولویت فاز نهایی انجام کار با دقت قابل قبول است [۱۵]. به طور مثال یک موشک کروز، در انتهای مسیر خود هدف را جستجو کرده، آن را پیدا می کند و به سمت آن شیرجه می زند. شکل ۲-۶ و شکل ۲-۷ به ترتیب هدایت موشک کروز و هدایت یک موشک زمین به هوا را در فاز نهایی نشان می دهند.

نمونه هایی از مصادیق فاز نهایی در وسایل پرنده مختلف عبارتند از:

- فرود یک هواپیما یا وسیله بدون سرنشین
- برخورد یک موشک به هدف
- پهلوگیری یک فضاپیما با یک ماهواره



شکل ۲-۶ هدایت موشک کروز در فاز نهایی



شکل ۲-۷ هدایت یک موشک زمین به هوا در فاز نهایی

۲-۷- مسیره‌های هدایت

هر قانون هدایت براساس یک قاعده هندسی^۵ یا مسیر هدایت بنا شده است. مهمترین مسیره ای هدایت عبارتند از:

- مسیر مستقیم یا مسیر برخورد
- مسیر بالستیک
- مسیر بهینه
- مسیر کروز
- مسیر پرواز مبتنی بر عوارض زمین

۲-۸- حسگرهای هدایت

همانطور که در بخش قبل توضیح داده شد، حسگرهای هدایت وظیفه فراهم کردن اطلاعات موقعیت و سرعت و گاهی اطلاعات زاویه ای وسیله هدایت شونده و هدف را برعهده دارند. این اطلاعات ممکن است به صورت نسبی یا مطلق (نسبت به یک مرجع اینرسی) اندازه گیری شوند. در ادامه حسگرهای مطلق و نسبی معرفی می شوند.

۲-۸-۱- حسگرهای مطلق

حسگرهایی که اطلاعات مربوط به موقعیت و یا وضعیت وسیله نسبت به دستگاه مختصات اینرسی^۶ را اندازه گیری می کنند، حسگرهای مطلق نامیده می شوند. نمونه هایی از حسگرهای مطلق که در حلقه هدایت از آن ها استفاده می شود، در جدول زیر معرفی شده اند. همانطور که در این جدول مشاهده می شود، سیستم های ناوبری، از این جهت که اطلاعات مورد نیاز در حلقه هدایت را فراهم می کنند، می توانند جزو حسگرهای هدایت محسوب شوند [۱۸-۲۰].

⁵ Geometric Rule

⁶ Inertial Reference System

جدول ۲-۱: نمونه هایی از حسگرهای مطلق قابل استفاده در حلقه هدایت

نام حسگر	کمیت های قابل اندازه گیری
سیستم ناوبری اینرسی ^۷ (INS)	موقعیت، سرعت، سرعت های زاویه ای و زوایای اوپلر
سامانه تعیین موقعیت جهانی ^۸ (GPS)	موقعیت و سرعت
سیستم تعیین وضعیت و سمت ^۹ (AHRS)	سرعت های زاویه ای و زوایای اوپلر
قطب نما ^{۱۰}	زاویه سمت نسبت به شمال مغناطیسی
ژیروسکوپ سمتی ^{۱۱}	زاویه سمت نسبت به شمال جغرافیایی

۲-۸-۲- حسگرهای نسبی

حسگری که اطلاعات مربوط به موقعیت و یا وضعیت یک جسم را نسبت به یک دستگاه مختصات غیراینرسی اندازه گیری می کند، یک حسگر نسبی نامیده می شود. دسته ای از حسگرهای نسبی برای ردگیری یک جسم استفاده می شوند و به آن ها ردگیر گفته می شود. دسته دیگر میزان جابجا بودن یک جسم را نسبت به موقعیت مطلوب آن اندازه می گیرند و به آنها حسگر جابجایی^{۱۲} گفته می شود [۱۸-۲۰]. ردگیرها را نیز به دو دسته می توان تفکیک کرد. دسته اول برای ردگیری هدف توسط وسیله هدایت شونده استفاده می شوند و به آن ها جستجوگر گفته می شود (شکل ۲-۸). دسته دیگر برای ردگیری وسیله هدایت شونده و یا هدف توسط یک مرجع سوم استفاده می شوند و به آنها ردگیر خارجی^{۱۳} گفته می شود (شکل ۲-۹).



شکل ۲-۸ نمونه ای از یک جستجوگر

⁷ Inertial Navigation System

⁸ Global Positioning System

⁹ Attitude and Heading Reference System

¹⁰ Compass

¹¹ Directional Gyro

¹² Off-set Sensors

¹³ External Tracker



شکل ۹-۲ نمونه ای از یک ردگیر خارجی

۹-۲- آشکارسازی هدف

آشکارسازی یک جسم توسط یک ردگیر (جستجوگر یا ردگیر خارجی) به کمک انرژی منتشرشده از جسم انجام می شود. بسته به نوع انرژی منتشرشده توسط یک جسم، برای آشکارسازی آن از فناوری های مختلفی می توان استفاده کرد [۲۱]. معروف ترین این فناوری ها عبارتند از:

- (Radar) رادار^{۱۴}
- (Laser) لیزر
- (TV) تصویر مرئی
- (IR) مادون قرمز^{۱۵}

۱۰-۲- حسگر جابجایی

حسگر جابجایی حسگری است که روی وسیله هدایت شونده نصب می شود و میزان جابجا بودن آن را نسبت به مرکز یک پرتو راداری یا لیزری اندازه گیری می کند. خروجی این حسگرها فاصله جسم از مرکز پرتو، در صفحه افق و صفحه قائم، یا متناسب با آن است. به طور مثال از چنین حسگرهایی در فرود خودکار هواپیماها استفاده می شود [۲۲].

¹⁴ Radio Detection and Ranging

¹⁵ Infra Red

۲-۱۱- سنسورها

حسگر یا سنسور المان حس کننده ای است که کمیت‌های فیزیکی مانند فشار، حرارت، رطوبت، دما و ... را به کمیت‌های الکتریکی پیوسته (آنالوگ) یا غیرپیوسته (دیجیتال) تبدیل می کند. در واقع آن یک وسیله الکتریکی است که تغییرات فیزیکی یا شیمیایی را اندازه گیری می کند و آن را به سیگنال الکتریکی تبدیل می نماید [۲۲].

سنسورها در انواع دستگاه‌های اندازه گیری، سیستم‌های کنترل آنالوگ و دیجیتال مانند PLC^{۱۶} مورد استفاده قرار می گیرند. عملکرد سنسورها و قابلیت اتصال آنها به دستگاه‌های مختلف از جمله PLC باعث شده است که سنسور بخشی از اجزای جدا نشدنی دستگاه کنترل اتوماتیک و رباتیک باشد. سنسورها اطلاعات مختلف از وضعیت اجزای متحرک سیستم را به واحد کنترل ارسال نموده و باعث تغییر وضعیت عملکرد دستگاهها می شوند

۲-۱۲- سنسورهای مورد استفاده برای پهپاد را می توان بدین شکل طبقه بندی کرد:

۲-۱۲-۱- سنسور موقعیت یاب جغرافیایی یا GPS

GPS یعنی سیستم موقعیت یاب جهانی (Global Positioning System) که در فارسی سیستم موقعیت یاب جغرافیایی یا محل یاب هم گفته می شود. یک سیستم مسیریابی ماهواره ای است که از ۲۴ ماهواره تشکیل شده است. این ماهواره ها به سفارش وزارت دفاع ایالات متحده ساخته و در مدار زمین قرار داده شده اند. این سیستم در ابتدا برای مصارف نظامی و جهت یابی نظامیان طراحی و ایجاد شده بود ولی از سال ۱۹۸۰ جهت استفاده عمومی در اختیار همه قرار گرفت. در حال حاضر این سیستم از یک شبکه ۲۴ ماهواره ای در مدار زمین تشکیل شده است؛ که توسط وزارت دفاع دولت آمریکا پشتیبانی می شود و در

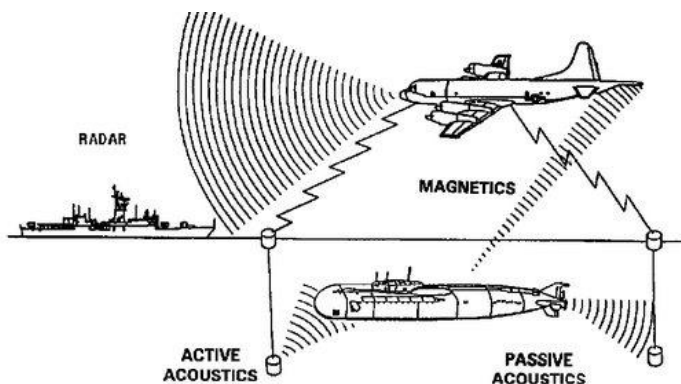
¹⁶ programmable logic controller

تمام شرایط، به صورت ۲۴ ساعت در شبانه روز و در تمام دنیا قابل استفاده است و بابت خدمات آن نیز هیچ بهائی اخذ نمی شود. هر ماهواره برای ۱۰ سال مأموریت ساخته می شود و پس از طی این زمان با ماهواره ایی دیگر جایگزین می گردد. البته راکت های کوچکی نیز، ماهواره ها را در مسیر صحیح، هدایت می کنند [۲۳، ۲۴].

۲-۱۲-۱-۱- سیستم GPS چگونه کار می کند؟

ماهواره های GPS هر روز دو بار در یک مدار دقیق، دور زمین می گردند و سیگنال های حاوی اطلاعات را به زمین می فرستند. گیرنده GPS براساس مقایسه زمان ارسال و دریافت سیگنال توسط یک ماهواره، کار می کند. اختلاف زمان مشخص می کند که گیرنده GPS چقدر از ماهواره فاصله دارد. حال با اندازه گیری مسافت از چند ماهواره، گیرنده GPS می تواند موقعیت خود را مشخص نموده حتی روی نقشه الکترونیکی نمایش دهد. یک گیرنده^{۱۷} GPS بایستی حداقل سیگنالهای ۳ ماهواره را برای تعیین دقیق طول و عرض جغرافیایی یک شیء دریافت نماید و با سیگنالهای ۴ ماهواره یا بیشتر می تواند علاوه بر طول و عرض جغرافیایی، ارتفاع را هم نشان دهد. هم چنین از GPS می توان برای اندازه گیری سرعت حرکت، جهت حرکت، جستجوی محل مورد نظر و غیره استفاده کرد [۲۳، ۲۴].

۲-۱۲-۲- سنسور های آشکار ساز موانع و فرود



شکل ۲-۱۰ نحوه عملکرد سنسور آشکار ساز

¹⁷ GPS Receiver

آشکار سازی اجسام توسط انواع مختلفی از سنسور ها صورت می گیرد. هر سنسور سیستم مخصوص به خود را دارد که به صورت خاصی آشکار سازی می نماید. برخی از این سنسورها با هم استفاده می شوند تا نتیجه نهایی را بهبود بدهند. سنسورهای هوایی ASW به ۲ نوع تقسیم می شوند: بر پایه صوت (acoustic) و بدون نیاز به صوت (non-acoustic) [۲۵].

سنسورهای (non-acoustic) توانایی سنسورهای صوتی (acoustic) را تقویت می کنند. این سنسورها در رادارها برای آشکار سازی امواج منعکس شده از بدنه هدف استفاده می شوند. رادارها با امواج الکترومغناطیسی برای استفاده و شناسایی موانع مناسب هستند. سنسورهای مادون قرمز بیشتر در آشکار سازی دما از سطح مواد استفاده می شوند.

سنسورهای MAD^{18} آشکار سازهای اختلال مغناطیسی تغییرات جزئی در میدان مغناطیسی زمین را که توسط موانع ایجاد می شوند را حس می کنند. این تکنولوژی پیشرفته در سیستم های جدیدی استفاده می شوند که نیاز دارند به صورت مداوم منطقه عملیاتی خود را تحت نظر داشته باشند مانند زیر دریایی ها و ناوها که مداوم سطح دریا را اسکن می کنند تا از وجود هر نوع تغییری با خبر شوند.

۲-۱۲-۳- سنسورهای راداری

سنسورهای رادار از جنگ جهانی دوم تا به حال استفاده می شوند. در این سیستم راداری از طریق یک لوله به سطح اقیانوس هدایت می شوند زیرا دماغه وسط سنسورهای (Visual) و سنسورهای راداری بسیار آسیب پذیر هستند و به راحتی کشف می شوند. همچنین سیستم های هشدار امواج الکترومغناطیسی وجود رادارهای دشمن آگاه می سازد [۲۵].

به خاطر محدودیت رادارها معمولا برای اطمینان بیشتر از پیروسکوپ ها (periscope) برای چک دیداری استفاده می کنند. رادارهای هوایی برای عملیات های راداری راه دور ASW و شناسایی کاملا مناسب

¹⁸ Magnetic Anomaly Detectors

هستند. این رادارها از فرکانس های مختلف، سرعت های اسکن متفاوت، خصوصیات ارسال امواج مختلف، طول موج های مختلف و روش های پردازش امواج متفاوت که پارازیتی که در پشت زمینه دریا است را کاهش می دهند و امواج بازگشتی به رادار را بهینه می کنند استفاده می کنند. رادارهایی که توسط نیروی هوایی ایالت متحده استفاده می شوند عبارتند از:

AN/APS-115 (P-3C), AN/APS-124 (SH-60B), and AN/APS-137 (S-3B, some P-3Cs).

۲-۱۲-۳-۱- سنسورهای آشکار ساز اختلال مغناطیسی (MAD)

این سنسورها برای آشکار سازی تغییرات میدان مغناطیسی زمین استفاده می شوند. بعضی از این تغییرات توسط ساختار زمین شناختی و لکه خورشیدی به وجود می آیند. برخی دیگر از این تغییرات می توانند بر اثر عبور وسایل آهن دار به وجود آمده باشند مانند، تانک ها، خودروها، کشتی ها، زیردریایی ها و حتی هواپیماها. عملکرد سنسورهای آشکار ساز اختلالات مغناطیسی شبیه به فلزیاب و یا یک گنج یاب است اما با مکانیزمی پیشرفته تر [۲۶، ۲۷].

۲-۱۲-۳-۲- سنسورهای الکترومغناطیسی (EM^{۱۹})

این نوع از سنسورها همواره طول موج ها و فرکانس ها را برای ارسال فرکانسی دشمن جستجو می کنند. این امواج می توانند از سایت های زمینی، کشتی ها و هواپیما ها باشند [۲۵]. از نمونه سیستم هایی که بر روی هواپیماهای جستجوگر دریایی نصب می شوند می شود به موارد زیر اشاره کرد:

AN/ALQ-78 and AN/ALR-66 series on the P-3C Orion, the AN/ALQ-142 on the SH-60B Seahawk, and the AN/ALR-76 on the S-3B Viking

¹⁹ Electro-Magnetic Sensors

۲-۱۲-۳-۳- سنسورهای مادون قرمز (IR^20)

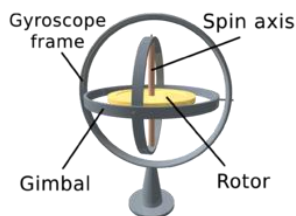
این سنسورها برای آشکار سازی آثار گرما استفاده می شوند که زیر طیف دید انسان هستند که به آنها جستجو گران مادون قرمز هم می گویند. نکته بسیار مهم در این سیستم این است که این سیستم کاملا باید خنک باشد تا بتواند گرما را تشخیص بدهد [۲۵].

۲-۱۲-۳-۴- سنسورهای دیداری^{۲۱}

بسیاری از زیر دریایی ها از تکنولوژی سنسورهای دیداری استفاده می کنند. بسیاری از هواپیماها نیز برای تشخیص هدف از سنسورهای دیداری استفاده می کنند که در روز و شب به خوبی کار می کنند [۲۵].

۲-۱۲-۴- ژيروسکوپ

ژيروسکوپ وسیله‌ای برای اندازه گیری و یا حفظ جهت می‌باشد که از اصل بقای تکانه زاویه‌ای استفاده می‌کند. یک ژيروسکوپ مکانیکی همیشه یک چرخ یا دیسک چرخنده با محور آزاد دارد که می‌تواند در هر جهتی بایستد. این جهت گیری بسیار کمتر بر اثر گشتاور خارجی تغییر می‌کند که این به دلیل ممان زاویه‌ای بزرگ خود به همراه نرخ زیاد چرخش آن است. چون گشتاور خارجی توسط نگاه داشتن وسیله در یک حلقه کمینه می‌شود جهت آن تقریباً ثابت می‌ماند، صرف‌نظر از اینکه سطحی که وسیله روی آن قرار گرفته چقدر حرکت می‌کند. ژيروسکوپ‌های با تکنولوژی حالت جامد هم وجود دارند مانند ژيروسکوپ‌های حلقه لیزری [۲۷, ۲۸].

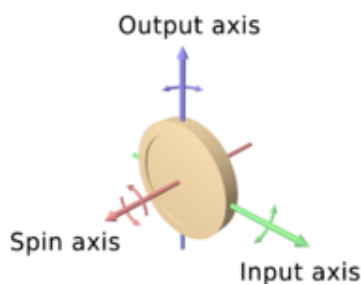


شکل ۲-۱۱ ژيروسکوپ

²⁰ Infra-Red Sensors

²¹ Visual Sensors

کاربردهای ژيروسکوپ شامل هدایت زمانی که قطب‌های مغناطیسی کار نمی‌کنند (مانند تسکوپ هابل) و یا به اندازه کافی دقیق نیستند (مثل ICBM) و یا برای پایدارسازی ماشین‌های پرنده مثل هلیکوپترهای هدایت شونده توسط رادیو و یا UAVها می‌باشد. به دلیل دقت بالاتر، ژيروسکوپ‌ها همچنین در حفظ جهت در معدن کاری تونل‌ها هم به کار می‌روند. در وسایل و سیستم‌های مکانیکی یک ژيروسکوپ معمولی دارای ساختاری شامل یک روتور که برای چرخیدن به یک محور متصل شده است، ژورنال‌های روتور بر روی یک حلقه یا حلقه داخلی نصب شده و حلقه داخلی برای نوسان بر روی یک حلقه خارجی که خود برای نوسان نسبت به یک تکیه‌گاه وصل شده است نصب شده است. حلقه یا حلقه خارجی همچنین برای لولا بودن به دور یک محور که بر روی صفحه خودش که توسط تکیه‌گاه مشخص می‌شود نصب می‌گردد. حلقه خارجی یک درجه آزادی چرخش دارد و محورش هم هیچ آزادی ندارد. حلقه داخلی به طوری بر روی حلقه خارجی نصب می‌شود که بر روی یک محور در صفحه خودش که همیشه بر محور حلقه خارجی عمود است لولا می‌شود [۲۹، ۳۰].



شکل ۲-۱۲ محوره‌های چرخش ژيروسکوپ

محور چرخ دوار محور چرخش را تعریف می‌کند. حلقه داخلی دو درجه آزادی چرخش دارد و محورش هم یک درجه آزادی دارد. روتور برای چرخش به محوری متصل است که همیشه به محور حلقه داخلی عمود است. بنابراین روتور سه درجه آزادی چرخش دارد و محورش هم دو درجه دارد. چرخ به نیروی وارد بر محور ورودی با نیروی عکس العمل به محور خروجی پاسخ می‌دهد [۲۹].

رفتار یک ژيروسکوپ می‌تواند به سادگی با توجه به رفتار چرخ جلوی دوچرخه درک می‌شود. اگر چرخ از محور عمود به سمت چپ متمایل شود لبه جلوی چرخ هم به سمت چپ می‌چرخد. به عبارت دیگر چرخش بر روی یک مورد چرخ چرخان، چرخش در محور سوم را موجب می‌شود.

یک flywheel ژيروسکوپ می‌چرخد و یا مقاومت می‌کند بسته به اینکه حلقه خارجی در ساختار آزاد یا بسته باشد. مثال‌های از وسایل با حلقه خارجی آزاد می‌تواند ژيروسکوپ‌های با مرجع جهت (attitude reference gyroscope) باشند که برای اندازه‌گیری زاویه در راستای سه محور مختصات (yaw, roll, pitch) در یک فضاپیما و یا هواپیما مورد استفاده قرار می‌گیرند [۳۰].

مرکز جرم روتور می‌تواند در یک موقعیت ثابت باشد. روتور به صورت همزمان توانایی چرخش به حول یک محور و نیز ارتعاش به حول دو محور دیگر را داراست و بنابراین به جز مقاومت ذاتی اش به دلیل اسپین روتور می‌تواند به طور آزادانه در هر جهتی به حول نقطه ثابت بچرخد. برخی ژيروسکوپ‌ها جایگزین‌های مکانیکی برای یک یا چند عنصر به کار رفته در این ساختار دارند. برای مثال روتور چرخان می‌تواند در یک سیال معلق شود به جای اینکه به صورت لولا به یک حلقه نصب شود. یک ژيروسکوپ کنترل ممان (CMG) مثالی از یک وسیله با حلقه خارجی ثابت است که بر روی هواپیما با هدف تامین و یا نگهداری یک زاویه وضعیت مناسب و یا جهت را با استفاده از نیروی مقاومت ژيروسکوپ استفاده می‌کند. در برخی انواع خاص حلقه خارجی و یا معادلش می‌تواند حذف شود تا روتور تنها دو درجه آزادی داشته باشد. در برخی انواع مرکز جرم می‌تواند از محور نوسان فاصله داشته باشد و بنابراین مرکز جرم و مرکز تعلیق ممکن است یکی نباشد. یک ژيروسکوپ در حال کار که هر سه محور آن آزاد هستند. روتور جهت محور چرخش خود را صرف نظر از جهت گیری فریم خارجی حفظ می‌کند.

یک ژيروسکوپ رفتارهایی از جمله Precession و nutation را نشان می‌دهد. ژيروسکوپ‌ها می‌توانند در ساخت قطب نماهای ژيروسکوپ که کامل کننده و یا جایگزینی برای قطب نماهای مغناطیسی در

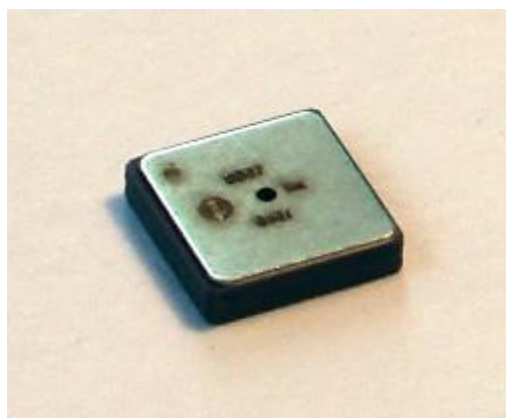
کشتی‌ها، هواپیماها، فضاپیماها و کلا وسایل حمل و نقل، برای کمک به پایداری در کشتی‌ها، تلو اسکوپ فضایی هابل دوچرخه‌ها و موتورها و یا به عنوان بخشی از یک سیستم inertial guidance مورد استفاده قرار گیرد [۳۰].

۲-۱۲-۵- ارتفاع سنج

آلتیمر^{۲۲} وسیله‌ای است که برای اندازه‌گیری ارتفاع یک شی نسبت به یک سطح معین به کار می‌رود. اندازه‌گیری ارتفاع (آلتیتری) نامیده می‌شود که در تضاد با واژه (باتیتری)، که به معنای اندازه‌گیری عمق زیر آب است، مطرح می‌شود.



شکل ۲-۱۳ آلتیمر فشار



شکل ۲-۱۴ سنسور فشار بارومتریک دیجیتال برای اندازه‌گیری ارتفاع در کاربردهای الکترونیکی مصرف کنندگان دستگاه ارتفاع سنج به گونه‌ای کالیبره می‌شود که فشار را مستقیماً به صورت ارتفاع بالای سطح متوسط دریا نشان می‌دهد که در تطابق با یک مدل ریاضی است که توسط ISA (اتمسفر استاندارد بین‌المللی) تعریف شده است [۲۷].

²² altimeter

۲-۱۲-۵-۱- اساس کار

اساس کار آلتیومتر فشار بر این اصل استوار است که فشار یک ستون هوا با تغییرات ارتفاع به طور مشخصی عوض می‌شود. رابطه ریاضی که آنها را به هم مرتبط می‌کند عبارت است از:

$$z = (RT / gM) \cdot \log_e(p_0 / p)$$

که در آن:

Z اختلاف ارتفاع بین ارتفاع اولیه و ارتفاع اندازه گیری شده،

R ثابت گازها،

T دمای هوا بر حسب درجه کلوین،

g شتاب گرانش،

M جرم مولکولی،

P₀ فشار اتمسفریک در ارتفاع اولیه،

P فشار اتمسفریک در ارتفاع اندازه گیری شده

هستند. در آلتیومترهای الکترونیکی این رابطه بر روی یک چیپ پیاده سازی شده است.

این دستگاه تنها به تغییرات فشار پاسخ می‌دهد و برای تبدیل فشار به ارتفاع لازم است که بقیه متغیرها در این رابطه ثابت فرض شوند. اما در واقعیت چنین نیست و این مساله ممکن است باعث ایجاد خطا شود.

۲-۱۲-۵-۲- آلتیومترهای حساس

در هواپیماهای قدیمی تر از یک بارومتر آنروئید ساده استفاده می‌شد که در آن عقربه در کمتر از یک دور چرخش، مقدار صفر تا تمام مقیاس را در بر می‌گرفت اما امروزه در هواپیماهای مدرن نوعی از ارتفاع سنج به نام (آلتیومتر حساس) به کار گرفته می‌شود که عقربه اصلی آن می‌تواند چرخش‌های متعددی انجام

دهد. یک یا چند عقربه فرعی موجود نیز، مشابه یک صفحه ساعت عقربه‌ای، تعداد چرخش‌ها را مشخص می‌کنند. به عبارت دیگر هر عقربه‌ای یکی از ارقام ارتفاع اندازه‌گیری شده را نشان می‌دهد.

در آلتیترهای حساس، فشار سطح دریای مرجع توسط یک دکمه قابل تنظیم است. این فشار مرجع که در آمریکا و کانادا بر حسب اینچ جیوه و در سایر کشورها بر حسب هکتوپاسکال (میلی بار) است، بر روی پنجره کلزمن قابل مشاهده است. (پنجره تنظیمات در آلتیترهای حساس هواپیماها به افتخار پل کلزمن، مخترع آمریکایی بارومتر و ابزارهای پرواز در هواپیماها، پنجره کلزمن نامیده شده است.) در دی‌گرام اجزای داخلی آلتیتر حساس، پنجره کلزمن قابل مشاهده است.

اهمیت وجود دکمه تنظیم فشار مرجع به این خاطر است که این فشار، با تغییر دما و حرکت سیستم فشار زمین، تغییر می‌کند. در اصطلاحات فنی پرواز، فشار محلی یا منطقه‌ای در سطح دریا QNH و فشاری که آلتیتر را کالیبره می‌کند تا ارتفاع بالای زمین را در یک منطقه هوایی نشان داده شده مشخص کند، QFE منطقه نامیده می‌شود. با این وجود، یک آلتیتر نمی‌تواند به ازای تغییرات دمایی تنظیم شود. بنابراین تغییرات دمایی در مدل ISA باعث ایجاد خطا در تعیین ارتفاع خواهد شد.

۲-۱۲-۵-۳- آلتیتر رادار

این نوع از آلتیتر، ارتفاع را با روش مستقیم اندازه‌گیری می‌کند. برای این منظور زمانی که لازم است تا یک سیگنال راداری از سطح بازتاب شود و به هواپیما بازگردد، اندازه‌گیری می‌شود.

آلتیترهای راداری عموماً برای اندازه‌گیری ارتفاع بالای سطح زمین در هنگام فرود در هواپیماهای مسافربری و نظامی استفاده می‌شوند. این نوع از ارتفاع‌سنج‌ها همچنین بخشی از سیستم هشدار عدم برخورد با زمین را تشکیل می‌دهند که در مواقع لزوم به خلبان اخطار می‌دهد که هواپیما در ارتفاع خیلی پایین در حال حرکت است و یا در مسیر حرکت آن تپه‌ای وجود دارد. تکنولوژی رادار همچنین این امکان

را فراهم می‌آورد که هواپیماهای جنگنده بتوانند سطح زمین را دنبال کرده و در ارتفاع خیلی پایین پرواز کنند.

۲-۱۲-۶- شتاب سنج

شتاب سنج دستگاهی است که مقدار شتاب صحیح (Proper Acceleration) را اندازه‌گیری می‌کند. شتاب صحیح شتاب نسبت به جسم در حال سقوط آزاد است.

شتاب سنج دارای مدل‌های یک محوری و چند محوری است که می‌توانند اندازه و جهت شتاب را به عنوان یک کمیت برداری اندازه‌گیری کنند؛ می‌توان از حسگرهای شتاب سنج برای تعیین موقعیت و آشکار سازی لرزش و ضربه استفاده کرد [۳۱].

۲-۱۲-۷- قطب نما

قطب‌نما وسیله‌ای برای تعیین جهت و جهت‌یابی. این وسیله با استفاده از میدان مغناطیسی زمین جهت قطب شمال را نشان می‌دهد که در حقیقت شمال مغناطیسی زمین است؛ که با شمال حقیقی مقداری فاصله دارد. زاویه بین شمال حقیقی و شمال مغناطیسی، میل مغناطیسی نامیده می‌شود. امروزه برای تعیین شمال حقیقی از قطب‌نماهای پیشرفته‌تری مانند قطب‌نمای ژيروسکوپی استفاده می‌شود [۳۲].

۲-۱۲-۸- سنجش فشار هوا

آلتیمتر فشار (که آلتیمتر بارومتریک نیز نامیده می‌شود)، نوعی از فشارسنج است که در بیشتر هواپیماها به کار برده می‌شود. در ساختمان این نوع از آلتیمتر، از یک بارومتر آنروئید که فشار اتمسفر یک از یک نقطه ثابت خارج از هواپیما را اندازه‌گیری می‌گیرد، استفاده شده است و نحوه کار بر این اصل استوار است که فشار هوا با افزایش ارتفاع (تقریباً ۱۰۰ هکتوپاسکال در هر ۸۰۰ متر که معادل ۱ اینچ جیوه به ازای هر ۱۰۰۰ فوت نزدیک سطح دریاست) کاهش می‌یابد [۲۶].

۲-۱۳- مدل ریاضی هواپیمای بدون سرنشین

در استخراج معادلات حرکت، از این فرض معقول که جرم و ممان اینرسی های هواپیمای بدون سرنشین ثابت هستند استفاده می شود. معادلات حرکت غیرخطی هواپیمای بدون سرنشین مورد نظر را به صورت زیر به دست می آوریم (ضرایب آیرودینامیکی با استفاده از نرم افزار دتکام^{۲۳} به دست آمده است):

$$\dot{U} = -9.8 \sin \theta - QW + RV - 0.0125U - 1.6.63\alpha + 16.6\delta_E + 4.5, \quad (1-2)$$

$$\dot{V} = 9.8 \sin \phi \cos \theta + PW - RU - 263.7\dot{\beta} - 0.0053P - 1.3Q + 57.5\delta_A - 58.2\delta_R, \quad (2-2)$$

$$\dot{W} = 9.8 \cos \phi \cos \theta + QU - PV - 0.068U - 259\alpha - 1.3Q + 57.5\delta_E + 21, \quad (3-2)$$

$$\dot{P} = -1.51QR + 0.04PQ + 76.7\beta - 1.9P - 0.68R + 149\delta_A + 105\delta_R, \quad (4-2)$$

$$\dot{Q} = 1.03PR - 0.017(P^2 - R^2) - 988\alpha - 8.9Q + 1362\delta_E - 0.284, \quad (5-2)$$

$$\dot{R} = -0.038QR - 0.85PQ + 306\beta - 0.044P - 2.82R + 2.27\delta_A + 434\delta_R, \quad (6-2)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{W \cos \alpha - \dot{U} \sin \alpha}{V_t \cos \beta} \quad (7-2)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{V_t} [-\dot{U} \cos \alpha \sin \beta + \dot{V} \cos \beta - \dot{W} \sin \alpha \sin \beta] \quad (8-2)$$

$$\dot{\phi} = P + Q \sin \phi \tan \theta + \cos \phi \tan \theta \quad (9-2)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \theta \quad (10-2)$$

$$\dot{\psi} = (Q \sin \theta + R \cos \phi) \sec \theta, \quad (11-2)$$

$$\dot{h} = V_t \sin \gamma, \quad (12-2)$$

$$V_t = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2}, \quad (13-2)$$

$$\gamma = \theta - \alpha, \quad (14-2)$$

$$\delta_E = \delta_{Etrim} + \delta_e, \quad (15-2)$$

²³ DATCOM

که در آنها δ_E زاویه الویتور^{۲۴}، δ_{Etrim} زاویه الویتور در شرایط تریم^{۲۵}، δ_e زاویه الویتور نسبت به مقدار تریم، δ_R زاویه رادر^{۲۶}، δ_A زاویه آیلرون^{۲۷}، θ زاویه پیچ، ϕ زاویه رول، h ارتفاع، ψ نرخ زاویه سمت، Q نرخ زاویه پیچ، P نرخ زاویه رول، V سرعت جانبی، W سرعت عمودی، U سرعت طولی، R نرخ زاویه یاو، β زاویه سرش جانبی، α زاویه حمله و V_t سرعت کل می باشد. بعضی از متغیرهای هواپیمای بدون سرنشین در شکل تعریف شده اند. هدف طراحی کنترل خودکار ارتفاع این هواپیمای بدون سرنشین می باشد. این خلبان خودکار قادر است، با استفاده از سطح الویتور، ارتفاع هواپیما را کنترل نماید. با توجه به مشخصه های مأموریتی هواپیماهای بدون سرنشین، که در نزدیکی سطح زمین پرواز می کنند، کنترل مطلوب ارتفاع امری مهم است.

معادلات بالا رفتار غیرخطی هواپیمای بدون سرنشین را نشان می دهند. با توجه به این معادلات، اثر متغیرهای عرضی - سمتی (مثل R) بر متغیر ارتفاع آشکار است. این اثرات کوپلینگ، در روند خطی سازی معادلات حذف می گردند، به طوری که ممکن است موجب عملکرد نامطلوب کنترلی شود که وجود آن ها را نادیده گرفته است.

با خطی سازی معادلات غیرخطی، حول شرایط تریم پرواز کروز^{۲۸}، مدل خطی نامی برای ارتفاع به صورت تابع تبدیل زیر به دست می آید:

$$\frac{h(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-57.3(s-24.6)(s+21)(s+0.008)}{s(s^2+0.011s+0.0022)(s^2+2.12s+98.4)} \quad (۱۶-۲)$$

فرض می شود که مدل خطی نامی، مدل ریاضی موجود از هواپیمای بدون سرنشین است، به طوری که خلبان خودکار براساس آن طراحی می گردد. همان طوری که مشخص است، رابطه ی بین متغیر خروجی

²⁴ Elevator

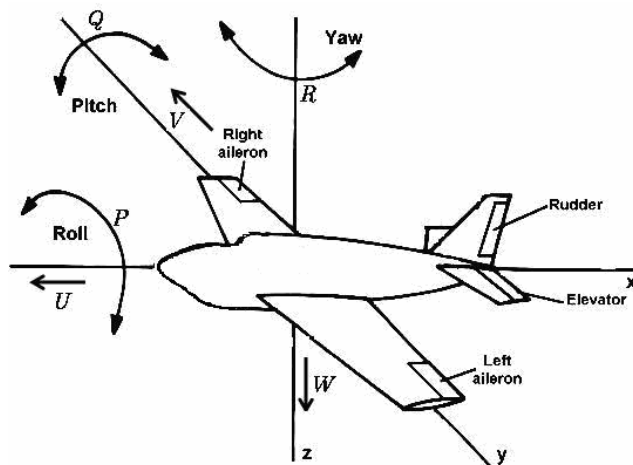
²⁵ Trim

²⁶ Rudder

²⁷ Aileron

²⁸ Cruise

ارتفاع و متغیر ورودی الویتور دارای صفر ناپایدار است. هم چنین مشخصه های مدهای پروازی طولی فوگوید^{۲۹} و پریود کوتاه نامطلوب می باشد.



شکل ۲-۱۵: پارامترهای پروازی هواپیمای بدون سرنشین در امتداد سه محور مختصات.

برای بررسی مقاومت پارامتری خلبان خودکار از مدل خطی غیرنامی استفاده می شود. در مدل خطی غیرنامی فرض می شود که مشتقات پایداری مهم مثل C_{Du} , C_{ma} , C_{mq} و C_{Lu} ، 40 درصد کمتر از مقدار نامی هستند، به طوری که منجر به ناپایداری بیشتر صفر ناپایدار و نامطلوب تر شدن مدهای پروازی طولی فوگوید و پریود کوتاه می شود. با اعمال این تغییرات مخرب، تابع تبدیل مدل خطی غیرنامی^{۳۰} به صورت زیر به دست می آید:

$$\frac{h(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-57.3(s-25.5)(s+21.6)(s+0.0017)}{s(s^2+0.0055s+0.0021)(s^2+1.82s+64)} \quad (2-17)$$

جدول ۲-۲ اثر مشتقات پایداری بر روی مشخصه های [مدهای دینامیکی پروازی]

مشتق پایداری	نحوه و چگونگی تأثیر بر کمیتها
C_{mq}	افزایش C_{mq} باعث افزایش ضریب میرایی مد پریود کوتاه می گردد
C_{ma}	افزایش C_{ma} باعث افزایش فرکانس طبیعی مد پریود کوتاه می گردد
C_{Du}	افزایش C_{Du} باعث افزایش ضریب میرایی مد فوگوید می گردد
C_{Lu}	افزایش C_{Lu} باعث افزایش فرکانس طبیعی مد فوگوید می گردد

²⁹ Phugoid

³⁰ Degraded Linear Model

۱۴-۲- طراحی خلبان خودکار کلاسیک

به طور متداول، خلبان خودکار ارتفاع براساس ساختاری با سه حلقه کنترلی طراحی می گردد. در این ساختار، نرخ زاویه ی پیچ، زاویه ی پیچ و ارتفاع اندازه گیری می شوند، به طوری که خلبان خودکار زاویه ی پیچ، حلقه ی داخلی خلبان خودکار ارتفاع و کنترلر نرخ زاویه ی پیچ، حلقه ی داخلی خلبان خودکار زاویه ی پیچ میباشد. این ساختار منجر به مقاومت نسبتاً مناسب در مقابل نامعینی های پارامتری اما کنترلی پیچیده و پرهزینه می شود، چون بایستی سه کنترلر طراحی و سه متغیر اندازه گیری شوند. در این قسمت، حلقه های نرخ زاویه ی پیچ و زاویه ی پیچ کنار گذاشته می شوند، به طوری که یک ساختار تک حلقه استفاده می گردد. در این ساختار ساده، اندازه گیری ارتفاع توسط ارتفاع سنج کافی است.

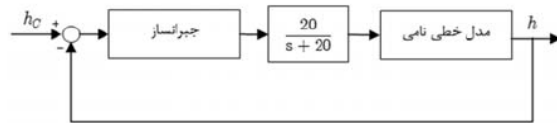
در این بخش، خلبان خودکار کلاسیک زاویه ی سمت و ارتفاع برای مدل خطی نامی طراحی می گردد. البته، چون هدف این پایان نامه طراحی خلبان خودکار ارتفاع می باشد، خلبان خودکار زاویه ی سمت ارائه نمی گردد و فرض می شود که کانال عرضی-سمتی هواپیمای بدون سرنشین بدون نامعینی است. دیاگرام بلوکی مد کنترل ارتفاع در شکل زیر نشان داده شده است. براساس مدل خطی نامی و با به کارگیری روش مکان هندسی ریشه ها، جبرانساز با تابع تبدیل زیر طراحی می گردد:

$$G_{cb} = \frac{0.012(s+0.05)(s^2+2.12s+98.4)}{(s+20)(s^2+6s+15.25)} \quad (18-2)$$

در طراحی این جبرانساز تلاش شده که اثرات صفر ناپایدار به مقدار زیادی کاهش یابد و مدهای فوگوید و پریود کوتاه بهبود یابند. در مراجع نیز از این روش برای طراحی جبرانساز استفاده شده است. مشخصه های غالب سیستم حلقه بسته به صورت زیر محاسبه می گردد و همان طوری که مشخص است، دارای مقادیری مطلوب زیر هستند.

$$\xi = 0.6, \omega_n = 2.31 \quad (19-2)$$

به طوری که ξ ضریب می رایی و ω_n فرکانس طبیعی سیستم حلقه بسته می باشند.



شکل ۲-۱۶ دیاگرام بلوکی مد کنترل ارتفاع برای طراحی جبران ساز

برای ارزیابی این خلبان خودکار، لازم است که بر مدل خطی نامی، مدل خطی غیرنامی و مدل غیرخطی اعمال گردد. مقدار فرمان ارتفاع 10 متر و مقادیر فرمان زاویه ی سمت 0 و 10 درجه در نظر گرفته می شوند. نتایج شبیه سازی در شکل به تصویر کشیده شده است. طبق این شکل، پاسخ زمانی مطلوبی برای مدل خطی نامی (که کنترلر بر اساس آن طراحی شده است) مشاهده می شود. مشخصه های یک پاسخ زمانی مطلوب: سرعت پاسخ (مثل مدت زمان صعود^{۳۱})، مقدار فراجهش^{۳۲}، مقدار فروجهش و خطای حالت ماندگار می باشد.

۲-۱۵- کارهای مرتبط

نیکولوس و والوانیس در تحقیقی با استفاده از الگوریتم به طراحی مسیر آفلاین/آنلاین و جهت یابی UAV پرداختند. در آنجا بر اساس محدودیت های پرواز و محیط سه بعدی دو مسئله مهم وجود داشت که باید حتماً حل می شدند. (۱) جهت یابی UAV با استفاده از طراح آفلاین در محیط مشخص. (۲) جهت یابی UAV با استفاده از طراح آنلاین در محیط کاملاً نامشخص. بدیهی است که محیط آفلاین منحنی B-Spline را بوجود می آورد که به نقاط مبدا و مقصد متصل بوده است [۳۳].

کای و همکاران در مقاله ای الگوی خطی را بر اساس داده های پرواز بدست آمده از طریق روش اختلال برای هلیکوپترهای UAV طراحی نمودند. قابل ذکر است که هلیکوپترهای UAV از هلیکوپترهای کنترل شده رادیویی و با یکپارچه سازی سیستم آن مورد ساخته می شوند. این سیستم ها شامل واحد پردازش

³¹ Rise Time

³² Overshoot

داده ها، سیستم اکتساب داده ها، ارتباطات بی سیم و همه حسگرهای ضروری بودند. آزمایش پرواز واقعی حاکی از آن است که این طراحی موفقیت آمیز بوده است [۳۴].

شیجیانو و همکاران در تحقیقی بر اساس کنترل PID فازی خلبان خودکار برای کانال طولی UAV طراحی نمودند. در این مقاله از نظریه کنترل خود انطباقی و تلفیق روش کنترل PID سنتی با روش کنترل فازی استفاده شده است. نتایج حاصل از شبیه سازی دلالت بر آن دارد که الگوریتم خود انطباقی کنترل گر PID فازی بسیار آسان و راحت است. همچنین در این تحقیقات اثبات شده است که با مقایسه کنترل دو نقطه ظرفیت سیستم ارتقاء می یابد [۳۵].

بابایی و مرتضوی در مقاله ای تلاش کردند که خلبان خودکار ارتفاع یک هواپیمای بدون سرنشین طراحی شود. به دلیل پرواز هواپیماهای بدون سرنشین در ارتفاع پایین و در نزدیکی سطح زمین، خلبان خودکار ارتفاع نقش مهمی در اجرای موفقیت آمیز مانورها دارد. این مسأله دارای پیچدگی ها و در عین حال جذابیت های فراوانی بود، زیرا رابطه ی بین ارتفاع و زاویه ی الویتور (به عنوان ورودی) غیرکمیته فاز و غیرخطی است و دارای مقدار نامعینی می باشد. آنها تلاش کردند تا با استفاده از دانش شخص خبره و کنترل منطق فازی، علاوه بر دست یابی به پاسخ زمانی مناسب برای محدوده ی وسیعی از فرمان ارتفاع، محدودیت مقاومت در مقابل نامعینی های پارامتری و مقاومت در مقابل دینامیک های مدل نشده به مقدار زیادی رفع گردد [۳۶].

کاپانی مٹ و لوسین بوسنیو در پژوهشی سیستم های کنترل کم هزینه با استفاده از حسگر ارزان برای ارائه پرواز پهناد و ناوبری رضایت بخش معرفی کردند. در این گزارش به بررسی روش های کنترل گذشته و چشم انداز آینده که می تواند به پهناد کم هزینه استفاده شود و برخی از سیستم هدایت ارزان محبوب و زمینه های برنامه که در آن آنها مفید هستند پرداخته شد و همچنین به صورت برجسته سنسور های استفاده شده برای تشخیص ویژگی و ردیابی، جریان نوری و پردازش تصویری، تثبیت سطح پایین و روش

های برنامه ریزی در سطح بالا به صورت اجمالی بررسی شد. در نهایت، به عنوان مثال، آنان در تدوین استفاده موردی پهباد برای بازرسی های راه آهن، با استفاده از تکنیک های بینایی و کنترل حسگرها روش نوینی را ارائه نمودند. [۳۷]

۲-۱۶- مفاهیم اولیه منطق فازی

فازی در لغت به معنای نامفهوم و نامشخص است و روابط بین دقت و حقیقت یا معنا را با توابع ریاضی بیان می کند. این بخش به توضیحات کیفی و مقدماتی از منطق فازی اختصاص دارد. بسط رسمی نظریه مجموعه ها در اواخر قرن نوزدهم با کار جرج کانتور به عنوان یکی از خلاق ترین ریاضیدانان تاریخ آغاز شد. مجموعه های کانتور، از نوع قطعی هستند و در آنها هر عنصر یا متعلق به یک مجموعه است و یا نیست. پس در اینجا بین عناصری که عضو یک مجموعه هستند و آنهایی که نیستند یک خط تفکیک کننده ترسیم می شود. محدوده این مجموعه ثابت بوده و به خوبی و روشنی تعریف می شود، درحالی که امور واقعی بیشتر از آنکه قطعی باشند، فازی هستند.

تناقضی که از یونان قدیم به ارث مانده است منجر به بروز مسایل جدی بین منطقیون و ریاضیدانان شده است. یک توده از دانه های شن را در نظر بگیرید. یک دانه شن بردارید و توده همچنان باقی است. دانه دیگری بردارید و این فرایند را تکرار نمایید. در نهایت ۱۰ دانه شن باقی می ماند، سپس نه، هشت و الی آخر. وقتی که یک دانه باقی ماند، چه بر سر توده می آید. آیا هنوز یک توده است؟ وقتی که آخرین دانه برداشته می شود و چیزی باقی نمی ماند، آیا توده از توده بودن باز می ایستد؟ در مورد توده یک عدد طبیعی معین n انتخاب می شود. اگر تعداد دانه های شن بزرگ تر یا مساوی n باشد، دانه های شن تشکیل یک توده می دهند. حال آیا $n-1$ دانه شن دیگر، یک توده را تشکیل نمی دهند؟ علاوه بر آن چگونه عدد n انتخاب می شود؟ ۱۰۰، ۱۰۰۰ یا ۱۰۰۰۰۰۰ یا بیشتر؟ عقل سلیم حکم می کند که مفهوم توده، مبهم

است؛ بنابراین ابزاری که بتواند با ابهام مواجه شود مورد نیاز است. مفهوم مجموعه فازی، به عنوان تعمیم مجموعه‌های کانتور، چنین ابزاری را در اختیار قرار می‌دهد.

مفهوم فازی نخستین بار توسط پروفیسور لطفی عسگرزاده استاد ایرانی دانشگاه برکلی در سال ۱۹۶۵ در مقاله‌ای به نام «مجموعه‌های فازی» مطرح شد [۳۸].

طبق تعریف فرهنگ‌ها از جمله فرهنگ و بستر و فرهنگ هریتیج و نیز رایج در زبان محاوره، کلمات فازی، مبهم، مشکل، نامعین، نادقیق و قیود آن‌ها، در معنا و مفهوم، کم و بیش ارتباط نزدیکی به هم دارند [۳۹]. ناتوانی مجموعه‌های کلاسیک در بیان کمیت‌ها و مفاهیم نادقیق همچون کوچکی، بزرگی، ارزانی، گرانی، جوانی، پیری و ... که در هر سیستم دارای معنی خاص هستند باعث شد تا نظریه مجموعه‌های فازی قدم به میدان بگذارد. این نظریه یک قالب جدید ریاضی برای صورت‌بندی و تجزیه و تحلیل این مفاهیم و ویژگی‌هاست. در واقع نظریه مجموعه‌های فازی یک تعمیم و گسترش طبیعی نظریه مجموعه‌های معمولی است که موافق با زبان و فهم طبیعی انسان‌ها نیز می‌باشد. در نظریه مجموعه‌های معمولی عضویت یک عنصر به مجموعه قطعی است. فرض کنید X یک مجموعه مرجع باشد. زیرمجموعه A از X عبارتست از عناصری از X که دقیقاً مشخص شده باشند. زیرمجموعه A را می‌توان با استفاده از مفهوم تابع مشخصه بیان کرد.

تعریف ۱. فرض کنید X یک مجموعه مرجع دلخواه باشد، تابع مشخصه هر زیرمجموعه معمولی A از X ،

$$\mu_A : X \rightarrow \{0, 1\} \text{ به صورت زیر تعریف می‌شود [۴۰, ۴۱]:}$$

$$\mu_A(x) = \begin{cases} 1 & : x \in A \\ 0 & : x \notin A \end{cases} \quad (۲-۲۰)$$

با توجه به تعریف فوق، برای هر $x \in X$ ، $\mu_A(x)$ تنها یکی از مقادیر ۰ یا ۱ را خواهد گرفت.

تعریف ۲. اگر برد تابع μ_A را از مجموعه دو عضوی $\{0, 1\}$ به بازه $[0, 1]$ توسعه دهیم، تابعی خواهیم

داشت که به هر عضو x از X ، عددی را در بازه $[0, 1]$ نسبت می‌دهد. اکنون A دیگر یک مجموعه معمولی

نیست بلکه چیزی است که آن را یک مجموعه فازی می‌نامیم. (به طور دقیق‌تر، A زیرمجموعه فازی از X است) [۴۰، ۴۱].

در تعریف فوق اگر $\mu_A(x) \in (0, 1)$ ، آنگاه در مورد عضویت x به A با عدم قطعیت مواجهیم. در حقیقت در اینجا به نوعی مفهوم عضویت یک عنصر را گسترش داده‌ایم.

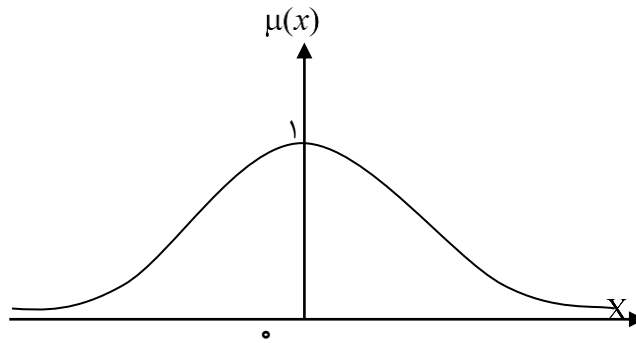
منطق فازی از منطق ارزش‌های "صفر و یک" نرم‌افزارهای کلاسیک فراتر رفته و درگاهی جدید برای دنیای علوم نرم‌افزاری و رایانه‌ها می‌گشاید، زیرا فضای شناور و نامحدود بین اعداد صفر و یک را نیز در منطق و استدلال‌های خود به کار می‌گیرد. منطق فازی از فضای بین دو ارزش "برویم" یا "نرویم"، ارزش‌های جدید "شاید برویم" یا "می‌رویم اگر" یا حتی "احتمال دارد برویم" را استخراج کرده و به کار می‌گیرد. بدین ترتیب به عنوان مثال مدیر بانک پس از بررسی رایانه‌ای بیلان اقتصادی یک بازرگان می‌تواند فراتر از منطق "وام می‌دهیم" یا "وام نمی‌دهیم" رفته و بگوید: "وام می‌دهیم اگر ..."

۲-۱۶-۱- توابع عضویت

درجه عضویت $\mu_{\tilde{A}}(x)$ بیانگر میزان عضویت عنصر x به مجموعه فازی \tilde{A} است. اگر درجه عضویت یک عنصر از مجموعه برابر با صفر باشد، آن عضو کاملاً از مجموعه خارج است و اگر درجه عضویت یک عضو برابر با یک باشد، آن عضو کاملاً در مجموعه قرار دارد. حال اگر درجه عضویت یک عضو مابین صفر و یک باشد، این عدد بیانگر درجه عضویت تدریجی می‌باشد [۳۸، ۳۹].

فرض کنید \tilde{A} زیرمجموعه فازی «اعداد نزدیک به صفر» باشد.

الف) تابع عضویت \tilde{A} می‌تواند به صورت $\mu_{\tilde{A}}(x) = e^{-x^2}$ ، $x \in R$ باشد. با توجه به تابع عضویت آن عضوهای ۰ و ۲ به میزان $e^0 = 1$ و e^{-4} به زیرمجموعه فازی \tilde{A} تعلق دارند.

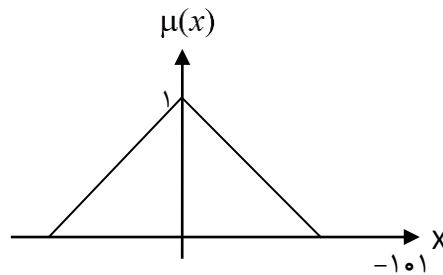


شکل ۲-۱۷ تابع عضویت مجموعه اعداد نزدیک به صفر

(ب) تابع عضویتی به صورت زیر معرفی شود:

$$\mu_{\tilde{A}}(x) = \begin{cases} x+1 & : -1 \leq x \leq 0 \\ 1-x & : 0 \leq x < 1 \\ 0 & : \text{سایر موارد} \end{cases} \quad (2-21)$$

که براساس این تابع عضویت، اعداد ۰ و ۲ به ترتیب به میزان ۱ و ۰ به مجموعه \tilde{A} تعلق دارند.



شکل ۲-۱۸ تابع عضویت مجموعه اعداد نزدیک به صفر

۲-۱۶-۲- عدم قطعیت

صفت عدم قطعیت، به صورت های گوناگون، در همه زمینه‌ها و پدیده‌ها صرف نظر از روش شناسی مورد

کاربرد جهت مطالعه، طراحی و کنترل پدیدار می‌شود.

مفاهیم نادقیق بسیاری در پیرامون ما وجود دارند که آن‌ها را به صورت روزمره در قالب عبارتهای

مختلف بیان می‌کنیم. به عنوان مثال: «هوا خوب است» هیچ کمیتی برای خوب بودن هوا مطرح نیست تا

آن را بطور دقیق اندازه‌گیری نماییم، بلکه این یک حس کیفی است. در واقع مغز انسان با در نظر گرفتن

عوامل گوناگون و بر پایه تفکر استنتاجی جملات را تعریف و ارزش گذاری می‌نماید که الگوبندی آن‌ها به

زبان و فرمول‌های ریاضی اگر غیر ممکن نباشد، کاری بسیار پیچیده خواهد بود. منطق فازی فناوری

جدیدی است که شیوه‌هایی را که برای طراحی و مدل سازی یک سیستم نیازمند ریاضیات پیچیده و پیشرفته است، با استفاده از مقادیر زبانی و دانش فرد خبره جایگزین می‌سازد.

۲-۱۶-۳- نمایش زیر مجموعه فازی

برای نشان دادن یک زیرمجموعه فازی روش‌های مختلفی رایج است. روش متداول برای توصیف

یک زیرمجموعه فازی به صورت مجموعه‌ای از زوج‌های مرتب به صورت $\tilde{A} = \{(x, \mu_{\tilde{A}}(x)); x \in X\}$ می‌باشد. هنگامی که X یک مجموعه متناهی (یا نامتناهی شمارا) به صورت گسسته $\{x_1, \dots, x_n\}$ باشد،

یک زیرمجموعه فازی \tilde{A} بصورت $\tilde{A} = \left\{ \frac{\mu_{\tilde{A}}(x_1)}{x_1}, \frac{\mu_{\tilde{A}}(x_2)}{x_2}, \dots, \frac{\mu_{\tilde{A}}(x_n)}{x_n} \right\}$ و یا به شکل

$$\tilde{A} = \frac{\mu_{\tilde{A}}(x_1)}{x_1} + \dots + \frac{\mu_{\tilde{A}}(x_n)}{x_n} = \sum_{i=1}^n \frac{\mu_{\tilde{A}}(x_i)}{x_i}$$

نشان داده می‌شود [۴۰].

در رابطه فوق منظور از علامت +، اجتماع است نه جمع جبری. همچنین نماد — علامت تقسیم نبوده و

نشانه آن است که عدد بالایی $\mu_{\tilde{A}}(x)$ ، درجه عضویت عنصر پایینی x است.

$$\tilde{A} = \int_x \frac{\mu_{\tilde{A}}(x)}{x}$$

هنگامی که X یک مجموعه پیوسته باشد از نماد زیر استفاده می‌شود:

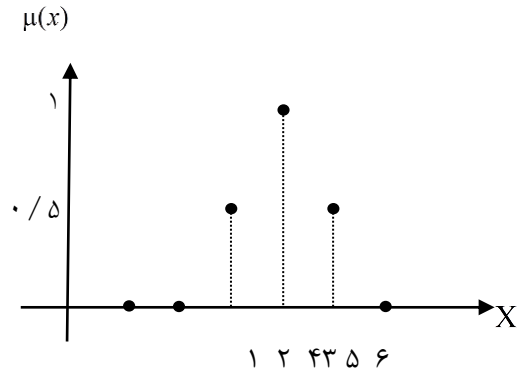
که در آن منظور از علامت \int ، اجتماع است.

قرارداد: در بعضی از موارد و برای اختصار، بجای $\mu_{\tilde{A}}(x)$ می‌نویسیم $A(x)$.

مثال ۳-۱. فرض کنید $X = \{1, 2, \dots, 6\}$ یک زیرمجموعه فازی \tilde{A} از X را می‌توان بصورت زیر معرفی کرد:

$$\tilde{A} = \frac{0.5}{3} + \frac{1}{4} + \frac{0.5}{5}$$

و یا به صورت: $\tilde{A} = \{(3, 0.5), (4, 1), (5, 0.5)\}$



شکل ۲-۱۹ تابع عضویت مجموعه فازی \tilde{A}

که در این مثال $SUPP(\tilde{A}) = \{3, 4, 5\}$ و $hgt(\tilde{A}) = 1$. یعنی \tilde{A} نرمال است و اعداد ۳ و ۵ برای مجموعه فازی \tilde{A} دو معبر می‌باشند.

اگر X یک مجموعه مرجع، \tilde{A} و \tilde{B} زیرمجموعه‌های فازی آن با تابع عضویت $\mu_{\tilde{A}}(x)$ و $\mu_{\tilde{B}}(x)$ باشند که به اختصار با $A(x)$ و $B(x)$ نشان می‌دهیم، آنگاه:

- مجموعه فازی \tilde{A} را تهی گوئیم اگر برای هر x متعلق به X ، $A(x) = 0$.

- مجموعه فازی \tilde{A} را تام گوئیم اگر برای هر x متعلق به X ، $A(x) = 1$.

- مجموعه فازی \tilde{A} را زیرمجموعه فازی \tilde{B} گوئیم و می‌نویسیم $\tilde{A} \subseteq \tilde{B}$ ، اگر برای هر $x \in X$ ، داشته باشیم:

$$A(x) \leq B(x)$$

- دو مجموعه فازی \tilde{A} و \tilde{B} را مساوی گوئیم و می‌نویسیم $\tilde{A} = \tilde{B}$ ، اگر برای هر $x \in X$ ، داشته باشیم:

$$A(x) = B(x)$$

- مجموعه فازی \tilde{A}' ، متمم مجموعه فازی \tilde{A} ، توسط تابع عضویت زیرتعریف می‌شود:

$$A'(x) = 1 - A(x), \quad \forall x \in X$$

مثال ۳-۲. فرض کنید $X = \{1, 2, \dots, 10\}$ و زیرمجموعه‌های فازی \tilde{A} و \tilde{B} به صورت زیر تعریف شده باشند:

$$\tilde{A} = \left\{ \frac{0.1}{2}, \frac{0.3}{3}, \frac{0.5}{4}, \frac{0.8}{6}, \frac{0.5}{7}, \frac{0.3}{8}, \frac{0.1}{9} \right\}$$

$$\tilde{B} = \left\{ \frac{0.1}{1}, \frac{0.4}{2}, \frac{0.6}{3}, \frac{0.8}{4}, \frac{1}{5}, \frac{0.8}{6}, \frac{0.6}{7}, \frac{0.4}{8}, \frac{0.1}{9} \right\}$$

در این صورت چون برای هر $x \in X$ ، $A(x) \leq B(x)$ پس $\tilde{A} \subseteq \tilde{B}$ و همچنین خواهیم داشت:

$$A' = \left\{ \frac{1}{1}, \frac{0.9}{2}, \frac{0.7}{3}, \frac{0.5}{4}, \frac{0.3}{5}, \frac{0.2}{6}, \frac{0.5}{7}, \frac{0.7}{8}, \frac{0.9}{9}, \frac{1}{10} \right\}$$

۲-۱۷- شبکه عصبی مصنوعی

یک نرون بیولوژیک با جمع ورودی‌های خود که از طریق دندریت‌ها با یک وزن سیناپسی خاص به نرون اعمال می‌شوند، با رسیدن به یک حد معین تولید خروجی می‌کند. این حد معین که همان حد آستانه می‌باشد، در حقیقت عامل فعالیت نرون یا غیر فعال بودن آن است [۴۲].

با توضیحات فوق می‌توان گفت که در مدل‌سازی یک نرون بیولوژیک به طور مصنوعی می‌بایست به سه عامل توجه شود:

۱- نرون یا فعال است یا غیر فعال

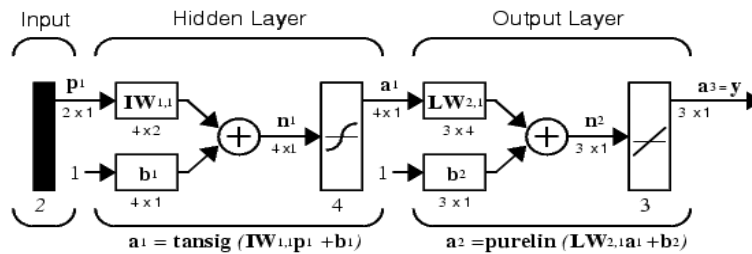
۲- خروجی تنها به ورودی‌های نرون بستگی دارد

۳- ورودی‌ها باید به حدی برسند تا خروجی ایجاد گردد.

۲-۱۷-۱- شبکه عصبی پرسپترون چند لایه^{۳۳}

در بسیاری از مسائل پیچیده ریاضی که به حل معادلات بغرنج غیر خطی منجر می‌شود، یک شبکه پرسپترون چند لایه می‌تواند به سادگی با تعریف اوزان و توابع مناسب مورد استفاده قرار گیرد. توابع فعالیت مختلفی به فراخور اسلوب مسئله در نرون‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این نوع شبکه‌ها از یک لایه ورودی جهت اعمال ورودی‌های مسئله یک لایه پنهان و یک لایه خروجی که نهایتاً پاسخ‌های مسئله را ارائه می‌نمایند، استفاده می‌شود [۴۲].

گره‌هایی که در لایه ورودی هستند، نرون‌های حسی^{۳۴} و گره‌های لایه خروجی، نرون‌های پاسخ دهنده^{۳۵} هستند. در لایه پنهان نیز، نرون‌های پنهان^{۳۶} وجود دارند [۴۳]. نمونه‌ای از یک شبکه پرسپترون چند لایه در شکل ۲-۴ نمایش داده شده است.



شکل ۲-۲۰. ساختار پرسپترون چندلایه با نرون‌های پنهان و نرون‌های خروجی با تابع خطی

در این شبکه، خروجی‌های واقعی با خروجی‌های دلخواه مقایسه می‌شوند و وزن‌ها به وسیله الگوریتم پس انتشار، به صورت تحت نظارت تنظیم می‌گردند تا الگوی مناسب بوجود آید. برای الگوی ورودی p ، مربع خطای خروجی برای تمامی سلول‌های لایه خروجی شبکه به صورت زیر در می‌آید:

$$E_p = \frac{1}{2}(d^p - y^p)^2 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^s (d_j^p - y_j^p)^2 \quad (2-22)$$

³³ -Multilayer Perceptron

³⁴ -Sensory

³⁵ -Responding

³⁶ -Hidden

که در آن d_j^p خروجی دلخواه برای ژامین سلول در لایه خروجی، s ابعاد بردار خروجی، y^p بردار خروجی واقعی و d^p بردار خروجی دلخواه هستند. مربع خطای کل E برای P الگو بصورت رابطه (۲) می‌باشد:

$$E = \sum_{p=1}^P E_p = \frac{1}{2} \sum_{p=1}^P \sum_{j=1}^s (d_j^p - y_j^p)^2 \quad (23-2)$$

وزن‌ها با هدف کاهش تابع هزینه E به مقدار مینیمم به روش گرادیان نزولی تنظیم می‌گردند. معادله به روز درآوردن وزن‌ها بصورت زیر است:

$$w_{ij}(t+1) = w_{ij}(t) + \eta \Delta_{w_{ij}}(t) + \alpha \Delta_{w_{ij}}(t-1) \quad (24-2)$$

که در آن $\Delta_{w_{ij}}(t) = -\left(\frac{\partial E_p}{\partial w_{ij}(t)}\right)$ ، ضریب یادگیری، η ضریب یادگیری، α ضریب لحظه‌ای، $w_{ij}(t+1)$ وزن جدید و $w_{ij}(t)$ وزن قبلی می‌باشد. همچنین در این روش، وزن‌ها به طور مکرر برای تمامی الگوهای یادگیری به روز درآورده می‌شوند. روند، یادگیری هنگامی متوقف می‌شود که مجموع کل خطا برای p الگو از مقدار آستانه تعیین شده کمتر شود یا تعداد کل دوره‌ی تعلیم به پایان برسد. لازم به ذکر است که روش تعلیم مذکور، روش تعلیم پس انتشار خطا با ترم لحظه‌ای می‌باشد و احتمال همگرایی در مینیمم‌های محلی را نسبت به روش پس انتشار خطا کاهش می‌دهد.

فصل سوم

روش تحقیق

۳-۱- مقدمه

همانطور که قبلاً اشاره شد، افزایش روز افزون استفاده از هواپیماهای بدون سرنشین و جایگاهی که این نوع هواپیماها در صنعت دفاعی کشورها پیدا کرده‌اند، باعث شده است که سرمایه گذاری های کلانی در این زمینه انجام شود. یکی از مهمترین بخش ها در طراحی و ساخت این نوع هواپیماها، طراحی سیستم خلبان خودکار ارتفاع می باشد و اگر هواپیما از نوع بدون سرنشین باشد و فاکتورهایی مانند برد پروازی و مانور پذیری بالا حائز اهمیت باشند، در انتخاب سیستم کنترل و ابزار دقیق مناسب باید دقت بسیار نمود. لذا بایستی به دنبال روشی نوین بود تا وابستگی پهباد به ایستگاه زمینی را کاهش داده و حتی در بعضی ماموریت های خاص کاملاً حذف کرد. با توجه به اهمیت موضوع، در این فصل به بیان روش پیشنهادی جهت کنترل ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین خواهیم پرداخت.

۳-۲- روش پیشنهادی

برای خیلی از سیستم‌های واقعی، اطلاعات از دو منبع اصلی به دست می‌آید: یکی شخص خبره که دانش خود را در مورد سیستم به زبان طبیعی بیان می‌کند و دیگری اندازه گیری سنسورها و مدل ریاضی است که از قوانین فیزیکی به دست می‌آید. تبدیل زبان طبیعی به ریاضیات توسط سیستم های فازی صورت می‌گیرد. پارامتر های مختلفی بر عملکرد خودکار پهباد موثر است که در به بررسی آنها خواهیم پرداخت. در ادامه با استفاده از منطق فازی و شبکه عصبی مصنوعی MLP به طراحی مدل‌های پیشنهادی خواهیم پرداخت. در ادامه مراحل انجام کار نشان داده شده است.

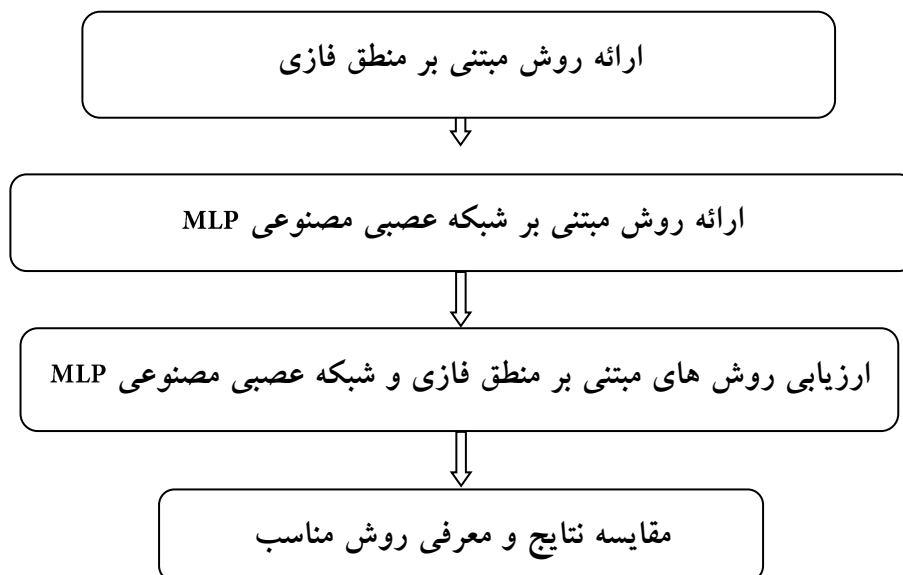
مرحله اول: ارائه روش مبتنی بر منطق فازی

مرحله دوم: ارائه روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP

مرحله سوم: ارزیابی روش های مبتنی بر منطق فازی و شبکه عصبی مصنوعی MLP

مرحله چهارم: مقایسه نتایج و معرفی روش مناسب

در شکل ۱-۳ بلوک دیاگرام مراحل فوق نمایش داده است.



شکل ۱-۳ بلوک دیاگرام مراحل انجام کار

۳-۳- ارائه روش مبتنی بر منطق فازی

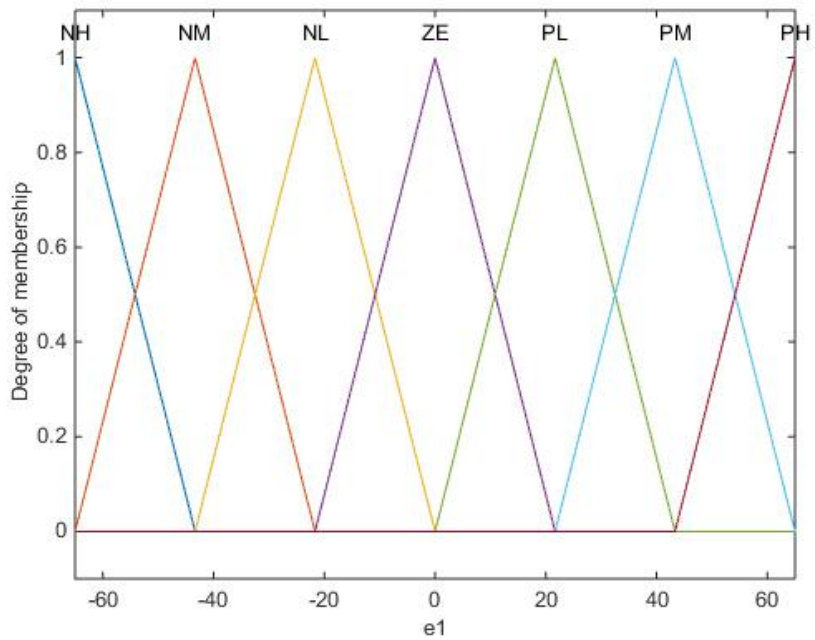
جهت ارائه روش پیشنهادی از یک کنترل گر فازی با دو ورودی و یک خروجی استفاده می شود. پارامترهای مورد استفاده در مدل فازی ممدانی، خطا و نرخ تغییرات خطا می باشد. در مدل فازی، خطا را $e1$ و نرخ تغییرات خطا را $e2$ در نظر گرفته ایم. خروجی نیز انحراف الویتور می باشد که با u نشان داده ایم. دو پارامتر $e1$ و $e2$ به عنوان پارامترهای مورد استفاده در این پایان نامه استفاده می شود. در ادامه پارامترهای مذکور را به فضای فازی منتقل می کنیم و مدل فازی پیشنهادی را مطرح می نمائیم.

۳-۴- فازی سازی پارامترها

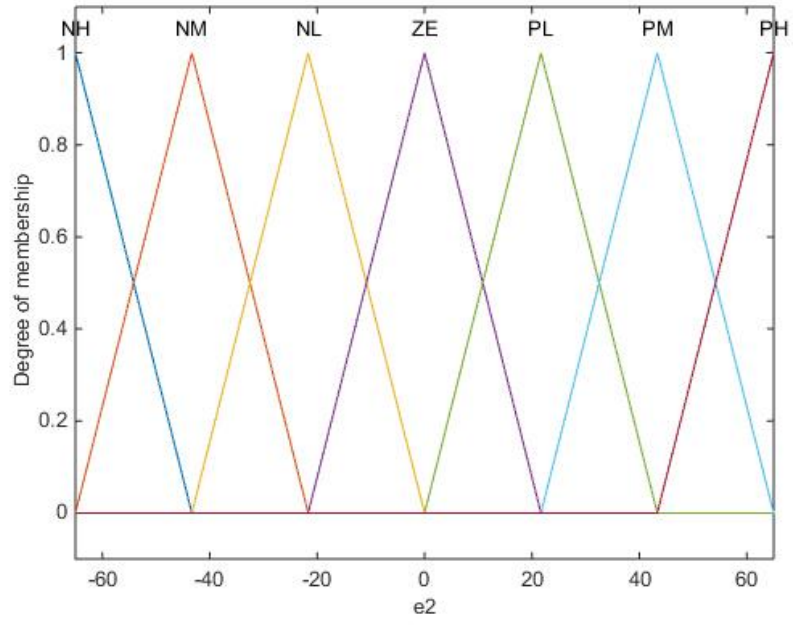
در این مرحله از کار به فازی سازی دو پارامتر $e1$ و $e2$ که در واقع ورودی های سیستم فازی پیشنهادی ما می باشند می پردازیم. برای این پارامترها از تابع عضویت مثلثی استفاده می کنیم. یک تابع عضویت مثلثی را می توان به وسیله رابطه ۱-۳ نشان داد.

$$f(x, a, b, c) = \begin{cases} 0, & x \leq a \\ \frac{x-a}{b-a} & a \leq x \leq b \\ \frac{c-x}{c-b} & b \leq x \leq c \\ 0, & c \leq x \end{cases} \quad (1-3)$$

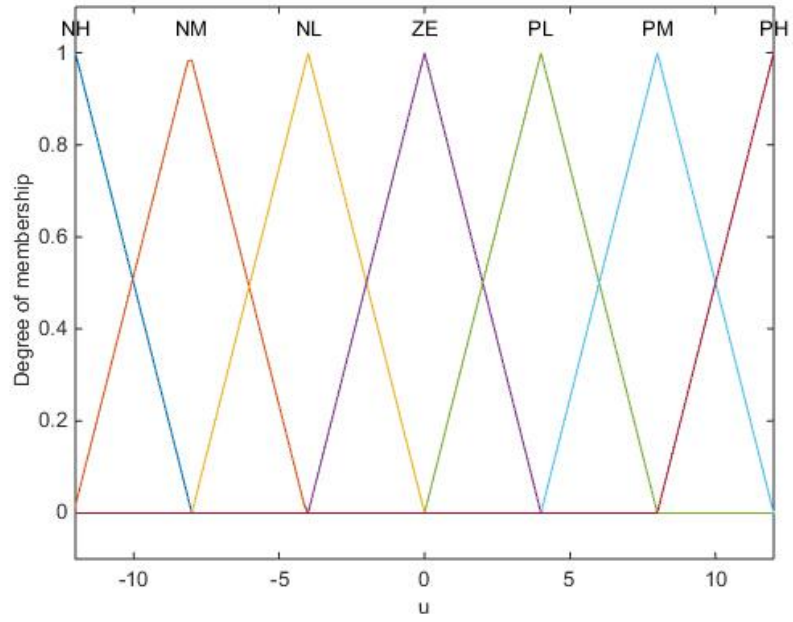
برای دو پارامتر e_1 و e_2 محدوده را بین -65 تا 65 در نظر گرفتیم، در حالی که این بازه برای خروجی یا u بین -12 تا 12 در نظر گرفته شد. در ادامه، توابع عضویت پارامترهای ورودی و خروجی نشان داده شده است.



شکل ۲-۳ تابع عضویت متغیر e_1



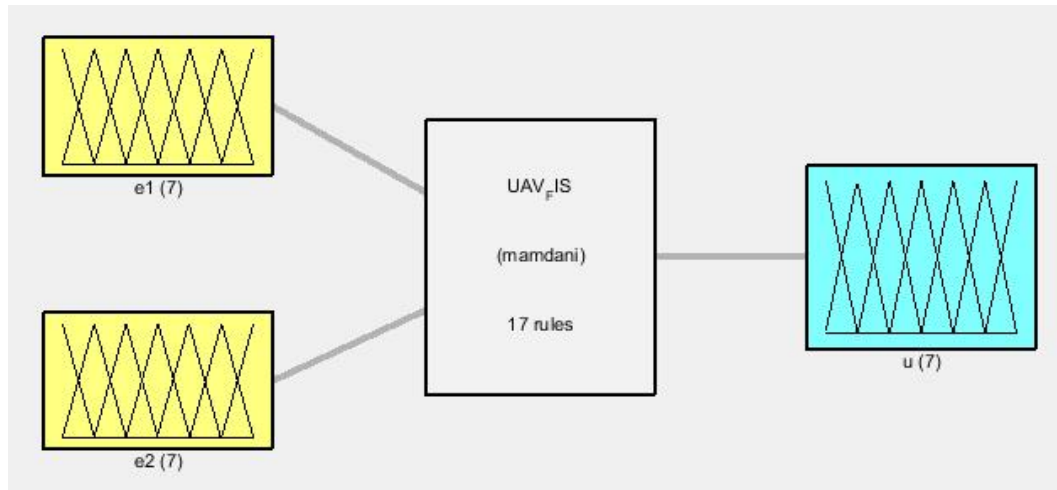
شکل ۳-۳ تابع عضویت متغیر e_2



شکل ۴-۳ تابع عضویت متغیر u

۵-۳- طراحی مدل فازی

در گام قبل متغیرهای مربوطه به فضای فازی منتقل شدند. در ادامه سیستم استنتاج فازی ممدانی را با دو متغیر ورودی، یک متغیر خروجی و نوع تابع عضویت مثلثی طراحی می‌کنیم. در این مدل از قانون فازی برای استنتاج استفاده می‌کنیم. شکل ۵-۳ نمایی کلی از سیستم فازی را نشان می‌دهد.



شکل ۵-۳ نمایی کلی از سیستم فازی

در پیوست الف، قوانین مربوط به سیستم فازی ممدانی نشان داده شده است. در این مدل از ۱۷ قانون جهت استنتاج بهره گرفته شده که این قوانین با راهنمایی افراد خبره، ایجاد گردیده است. همچنین در پیوست ب، قطعه کد مورد نیاز جهت ایجاد سیستم فازی ممدانی آمده است. کد مورد نیاز برای ایجاد روش پیشنهادی مبتنی بر منطق فازی دارای چهار بخش است. بخش اول این کد مشخصات کلی سیستم را ایجاد کرده که شامل نام سیستم، نوع و نسخه سیستم، تعداد متغیرهای ورودی، تعداد متغیرهای خروجی و روش دیفازی کردن می‌باشد. بخش دوم کد شامل مشخصات متغیرهای ورودی، توابع عضویت، محدوده این توابع و ... می‌باشد. بخش سوم کد شامل مشخصات متغیرهای خروجی، توابع عضویت، محدوده این توابع و ... می‌باشد و در بخش چهارم قوانین مورد نیاز سیستم استنتاج فازی طراحی شده است.

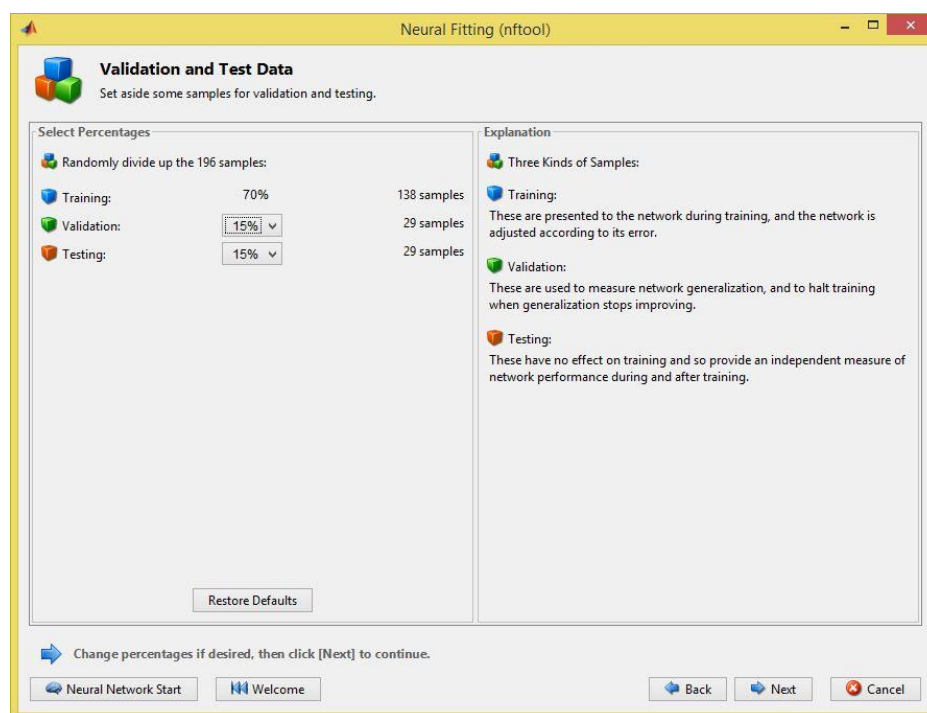
۳-۶- ارائه روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP

برای ایجاد شبکه عصبی مصنوعی MLP از دستور زیر استفاده می‌شود.

```
net = newff(inputs, targets, hiddenLayerSize, TF);
```

در این مدل، تعداد گذرهای آموزشی را ۲۰ در نظر گرفتیم. همچنین داده‌های ورودی را به ۳ قسمت تقسیم نمودیم. هنگام طراحی و پیاده‌سازی شبکه، از ۷۰ درصد داده‌ها برای آموزش، ۱۵ درصد برای ارزیابی و ۱۵ درصد برای آزمایش نهایی استفاده شد. همچنین ۵ نورون برای لایه پنهان شبکه لحاظ گردید و برای آموزش شبکه از تابع `trainlm` استفاده شد. خروجی سیستم، ارتفاعی است که توسط سیستم تخمین زده شده است.

در شکل ۳-۶ نمایشی از مراحل طراحی شبکه عصبی مصنوعی MLP به منظور نمایش تعداد داده‌ها در قسمت‌های مختلف نشان داده شده است و از جعبه ابزار متلب صرفاً جهت نمایش این تصویر استفاده شده است.



شکل ۳-۶: نمایشی از مراحل طراحی شبکه عصبی مصنوعی MLP

فصل چهارم
محاسبات و
یافته های تحقیق

۴-۱- مقدمه

در این فصل روش پیشنهادی را اجرا می‌کنیم و نتایج حاصل را بر روی نمودارهای مختلف نمایش می‌دهیم.

۴-۲- محاسبه‌ی خطای روش پیشنهادی

شایان ذکر است که عملکرد روش پیشنهادی به وسیله انجام آزمایش بر روی داده‌ها مورد ارزیابی و سنجش قرار می‌گیرد. یک قسمت از این داده‌ها را برای آموزش شبکه و قسمت دیگر این داده‌ها را برای آزمایش استفاده می‌کنیم. یکی از معیارهای مورد استفاده در ارزیابی مدل‌ها، مجذور میانگین مربعات خطا بین مقادیر پیش‌بینی شده و اندازه‌گیری شده می‌باشد. خطای جذر میانگین مربعات یا انحراف جذر میانگین مربعات^{۳۷} یا خطای جذر میانگین مربع‌ها^{۳۸}، تفاوت میان مقدار پیش‌بینی شده توسط مدل یا برآوردگر آماری و مقدار واقعی می‌باشد. خطای جذر میانگین مربعات، ابزار مناسبی برای مقایسه‌ی خطاهای پیش‌بینی توسط یک مجموعه داده می‌باشد [۴۴].

این مقدار با استفاده از رابطه ۴-۱ قابل محاسبه می‌باشد:

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (y_i - \hat{y})^2}{N}} \quad (۴-۱)$$

این شاخص ابتدا اختلاف تک تک مقادیر مشاهده شده را با مقادیر تخمین زده شده به وسیله مدل محاسبه نموده و به توان دو می‌رساند. سپس از این اختلافات میانگین گرفته و در نهایت جذر عدد میانگین را ارائه می‌دهد که همان RMSE است. این شاخص معیاری برای دقت نتایج است و معمولاً هرچه مدل بهتر بر داده‌ها منطبق باشد مقدار آن کمتر می‌شود.

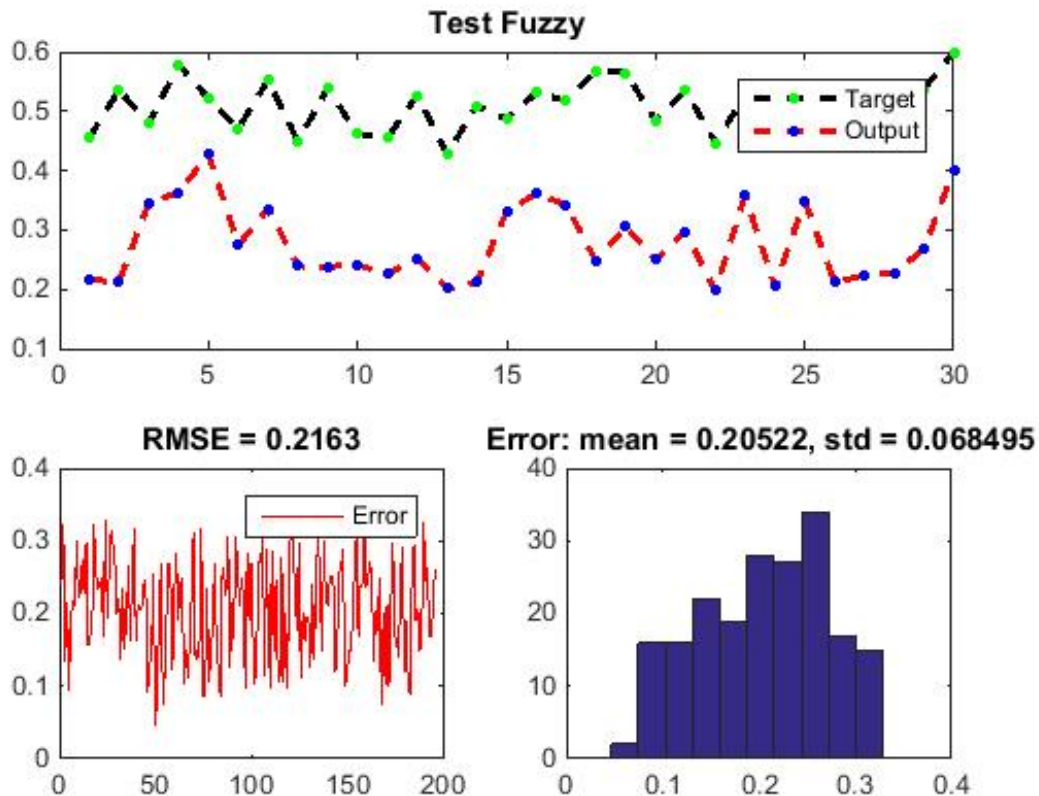
^{۳۷}root-mean-square deviation (RMSD)

^{۳۸}root-mean-square error (RMSE)

۳-۴- ارزیابی روش مبتنی بر منطق فازی

در فصل سوم، دو روش مختلف با استفاده از منطق فازی و شبکه عصبی مصنوعی MLP ارائه شد که هر یک از این دور روش عملکرد متفاوتی دارند که در این قسمت قصد داریم که به ارزیابی روش مبتنی بر منطق فازی بپردازیم. لازم به ذکر است که هر دو روش با استفاده از داده‌های استاندارد یکسان مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند. داده‌های مورد استفاده در این پایان نامه شامل ۱۹۶ رکورد می‌باشد.

در شکل ۱-۵ نمودار عملکرد، نمودار خطا و نمودار هیستوگرام مربوط به روش مبتنی بر سیستم فازی بر روی نمایش داده شده است که برای نمایش بهتر، تنها ۳۰ رکورد نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود مدل فازی در نقاط محدودی، عملکرد نسبتاً مناسبی داشته است.



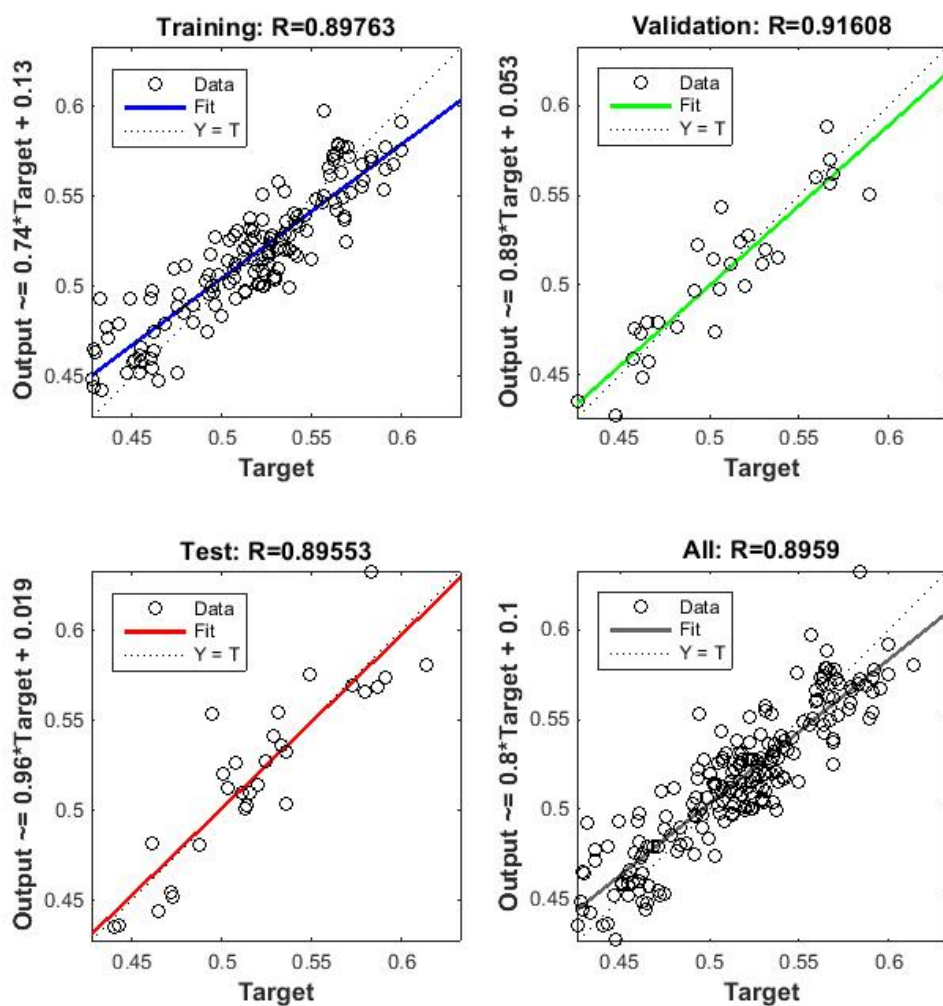
شکل ۱-۴ نمودارهای مربوط به محاسبه خطای روش مبتنی بر سیستم فازی

همانطور که مشاهده می‌شود، پس از آزمایش مدل فازی بر روی داده‌ها، مقدار جذر میانگین مربعات خطاها³⁹ برابر با ۰.۲۱۶۳ و مقدار انحراف معیار استاندارد برابر با ۰.۰۶۸۴۹۵ می‌باشد.

۴-۴ - ارزیابی روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP

در این بخش قصد داریم که به ارزیابی عملکرد روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP بپردازیم. همانطور که قبلاً اشاره شد برای ارزیابی هر دو روش از داده‌های استاندارد یکسان استفاده شده است. شکل ۲-۴ نحوه قرار گرفتن داده‌ها حول محور خط را در حالت‌های مختلف آموزش، ارزیابی و آزمایش نمایش می‌دهد. همانطور که در شکل نشان داده شده است داده‌ها با اختلاف کمی در محوریت خط قرار گرفته‌اند که نشان از عملکرد خوب مدل پیشنهادی است.

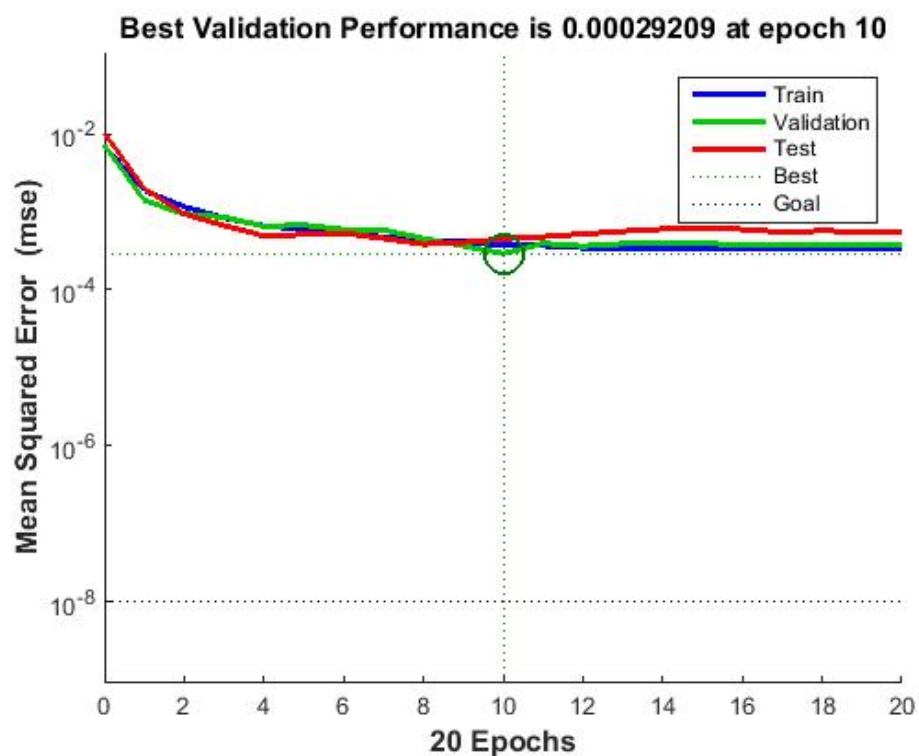
³⁹ RMSE



شکل ۲-۴ پراکندگی داده ها حول محور رگرسیون برای مدل مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP

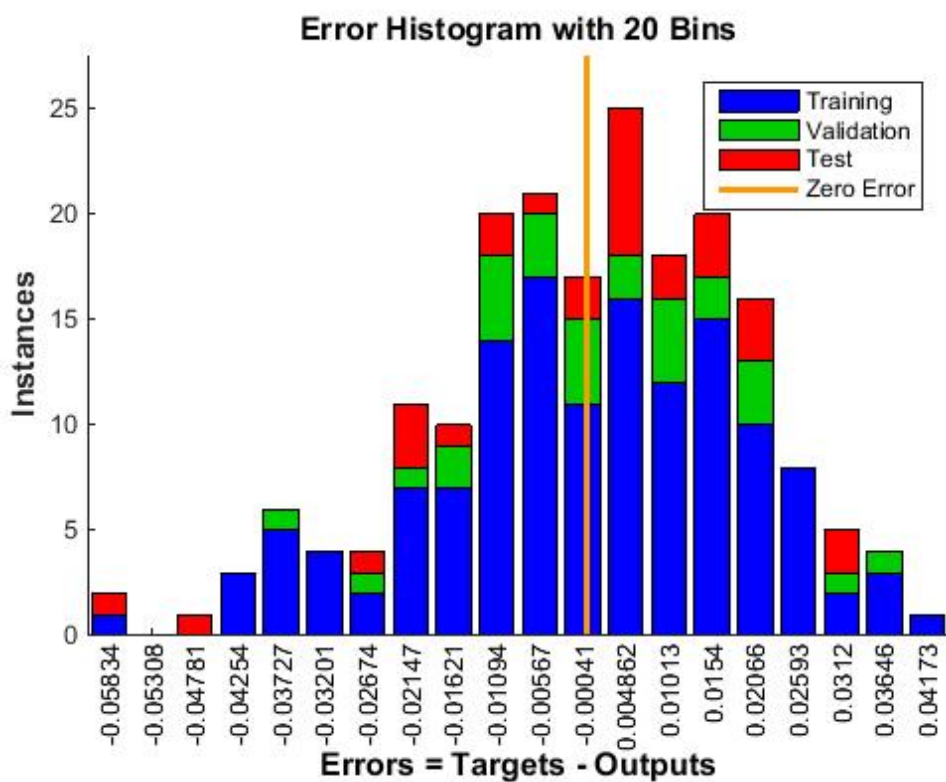
همچنین در شکل ۳-۴ نمودار عملکرد مدل مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP نشان داده شده است.

همانطور که در کل مشخص است، عملکرد مدل پیشنهادی در مرحله ۱۰ برابر با 0.00029209 می باشد.



شکل ۳-۴ نمودار عملکرد مدل مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP

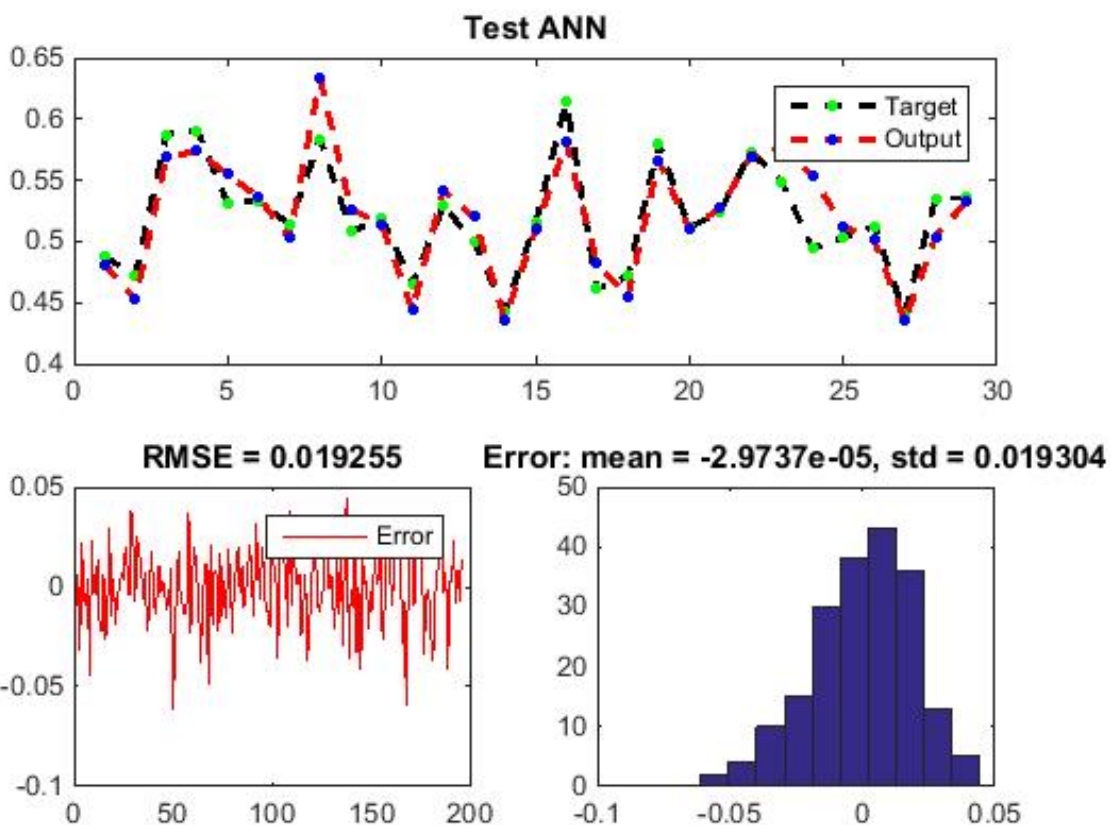
در شکل ۴-۴ نیز نمودار هیستوگرام خطای مدل مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP در ۲۰ مرحله نشان داده شده است که این نمودار، میزان خطای مدل پیشنهادی در هر مرحله می باشد.



شکل ۴-۴ نمودار هیستوگرام خطای مدل مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP

و در نهایت در شکل ۴-۵ نمودار عملکرد، نمودار خطا و نمودار هیستوگرام مربوط به روش مبتنی بر شبکه

عصبی مصنوعی MLP نمایش داده شده است.



شکل ۴-۵ نمودارهای مربوط به محاسبه خطای روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP

همانطور که مشاهده می شود، پس از آزمایش روش شبکه عصبی مصنوعی MLP، مقدار جذر میانگین مربعات خطاها^{۴۰} برابر با ۰.۰۱۹۲۵۵ و مقدار انحراف معیار استاندارد برابر با ۰.۰۱۹۳۰۴ می باشد که با توجه به نمودار درمی یابیم که روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی عملکرد بسیار مناسبی در تخمین نقاط مربوطه داشته است.

۴-۵- سناریوی انجام کار

آنچه در این پایان نامه انجام شد، ارائه ی یک روش بهینه و کارا جهت شبیه سازی کنترل ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین می باشد. مراحل انجام گرفته به شرح زیر می باشد:

مرحله اول: ارائه روش مبتنی بر منطق فازی

⁴⁰ RMSE

مرحله دوم: ارائه روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP

مرحله سوم: ارزیابی روش‌های مبتنی بر منطق فازی و شبکه عصبی مصنوعی MLP

مرحله چهارم: مقایسه نتایج و معرفی روش مناسب

در این پایان نامه از دو پارامتر خطا و نرخ تغییرات خطا به عنوان ورودی سیستم فازی (که خطا اختلاف میان ارتفاع و ارتفاع فرمان، $e = h - h_c$ ، می‌باشد) استفاده کردیم. در مرحله‌ی بعد این پارامترها را به فضای فازی منتقل کرده و سیستم فازی را بر اساس این پارامترها مطرح نمودیم. سپس شبکه‌ی عصبی مصنوعی MLP را طراحی و پیاده سازی نمودیم. در ادامه هر دو روش با داده ها و شرایط یکسان آزموده شد و برای هر کدام میزان خطا⁴¹ و اتحراف معیار استاندارد محاسبه گردید.

۴-۶- نتایج حاصل

این بخش شامل بررسی سناریوی استفاده شده و ارائه نتایجی است که از اجرای روش‌های پیشنهادی بدست آوردیم. در ابتدای این فصل، مشخصات داده های ورودی معرفی شد و ابزار استفاده شده برای پیاده سازی روش‌های موجود تشریح گردید. در روش مبتنی بر منطق فازی، از دو ورودی و یک خروجی و برای استنتاج از ۱۷ قانون استفاده نمودیم و تابع عضویت متغیرها را از نوع مثلثی در نظر گرفتیم. همچنین در سیستم شبکه عصبی مصنوعی MLP، تعداد گذرهای آموزشی را ۲۰ در نظر گرفتیم و هنگام طراحی و پیاده سازی شبکه، از ۷۰ درصد داده ها برای آموزش، ۱۵ درصد برای ارزیابی و ۱۵ درصد برای آزمایش نهایی استفاده شد. همچنین ۵ نورون برای لایه پنهان شبکه لحاظ گردید و برای آموزش شبکه از تابع trainlm استفاده کردیم.

⁴¹ RMSE

پس از آزمایش بر روی داده های یکسان، مقدار جذر میانگین مربعات خطاها^{۴۲} برای روش شبکه مبتنی بر منطق فازی برابر با ۰.۲۱۶۳ و برای روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP برابر با ۰.۱۹۲۵۵ شد که در این آزمایش روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP عملکرد بهتری داشته است. لذا با توجه به مقدار جذر میانگین مربعات خطا و انحراف معیار استاندارد در روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP کمتر از روش مبتنی بر منطق فازی بوده است، لذا روش شبکه عصبی مصنوعی MLP عملکرد دقیق تر و مناسبتری دارد.

⁴² RMSE

فصل پنجم

نتیجه‌گیری و پیشنهادات

۵-۱- مقدمه

در این فصل نتیجه‌گیری، مزایا، معایب و پیشنهادات آتی ارائه خواهد شد.

۵-۲- نتیجه‌گیری

در پایان نامه‌ی حاضر، روش‌های مختلفی مبتنی بر منطق فازی و شبکه عصبی مصنوعی MLP برای کنترل ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین ارائه شد. سپس هر دو روش با استفاده از داده‌ها و شرایط یکسان آزمایش شدند. نتایج بدست آمده بدین صورت بیان می‌شوند:

پس از آزمایش بر روی داده‌های یکسان، مقدار جذر میانگین مربعات خطاها^{۴۳} برای روش شبکه مبتنی بر منطق فازی برابر با ۰.۲۱۶۳ و برای روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP برابر با ۰.۰۱۹۲۵۵ شد که در این آزمایش روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP عملکرد بهتری داشته است.

لذا با توجه به مقدار جذر میانگین مربعات خطا و انحراف معیار استاندارد در روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP کمتر از روش مبتنی بر منطق فازی بوده است، لذا روش شبکه عصبی مصنوعی MLP عملکرد دقیق‌تر و مناسب‌تری دارد.

۵-۳- مزایا و معایب

در این پایان نامه از روش شبکه عصبی مصنوعی MLP جهت دریافت ورودی‌ها و کنترل خودکار هواپیمای بدون سرنشین استفاده شده است. یکی از کاربردهای بسیار جالب شبکه‌های عصبی مصنوعی MLP شناسایی و دسته‌بندی الگو می‌باشد، لذا با توجه به استفاده از شبکه عصبی مصنوعی MLP، دقت بالا نسبت به روش مبتنی بر منطق فازی یکی از مزایای روش پیشنهادی است. علاوه بر این، روش مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی MLP بسیار سریع‌تر از روش‌هایی همچون شبکه عصبی فازی تطبیقی می‌باشد.

⁴³ RMSE

باشد و با توجه به اهمیت تسریع عملیات پرواز، سرعت روش پیشنهادی یکی دیگر از مزایای این تحقیق است.

اما موارد بسیار در شرایط واقعی بر عملکرد دقیق هواپیمای بدون سرنشین موثر است که ما در این پایان نامه تنها دو فاکتور خطا و نرخ تغییرات خطا را لحاظ کرده ایم. لذا در نظر نگرفتن همه‌ی فاکتورهای موثر بر صحت پرواز، یکی از محدودیت‌ها و معایب تحقیق بوده است.

۴-۵ - کارهای آینده

در ادامه این کار قصد داریم با استفاده از روش‌هایی همچون شبکه عصبی فازی تطبیقی و انواع دیگری از شبکه عصبی مصنوعی به ارائه مدل‌هایی جهت کنترل ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین پردازیم. همچنین در کارهای آتی قصد داریم علاوه بر در نظر گرفتن پارامترهای خطا و نرخ تغییرات خطا، با لحاظ کردن پارامترهای دیگر، بر صحت عملکرد مدل پیشنهادی بیفزاییم.

- ١ Stipanović, D.M., et al., *Decentralized overlapping control of a formation of unmanned aerial vehicles*. Automatica, 2004. 40(8): p. 1285-1296.
- ٢ Valavanis, K.P., *Advances in unmanned aerial vehicles: state of the art and the road to autonomy*. Vol. 33 :٢٠٠٨ .Springer Science & Business Media.
- ٣ Chao, H., Y. Cao, and Y. Chen, *Autopilots for small unmanned aerial vehicles: a survey*. International Journal of Control, Automation and Systems, 2010. 8(1): p. 36-44.
- ٤ Everaerts, J., *The use of unmanned aerial vehicles (UAVs) for remote sensing and mapping*. The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, 2008. 37: p. 1187-1192.
- ٥ Rango, A., et al., *Using unmanned aerial vehicles for rangelands: current applications and future potentials*. Environmental Practice, 2006. 8(03): p. 159-168.
- ٦ Madani, T. and A. Benallegue. *Sliding mode observer and backstepping control for a quadrotor unmanned aerial vehicles*. in *American Control Conference, 2007. ACC'07*. 2007 .IEEE.
- ٧ Rafi, F., et al. *Autonomous target following by unmanned aerial vehicles*. in *Defense and Security Symposium*. 2006. International Society for Optics and Photonics.
- ٨ Anderson, K. and K.J. Gaston, *Lightweight unmanned aerial vehicles will revolutionize spatial ecology*. Frontiers in Ecology and the Environment, 2013. 11(3): p. 138-146.
- ٩ Lelong, C.C., et al., *Assessment of unmanned aerial vehicles imagery for quantitative monitoring of wheat crop in small plots*. Sensors, 2008. 8(5): p. 3557-3585.
- ١٠ Guenard, N., T. Hamel, and R. Mahony, *A practical visual servo control for an unmanned aerial vehicle*. Robotics, IEEE Transactions on, 2008. 24(2): p. 331-340.
- ١١ Anton, S.R. and D.J. Inman. *Vibration energy harvesting for unmanned aerial vehicles*. in *The 15th International Symposium on: Smart Structures and Materials & Nondestructive Evaluation and Health Monitoring*. 2008. International Society for Optics and Photonics.
- ١٢ Wang, J., et al., *Integration of GPS/INS/vision sensors to navigate unmanned aerial vehicles*. The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, 2008. 37: p. 963-970.
- ١٣ Kim, K., et al., *Fuel cell system with sodium borohydride as hydrogen source for unmanned aerial vehicles*. Journal of power sources, 2011. 196(21): p. 9069-9075.
- ١٤ Weibel, R.E. and R.J. Hansman, *Safety considerations for operation of unmanned aerial vehicles in the national airspace system*. 2006.
- ١٥ Huang, M., et al. *Adaptive tracking control of underactuated quadrotor unmanned aerial vehicles via backstepping*. in *American Control Conference (ACC), 2010*. 2010. IEEE.
- ١٦ Langelaan, J.W., N. Alley, and J. Neidhoefer, *Wind field estimation for small unmanned aerial vehicles*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011. 34(4): p. 1016-1030.

- .17 Abdessameud, A. and A. Tayebi, *Formation control of VTOL unmanned aerial vehicles with communication delays*. Automatica, 2011. 47(11): p. 2383-2394.
- .18 Caballero, F., et al. *Improving vision-based planar motion estimation for unmanned aerial vehicles through online mosaicing*. in *Robotics and Automation, 2006. ICRA 2006. Proceedings 2006 IEEE International Conference on*. 2006. IEEE.
- .19 Dasgupta, P., *A multiagent swarming system for distributed automatic target recognition using unmanned aerial vehicles*. Systems, Man and Cybernetics, Part A: Systems and Humans, IEEE Transactions on, 2008. 38(3): p. 549-563.
- .20 JONES IV, G.P., L.G. Pearlstine, and H.F. Percival, *An assessment of small unmanned aerial vehicles for wildlife research*. Wildlife Society Bulletin, 2006. 34(3): p. 750-758.
- .21 Tsourdos, A., B. White, and M. Shanmugavel, *Cooperative path planning of unmanned aerial vehicles*. Vol. 32. 2010: John Wiley & Sons.
- .22 Gupte, S., P.I.T. Mohandas, and J.M. Conrad. *A survey of quadrotor unmanned aerial vehicles*. in *Southeastcon, 2012 Proceedings of IEEE*. 2012. IEEE.
- .23 Farrell, J., *Aided navigation: GPS with high rate sensors*. 2008: McGraw-Hill, Inc.
- .24 Goswami, S., *Global Positioning System*, in *Indoor Location Technologies*. 2013, Springer. p. 51-63.
- .25 Nemra, A. and N. Aouf, *Robust INS/GPS sensor fusion for UAV localization using SDRE nonlinear filtering*. Sensors Journal, IEEE, 2010. 10(4): p. 789-798.
- .26 Nebiker, S., et al., *A light-weight multispectral sensor for micro UAV—Opportunities for very high resolution airborne remote sensing*. The international archives of the photogrammetry, remote sensing and spatial information sciences, 2008. 37: p. 1193-1200.
- .27 Price, I.C. and G.B. Lamont. *GA directed self-organized search and attack UAV swarms*. in *Proceedings of the 38th conference on Winter simulation*. 2006. Winter Simulation Conference.
- .28 Cooper, J. and M. Goodrich. *Towards combining UAV and sensor operator roles in UAV-enabled visual search*. in *Human-Robot Interaction (HRI), 2008 3rd ACM/IEEE International Conference on*. 2008. IEEE.
- .29 Lai, Y.-C. and S.-S. Jan, *Attitude estimation based on fusion of gyroscopes and single antenna GPS for small UAVs under the influence of vibration*. GPS solutions, 2011. 15(1):(p. 67-77.
- .30 Pflimlin, J.M., T. Hamel, and P. Soueres, *Nonlinear attitude and gyroscope's bias estimation for a VTOL UAV*. International Journal of Systems Science, 2007. 38(3): p. 197-210.
- .31 Jang, J.S. and D. Liccardo, *Small UAV automation using MEMS*. Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE, 2007. 22(5): p. 30-34.
- .32 Marina, D., et al., *UAV attitude estimation using unscented Kalman filter and TRIAD*. Industrial Electronics, IEEE Transactions on, 2012. 59(11): p. 4465-4474.
- .33 Ioannis K. Nikolos, K.P.V., *Evolutionary Algorithm Based Offline/Online Path Planner for UAV Navigation*. Senior Member. IEEE, Nikos C. Tsourveloudis, and Anargyros N. Kostaras, 2008.
- .34 Cai, G., et al. *Modeling and control system design for a UAV helicopter*. in *Control and Automation, 2006. MED'06. 14th Mediterranean Conference on*. 2006. IEEE.

- .۳۵ Shengyi, Y., L. Kunqin, and S. Jiao. *Design and simulation of the longitudinal autopilot of uav based on self-adaptive fuzzy pid control*. in *Computational Intelligence and Security, 2009. CIS'09. International Conference on*. 2009. IEEE.
- .۳۶ مرتضوی, ب.ع.و., طراحی خلبان خودکار فازی ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین. " نشریه مکانیک و هوافضا ۶.۳. ۲۰۱۰.
- .۳۷ Koppány Máthé and Lucian Buşoniu, *Control for UAVs: A Survey of General Methods and of Inexpensive Platforms for Infrastructure Inspection, Held at the University of California, Berkeley, California, 25 June 2015*
- .۳۸ Zadeh, L.A., *Fuzzy sets*. 1965.
- .۳۹ Ross, T.J., *Fuzzy logic with engineering applications*. Vol. 761. 2013: Wiley.
- .۴۰ Lee, C.C., *Fuzzy logic in control systems: fuzzy logic controller. II*. Systems, Man and Cybernetics, IEEE Transactions on, 1990. 20(2): p. 419-435.
- .۴۱ Sugeno, M. and T. Yasukawa, *A fuzzy-logic-based approach to qualitative modeling*. IEEE Transactions on fuzzy systems, 1993. 1(1): p. 7-31.
- .۴۲ Yetilmezsoy, K. and S. Demirel, *Artificial neural network (ANN) approach for modeling of Pb (II) adsorption from aqueous solution by Antep pistachio) Pistacia Vera L.) shells*. Journal of Hazardous Materials, 2008. 153(3): p. 1288-1300.
- .۴۳ Gupta, N., *Artificial neural network*. Network and Complex Systems, 2013. 3(1): p. 24-28.
- .۴۴ Chai, T. and R. Draxler, *Root mean square error (RMSE) or mean absolute error (MAE)?* Geoscientific Model Development Discussions, 2014. 7: p. 1525-1534.

پیوست الف: قوانین مورد استفاده در سیستم فازی ممدانی

e1	e2	u
PH	ZE	PH
ZE	NH	NH
NH	ZE	NH
ZE	PH	PH
PM	ZE	PM
ZE	NM	NM
NM	ZE	NM
ZE	PM	PM
PL	ZE	PL
ZE	NL	NL
NL	ZE	NL
ZE	PL	PL
ZE	ZE	ZE
PH	NL	PM
PL	NH	NM
NH	PL	NM
NL	PH	PM

پیوست ب: قطعه کد ایجاد سیستم فازی ممدانی

```
[System]
Name='UAV_FIS'
Type='mamdani'
Version=2.0
NumInputs=2
NumOutputs=1
NumRules=17
AndMethod='min'
OrMethod='max'
ImpMethod='min'
AggMethod='max'
DefuzzMethod='centroid'

[Input1]
Name='e1'
Range=[-65 65]
NumMFs=7
MF1='NH':'trimf',[-Inf -65 -43.33]
MF2='NM':'trimf',[-65 -43.33 -21.67]
MF3='NL':'trimf',[-43.33 -21.67 0]
MF4='ZE':'trimf',[-21.67 0 21.67]
MF5='PL':'trimf',[0 21.67 43.33]
MF6='PM':'trimf',[21.67 43.33 65]
MF7='PH':'trimf',[43.33 65 Inf]

[Input2]
Name='e2'
Range=[-65 65]
NumMFs=7
```

MF1='NH':'trimf',[-inf -65 -43.33]
MF2='NM':'trimf',[-65 -43.33 -21.67]
MF3='NL':'trimf',[-43.33 -21.67 0]
MF4='ZE':'trimf',[-21.67 0 21.67]
MF5='PL':'trimf',[0 21.67 43.33]
MF6='PM':'trimf',[21.67 43.33 65]
MF7='PH':'trimf',[43.33 65 inf]

[Output1]

Name='u'

Range=[-12 12]

NumMFs=7

MF1='NH':'trimf',[-inf -12 -7.999]

MF2='NM':'trimf',[-12.0634920634921 -8.06249206349206 -4.06449206349206]

MF3='NL':'trimf',[-7.999 -4.001 0]

MF4='ZE':'trimf',[-4.001 0 4.001]

MF5='PL':'trimf',[0 4.001 7.999]

MF6='PM':'trimf',[4.001 7.999 12]

MF7='PH':'trimf',[7.999 12 inf]

[Rules]

7 4, 7 (1) : 1

4 1, 1 (1) : 1

.....

1 5, 2 (1) : 1

3 7, 6 (1) : 1

Abstract

Today, widespread use of air equipment in military operations is inevitable that among these sudden risks rises from weak performance of pilot and also the conditions prevailing at time and space such as low altitude and atmospheric conditions, cause undeniable injuries and damages in control of sensitive military aircraft. These challenges persuade researchers who are looking for a solution to solve this issue. For this purpose, necessity of using unmanned aircraft is seem important in critical operations and designing smart systems to control unmanned aircraft. Due to the importance this issue, in this thesis we have provided a method based on artificial neural network MLP to control the height of unmanned aircraft and have compared it with a model based on fuzzy logic. Then we have calculated root Mean Square of height control error for both methods. The results show that the method based on artificial neural network MLP compared to methods based on fuzzy logic has better accuracy and performance.

Keywords: artificial neural network MLP, Fuzzy Control, Automatic control, UAV, unmanned aircraft.



Shahrood University of Technology
Faculty Computer

Simulation of unmanned aerial vehicle height control system

Seyyed Mehran Kazemi

**Supervisor:
Dr. Omidreza Maruzi**

January 2016