بسم الله الرحمن الرحیم

دانشگاه صنعتی شاهرود

دانشکده برق و رباتیک

گروه کنترل

هدایت فازی هواپیمای بدون سرنشین

مسعود رضازاده

استاد راهنما

دکتر علی اکبرزاده

پایان نامه جهت اخذ درجه کارشناسی ارشد

دی ماه ۱۳۹۱

تقدیم به

بهترین های زندگی من یعنی یک یک افراد خانواده و دوستانم

به خصوص

پشتیبان همیشگیم پدر بزرگوارم

دلنگران همیشگیم مادر مهربانم

مونس همیشگیم همسر فداکارم

سپاس خدای را که ما را آفرید و به ما قدرت تفکر بخشید؛ و سلام و درود بر محمّد و خاندان پاک او؛ و به یاد همه آنان که وجودمان وامدار وجودشان است.

از پدر و مادر عزیزم که در تمام عرصه های زندگی یار و یاوری بی چشم داشت برای من بوده اند و از همسر وفادار و صبورم برای همگامی در تحمل همه سختی هایی که برای به ثمر رسیدن این پایان نامه لازم بودند؛ نهایت تشکر را دارم.

از استاد شایسته؛ جناب آقای دکتر اکبرزاده که از هیچ کمکی در این عرصه بر من دریغ ننمودند و زحمت راهنمایی این پایان نامه را بر عهده گرفتند کمال تشکر و قدردانی را دارم، همچنین از جناب آقای دکتر فاتح و جناب آقای دکتر حاجی زاده که زحمت داوری این پایان نامه را متقبل شدند؛ بسیار سپاسگذارم.

چکیده

در این پایان‌نامه روش‌های جدیدی برای هدایت هواپیماهای بدون سرنشین، در فاز انتهایی تعقیب یک هدف متحرک و به منظور برخورد با هدف ارائه شده است. در این تحقیق از سیستم‌های فازی که یکی از توانمندترین روش‌های کنترل است برای ارائه یک سیستم هدایت کارآمد بهره جسته‌ایم. طراحی سیستم هدایت براساس مفاهیم شهودی تعقیب بوده و سیستم یکپارچه‌ای را برای فاصله‌های دور یا نزدیک ارائه می‌دهد. تمرکز این پایان‌نامه بر طراحی سیستم هدایت در صفحه است و در هر لحظه فرمان‌های جهت و سرعت مطلوب توسط سیستم‌های فازی طراحی شده ایجاد خواهد شد و فرمان ارتفاع همان ارتفاع هدف در نظر گرفته شده است. با توجه به این که هواپیمای تعقیب‌کننده امکان کنترل سرعت در حین پرواز را داشته باشد یا نه دو سیستم هدایت متفاوت ارائه گردیده است. استراتژی تعقیب مخصوصی برای هر دو وضعیت بدون کنترل سرعت و با کنترل سرعت تبیین شده تا هواپیمای تعقیب‌کننده در موقعیت مناسب برای برخورد با هدف قرار گیرد و بتواند در مقابل مانوور هدف بهترین عملکرد را داشته باشد. استراتژی‌ها بر اساس موقعیت هواپیمای تعقیب‌کننده نسبت به موقعیت و جهت سرعت هدف بنا شده‌اند، بنابر این دستگاه مختصات جدیدی به نام دستگاه هدف تشکیل شده و در هر لحظه موقعیت هواپیمای تعقیب‌کننده در این دستگاه محاسبه می‌شود. تشکیل این دستگاه کمک می‌کند تا هواپیمای تعقیب‌کننده بتواند موقعیت خود نسبت به هدف را با توجه به جهت سرعت هدف درک کند و بر اساس جلوتر بودن، عقب‌تر بودن و میزان فاصله عرضی با هدف، فرمان‌های مناسب برای جهت و سرعت هواپیمای تعقیب‌کننده را تعیین نماید.

واژه‌های کلیدی : هدایت، هواپیمای بدون سرنشین، سیستم‌های فازی، تعقیب هدف متحرک، ایجادبرخورد.

مقالات مستخرج از پایان نامه

۱. مسعود رضازاده، علی اکبرزاده، احسان مهنامی، **"هدایت فازی دو بعدی هواپیمای بدون سرنشین برای تعقیب و برخورد با هدف متحرک"** ،دوازدهمین کنفرانس سیستمهای فازی ایران، بابلسر، دانشگاه مازندران، ۲-۴ آبان، ۱۳۹۱.

۲. مسعود رضازاده، علی اکبرزاده، **" هدایت فازی دو بعدی هواپیمای بدون سرنشین همراه با کنترل سرعت برای تعقیب و برخورد با هدف متحرک"** ،دوازدهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، تهران، دانشگاه امیرکبیر، ۱-۳ اسفند، ۱۳۹۱.

فهرست

۱. مقدمه ۱

۱,۱ هواپیمای بدون سرنشین ۲

۲,۱ سیستم فازی ۴

۳,۱ مروری بر تحقیقات گذشته.. ۸

۴,۱ این پایان‌نامه ۱۱

۲. معرفی سیستم پرواز.. ۱۲

۱,۲ مقدمه ۱۳

۲,۲ معرفی متغیرهای پرواز هواپیمای بدون سرنشین ۱۵

۳,۲ معادلات حرکت ۱۷

۴,۲ نقش هدایت ۱۹

۵,۲ سیستم کنترل ۲۰

۳. هدایت فازی... ۲۱

۱,۳ مقدمه ۲۲

۲,۳ انتقال به دستگاه هدف... ۲۳

۳,۳ هدایت فازی بدون کنترل سرعت... ۲۵

۱,۳,۳ سیستم فازی... ۲۷

۲,۳,۳ توابع عضویت فازی.. ۲۷

۳,۳,۳ پایگاه قوائد فازی ۲۹

۴,۳,۳ خروجی سیستم فازی ۳۰

۴,۳ هدایت فازی همراه با کنترل سرعت ۳۲

۱,۴,۳ سیستم فازی... ۳۴

۲,۴,۳ توابع عضویت فازی.. ۳۵

۳,۴,۳ پایگاه قوائد فازی ۳۶

۴,۴,۳ خروجی سیستم فازی ۳۸
۵,۳ مروری بر این فصل ۴۰

۴. ریاضیات و تحلیل سیستم هدایت ۴۱
۱,۴ مقدمه ۴۲
۲,۴ نرم‌کننده مسیر دینامیکی و تعقیب مسیر ۴۲
۳,۴ تعقیب و برخورد با هدف متحرک ۴۵
۴,۴ سیستم‌های هدایت پیشنهاد شده ۴۷

۵. شبیه سازی‌ها و نتایج ۵۰
۱,۵ مقدمه ۵۱
۲,۵ دینامیک‌های حلقه کنترل ۵۳
۳,۵ هدایت فازی بدون کنترل سرعت ۵۸
۱,۳,۵ هدف با جهت ثابت ۵۹
۲,۳,۵ هدف با تغییر جهت ناگهانی ۶۱
۳,۳,۵ هدف دائماً در تغییر جهت ۶۴
۴,۳,۵ تعقیب هدف در اغتشاش باد ۶۶
۵,۳,۵ دارای تغییر ارتفاع ۶۸
۴,۵ هدایت فازی همراه با کنترل سرعت ۷۱
۱,۴,۵ هدف با جهت ثابت ۷۱
۲,۴,۵ هدف با تغییر جهت ناگهانی ۷۲
۳,۴,۵ هدف دائماً در تغییر جهت ۷۷
۴,۴,۵ تعقیب هدف در اغتشاش باد ۸۰
۵,۴,۵ دارای تغییر ارتفاع ۸۱
۵,۵ مقایسه نتایج هدایت بدون کنترل سرعت و هدایت با کنترل سرعت ۸۳

۶. نتیجه گیری و پیشنهادات ۸۹

مراجع ۹۲

فهرست اشکال

شکل ۱-۱ سیستم فازی ۷

شکل ۲-۱ ساختار سیستم پرواز هواپیمای بدون سرنشین ۱۳

شکل ۲-۲ ساختار سیستم پرواز هواپیمای بدون سرنشین ۱۴

شکل ۲-۳ دیاگرام بلوکی سیستم پرواز ۱۴

شکل ۲-۴ زاویه های اصلی هواپیما ۱۵

شکل ۲-۵ هواپیمای بدون سرنشین، زوایای اصلی و متغیر های کنترلی ۱۶

شکل ۲-۶ ساختار کلی هدایت و کنترل هواپیماهای بدون سرنشین.. ۱۹

شکل ۲-۷ حلقه کنترلی رایج برای ارتفاع.. ۲۰

شکل ۲-۸ حلقه کنترلی رایج برای جهت ۲۰

شکل ۳-۱ دستگاه مختصات پایگاه و دستگاه مختصات هدف ۲۴

شکل ۳-۲ توابع عضویت x (سیستم هدایت بدون کنترل سرعت) ۲۸

شکل ۳-۳ توابع عضویت y (سیستم هدایت بدون کنترل سرعت) ۲۹

شکل ۳-۴ خروجی در موقعیت های مختلف نسبت به هدف (سیستم هدایت بدون کنترل سرعت)........ ۳۲

شکل ۳-۵ توابع عضویت y به عنوان ورودی سیستم فازی جهت.. ۳۵

شکل ۳-۶ توابع عضویت x به عنوان ورودی سیستم فازی سرعت.. ۳۶

شکل ۳-۷ منحنی خروجی سیستم فازی جهت.. ۳۸

شکل ۳-۸ منحنی خروجی سیستم فازی سرعت ۳۸

شکل ۳-۹ ترکیب خروجی سیستم جهت و سیستم سرعت ۳۹

شکل ۴-۱ هدف و هواپیمای تعقیب کننده ۴۶

شکل ۴-۲ بلوک دیاگرام سیستم هدایت بدون کنترل سرعت ۴۸

شکل ۴-۳ بلوک دیاگرام سیستم هدایت همراه با کنترل سرعت ۴۸

شکل ۵-۱ حلقه کنترل و مدل هواپیمای بدون سرنشین ۵۲
شکل ۵-۲ پاسخ سیستم به تغییرات ناگهانی فرمان جهت ۵۴
شکل ۵-۳ تغییرات اندک سرعت و ارتفاع حاصل شده از تغییرات جهت ۵۵
شکل ۵-۴ پاسخ سیستم به تغیرات پیوسطه و نرم فرمان جهت ۵۵
شکل ۵-۵ عدم تغییر سرعت و ارتفاع در تغییرات نرم جهت.. ۵۶
شکل ۵-۶ پاسخ سیستم به تغییرات ناگهانی فرمان ارتفاع ۵۶
شکل ۵-۷ تغییرات زیاد سرعت و تغییرات اندک جهت حاصل از تغییرات ناگهانی ارتفاع ۵۷
شکل ۵-۸ پاسخ سیستم به تغییرات پیوسطه و نرم فرمان ارتفاع ۵۷
شکل ۵-۹ تغییرات سرعت و عدم تغییر جهت در اثر تغییر ارتفاع به صورت نرم ۵۸
شکل ۵-۱۰ خطای طولی و خطای عرضی در دستگاه هدف... ۵۹
شکل ۵-۱۱ فرمان جهت و پاسخ سیستم.. ۶۰
شکل ۵-۱۲ خطای طولی و خطای عرضی در دستگاه هدف با سامانه اصلاح شده ۶۱
شکل ۵-۱۳ فرمان جهت با سامانه اصلاح شده و پاسخ سیستم ۶۱
شکل ۵-۱۴ خطای طولی و عرضی در دستگاه هدف در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی ۶۲
شکل ۵-۱۵ فرمان جهت و پاسخ آن در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی ۶۲
شکل ۵-۱۶ مسیر پرواز هدف و هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه پایگاه... ۶۳
شکل ۵-۱۷ خطاهای طولی وعرضی در دستگاه هدف (تغییر ناگهانی جهت, توسط سیستم اصلاح شده) ۶۳
شکل ۵-۱۸ فرمان جهت و پاسخ آن در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی توسط سیستم اصلاح شده ۶۴
شکل ۵-۱۹ مسیر پرواز هدف و هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه پایگاه حاصل از سیستم اصلاح شده ۶۴
شکل ۵-۲۰ فرمان جهت و پاسخ آن در تعقیب هدف با تغییر جهت دائمی.. ۶۵
شکل ۵-۲۱ مسیر پرواز هدف و هواپیمای تعقیب کننده در دستگاه پایگاه.. ۶۵
شکل ۵-۲۲ فرمان جهت و پاسخ آن در تعقیب هدف با تغییر جهت دائمی توسط سیستم اصلاح شده ۶۵
شکل ۵-۲۳ مسیر پرواز هدف و هواپیمای تعقیب کننده در دستگاه پایگاه حاصل از سیستم اصلاح شده ۶۶
شکل ۵-۲۴ تعقیب و برخورد در حظور باد ۶۷

شکل ۵-۲۵ تعقیب و برخورد در حظور باد از نگاهی دقیق ۶۷

شکل ۵-۲۶ سرعت هدف و هواپیمای تعقیب کننده در حین تعقیب در حظور باد ۶۸

شکل ۵-۲۷ هواپیمای تعقیب کننده و هدف با تغییر ارتفاع ناگهانی ۶۹

شکل ۵-۲۸ تعقیب و برخورد با هدف در حال صعود و نزول.. ۷۰

شکل ۵-۲۹ تعقیب و برخورد با هدف در حال صعود و نزول توسط فرمان هدایت اصلاح شده ۷۰

شکل ۵-۳۰ خطای طولی و خطای عرضی در دستگاه هدف ۷۱

شکل ۵-۳۱ فرمان جهت و فرمان سرعت در تعقیب هدف جهت ثابت ۷۲

شکل ۵-۳۲ خطاهای طولی و عرضی در دستگاه هدف با تغییرات ناگهانی جهت ۷۳

شکل ۵-۳۳ فرمان جهت و فرمان سرعت و پاسخ های آن ها در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی ۷۳

شکل ۵-۳۴ خطاها در دستگاه هدف در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی و نرم‌کننده سرعت۴۰ ثانیه‌ای ۷۵

شکل ۵-۳۵ فرمان جهت، فرمان سرعت، فرمان سرعت نرم شده ۴۰ ثانیه‌ای و پاسخ‌های جهت و سرعت هواپیما.... ۷۵

شکل ۵-۳۶ خطاها در دستگاه هدف در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی و نرم‌کننده سرعت۷۰ ثانیه‌ای ۷۶

شکل ۵-۳۷ فرمان جهت، فرمان سرعت، فرمان سرعت نرم شده ۷۰ ثانیه‌ای و پاسخ‌های جهت و سرعت هواپیما.... ۷۶

شکل ۵-۳۸ خطاها در دستگاه هدف در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی و نرم‌کننده سرعت۱۰۰ ثانیه‌ای..... ۷۶

شکل ۵-۳۹ فرمان جهت، فرمان سرعت، فرمان سرعت نرم شده ۱۰۰ ثانیه‌ای و پاسخ‌های جهت و سرعت هواپیما .. ۷۷

شکل ۵-۴۰ مسیر هدف و هواپیمای بدون سرنشین تعقیب‌کننده با دو نوع فرمان سرعت متفاوت ۷۷

شکل ۵-۴۱ مولفه‌های موقعیت در دستگاه هدف در ماموریت تعقیب هدف دائما در تغییر جهت............. ۷۸

شکل ۵-۴۲ فرمان جهت و فرمان سرعت و پاسخ‌های آن‌ها در تعقیب هدف دائما در تغییر جهت............ ۷۸

شکل ۵-۴۳ خطاها در دستگاه هدف در ماموریت تعقیب هدف دائما در تغییر جهت با نرم‌کننده ۵۰ ثانیه‌ای......... ۷۹

شکل ۵-۴۴ فرمان جهت، فرمان سرعت، فرمان سرعت نرم‌شده۵۰ثانیه‌ای و پاسخ‌های جهت و سرعت هواپیما ۷۹

شکل ۵-۴۵ مسیر هدف و هواپیمای بدون سرنشین تعقیب‌کننده با دو نوع فرمان سرعت متفاوت ۸۰

شکل ۵-۴۶ خطاها در دستگاه هدف، فرمان‌های جهت و سرعت و پاسخ در تعقیب هدف با حظور اغتشاش باد....... ۸۱

شکل ۵-۴۷ شکل(۵-۴۶) از نگاهی دقیقتر ۸۱

شکل ۵-۴۸ هواپیمای تعقیب‌کننده و هدف با تغییر ارتفاع ناگهانی ۸۲

شکل ۵-۴۹ تعقیب و برخورد هدف در حال صعود و نزول ۸۲
شکل ۵-۵۰ تعقیب با کمک سیستم بدون کنترل سرعت از وضعیت شروع نزدیک و عقب‌تر از هدف ۸۳
شکل ۵-۵۱ تعقیب با کمک سیستم بدون کنترل سرعت از وضعیت شروع نزدیک و جلوتر از هدف ۸۴
شکل ۵-۵۲ تعقیب با کمک سیستم بدون کنترل سرعت از وضعیت شروع دور و جلوتر از هدف ۸۴
شکل ۵-۵۳ تعقیب با کمک سیستم بدون کنترل سرعت از وضعیت شروع دور و عقب‌تر از هدف............. ۸۴
شکل ۵-۵۴ تعقیب به کمک سیستم همراه با کنترل سرعت از وضعیت شروع نزدیک و عقب‌تر از هدف ۸۵
شکل ۵-۵۵ تعقیب به کمک سیستم همراه با کنترل سرعت از وضعیت شروع نزدیک و جلوتر از هدف ۸۶
شکل ۵-۵۶ تعقیب به کمک سیستم همراه با کنترل سرعت از وضعیت شروع دور و جلوتر از هدف ۸۶
شکل ۵-۵۷ تعقیب به کمک سیستم همراه با کنترل سرعت از وضعیت شروع دور و عقب‌تر از هدف ۸۶

فهرست جداول

جدول ۳-۱ جدول قوانین فازی ۳۰

جدول ۳-۲ پایگاه قواعد سیستم فازی جهت ۳۵

جدول ۳-۳ پایگاه قواعد سیستم فازی سرعت ۳۵

فصل اول

مقدمه

۱-۱-هواپیمای بدون سرنشین:

در سال‌های اخیر تلاش‌های بسیاری به حوزه وسیله‌های نقلیه بدون سرنشین[۱] معطوف گردیده و وسیله‌های بدون سرنشین متنوعی برای حرکت در زمین، هوا یا زیر دریا طراحی و ساخته شده‌اند. بنابر کاربردهای وسیع و متنوعی که برای وسیله‌های بدون سرنشین هوایی[۲] یا همان وسیله‌های پرنده بدون سرنشین وجود داشته، این گروه بیشترین توجه را به خود جلب کرده‌اند. وسیله‌های پرنده بدون سرنشین می‌توانند در محیط‌های ناشناخته و خطرناک که برای وسایل پرنده دارای سرنشین مناسب نیستند یا هزینه زیادی دارند عملیات کم هزینه و مطمئنی داشته باشند. [1]

در حال حاضر بیشتر کاربردهای وسایل پرنده بدون سرنشین در فعالیت‌های نظامی همچون ماموریت-های جاسوسی[۳]، زیر نظر داشتن[۴]، شناسایی[5]و عملیات‌های جنگی[۶] مانند ماموریت برخورد[۷]، سرکوب کردن [۸]و انهدام[۹] دشمن و تاسیساتش، می‌باشد؛ اما در آینده از ظرفیت عظیم کاربردهای غیر نظامی همچون نقل و انتقال، کود پاشی و سم پاشی، عکس‌برداری هوایی، گشت هوایی مرزی[۱۰]، دیده بانی و خاموش سازی[۱۱] آتش سوزی جنگل‌ها، مراقبت و زیر نظر داشتن مکان‌های مختلفی همچون محیط-های صنعتی، جاده‌ها، خطوط راه‌آهن، خط لوله‌های اصلی، نوار ساحلی و... استفاده‌های بیشتری صورت خواهد گرفت.[2]

---

[1]Unmanned Vehicles
[2]Unmanned Air Vehicles Or Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)
[3]Intelligence
[4]Surveillance
[5]Reconnaissance
[6]Combat Operations
[7]StrikeMissions
[8]Suppression
[9]Destruction
[10]Border Patrol
[11]Monitoring And Firefighting

پرنده‌های بدون سرنشین یا همان وسیله‌های پرنده بدون سرنشین نیازمند ناوبری[1]، هدایت[2] و کنترل[3] هستند که تحقیقات گسترده‌ای در هر بخش صورت گرفته و در حال انجام است.

ناوبری به معنی فراهم نمودن اطلاعات مورد نیاز برای انجام عملیات پرواز است؛ این اطلاعات بنا به نوع پرنده و نوع ماموریت متفاوت هستند و شامل موقعیت، جهت، سرعت و... می‌شود که یا از پایگاه زمینی برای پرنده ارسال می‌شوند یا خود پرنده دارای امکاناتی است که این اطلاعات را جمع‌آوری می‌کند.

سیستم هدایت وظیفه تصمیم‌گیری برای مسیر پرواز و چگونگی موقعیت پرده بدون سرنشین در هر لحظه را دارد، سیستم هدایت از اطلاعاتی که از طریق سامانه ناوبری دریافت می‌کند وضعیت فعلی را درک کرده و با توجه به هدف ماموریت، وضعیت مطلوب برای لحظه بعد را مشخص می‌کند. هدایت پرنده‌های بدون سرنشین یا از پایگاه زمینی به صورت کنترل از راه دور انجام می‌شود و یا این که وسیله پرنده به طور هوشمند توسط پردازنده داخلی خود هدایت می‌شود.

کنترل پرنده بدون سرنشین به مفهوم اجرای فرمان‌های سیستم هدایت برای رسیدن به وضعیت مطلوب در هر لحظه است که با توجه به نوع و ساختار پرنده بدون سرنشین متغیرهای کنترلی متفاوتی برای رساندن وسیله پرنده به وضعیت جدید مد نظر وجود دارند.

هواپیمای بدون سرنشین[4] رایج‌ترین نوع وسیله‌های پرنده بدون سرنشین هستند که بدلیل شباهت ساختار کنترلی آن‌ها به هواپیماها از سابقه و گستره بیشتری برخوردار هستند.

---

[1] Navigation
[2] Guidance
[3] Control
[4] Fixed Wing UAV

۱-۲-سیستم فازی:

در سیستم تفکر انسانی نیازی نیست که همه مفاهیم به صورت رقمی و دقیق بیان شوند و ذهن انسان با قدرت شگفت‌آوری مفهوم واژه‌های مانند گرم، سرد، بلند، کوتاه و امثال آن را در می‌یابد و در تصمیم‌گیری خود تاثیر می‌دهد. این درحالی است که ماشین‌ها فقط اعداد را درک می‌کنند پس برای اینکه ماشین‌ها نیز بتوانند از سیستم تفکری انسان پیروی کنند و تصمیمات سریع و مناسبی را داشته باشند؛ بایستی حلقه ارتباطی بین ارزش‌های کیفی و ارزش‌های کمی برقرار شود که این کار با ارائه منطق فازی[1] صورت گرفته است.

منطق فازی در سال ۱۹۶۵ توسط پروفسور لطفی زاده برای اولین بار عنوان شد ودر آغاز مخالفت‌های زیادی را به دنبال داشت؛ پس از شکل‌گیری مقدمات اساسی همچون الگوریتم‌های فازی و تصمیم-گیری فازی[2] سر انجام در اوایل دهه ۷۰ بنیان گزار این علم در مقاله‌ای به تثبیت مبانی کنترل فازی پرداخت؛ او در این مقاله به معرفی مفهوم متغیرهای زبانی[3] و بیان قوانین اگر-آنگاه فازی جهت فرمول‌بندی دانش انسانی پرداخت.

کاربردهای اولیه کنترل فازی در سیستم‌های حقیقی، مانند کنترل ماشین بخار و کنترل کوره سیمان نشان داد که حوزه فازی می‌تواند قابل اطمینان و کارآمد باشد. در دهه ۸۰ و ۹۰ فازی در زمینه‌های مختلفی بکار برده شد و باعث توجه روز افزون جوامع علمی به حوزه فازی گردید.

امروزه سیستم فازی توانسته است در کاربردهای متنوع و گسترده‌ای توانایی‌های خود را به منصه ظهور بگذارد. ضمن اینکه مقالات منتشر شده‌ی بسیاری به تقویت مباحث تئوری این بخش پرداخته-اند و هر روزه زمینه‌های جدیدی برای گسترش هرچه بیشتر این حوزه مهیا می‌شوند.

---

[1] Fuzzy Logic
[2] Fuzzy Decision Making
[3] Linguistic Variables

کنترل فازی، یک پیشنهاد کارآمد[1] برای چالش‌های گوناگون مسائل کنترل به همراه دارد چرا که یک روش آسان برای بنا کردن کنترل غیرخطی را از طریق استفاده از اطلاعات ذهنی [2]فراهم می‌کند. این چنین اطلاعات ذهنی ممکن است از طریق اپراتورهایی که در نقش کنترل کننده برای یک فرایند کار می‌کنند بدست بیایند؛ که در روش طراحی کنترل فازی[3]، از این اپراتور خواسته می‌شود که مجموعه قواعدی که برای کنترل فرایند از آنها استفاده می‌کند را بنویسد، سپس این اطلاعات در کنترل فازی گنجانده می‌شود[4] که با فرایند تصمیم‌گیری انسانی برابری می‌کند[5].در حالت دیگر اطلاعات ذهنی از طریق مهندس کنترلی که مدل‌سازی، تحلیل و توسعه الگوریتم‌های کنترلی را به صورت گسترده برای یک سیستم خاص انجام داده است بدست می‌آیند؛ این چنین نظرات فنی[6] به کنترل فازی اظافه می‌-شود[7] تا فرایند نتیجه‌گیری و فعالیت‌های متخصص خبره[8]، به صورت خودکار انجام شوند.[3]

در تئوری کلاسیک مجموعه‌ها که بر اساس مفهوم پایه‌ای مجموعه بنا شده فقط عضویت یا عدم عضویت مطرح است؛ در این تئوری صریح[9] و بدون ابهام[10] بین یک عضو و یک غیرعضو برای هر مجموعه تعریف شده‌ای، مستقلا تشخیص داده می‌شود و مرز دقیق و واضحی برای نشان دادن تعلق داده‌ها به یک مجموعه وجود دارد. به عبارت دیگر اگر کسی سوال کند که "آیا این داده[11] عضو آن مجموعه است؟" پاسخ یکی از موارد" بله" یا" نه" خواهد بود. باید توجه داشت که در احتمال و فرایندهای اتفاقی امکان دارد کسی سوال کند که " چقدر احتمال دارد که این داده به آن مجموعه تعلق داشته باشد؟" در این حالت پاسخ شبیه این خواهد بود"احتمال تعلق این داده به آن مجموعه ۹۰٪ است" ولی در نهایت هنوز یکی از دو حالت بودن یا نبودن عضویت برقرار است. احتمال ۹۰٪ به

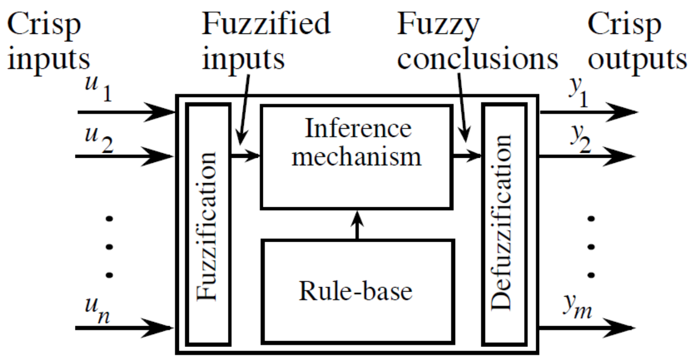
[1]Practical Alternative
[2]Heuristic Information
[3]Fuzzy Control Design Methodology
[4]Incorporate
[5]Emulates
[6]Expertise
[7]Loaded Into
[8]Expert
[9]crisp
[10]unambiguous
[11]entity

این معنی نیست که به مجموعه ۹۰٪ تعلق دارد و ۱۰٪ تعلق ندارد چون در تئوری کلاسیک مجموعه-ها یک داده به طور هم زمان نمی‌تواند هم عضو مجموعه باشد هم عضو نباشد. [4]

اگر افراد ۱۷۵ سانتی متر یا بلندتر، افراد بلند قد تعریف شده باشند، کامپیوتر تشخیص نمی‌دهد که یک فرد ۱۷۴سانتی‌متری عضوی از مجموعه بلند قد است. اگر سوال شود که آیا فردی با قدی نزدیک ۱۷۵ سانتی متر بلند قد است؟ صفت نزدیک ابهامی[1] را دربر دارد که نشان می‌دهد میزان نزدیک بودن قد یک شخص به ۱۷۵ سانتی متر یک امر فازی است. در دنیای واقعی مفهوم بلند قدی ماهیت نسبی دارد چرا که مردم برخی مناطق میانگین قدی بلندتری دارند و ۱۷۵ سانتی متر در آنجا کوتاه قد به حساب می‌آید پس فرد بسته به پیرامونش می‌تواند به گروه بلند قد یا کوتاه قد تعلق داشته باشد.[5]

تئوری مجموعه‌های فازی[2] کمک کرده است تا بتوانیم مفاهیم مبهمی همچون نزدیک، کم، خیلی، تقریبا و... را با استفاده از توابع عضویت فازی[3] با اعداد و ارقام مرتبط سازیم به آن‌ها معنی و مفهومی دقیقا مطابق آنچه در ذهن داریم را اطلاق کنیم. برای پیاده‌سازی نحوه استدلال و استنتاج ذهن نیز قواعد اگر-آنگاه فازی[4] معرفی شده‌اند که با کمک استنتاج فازی خروجی نهایی حاصل ترکیب خروجی تمام قوانین در کنار هم خواهد بود. در شکل(۱-۱) یک سیستم فازی و نحوه ارتباط آن با داده‌های صریح از طریق فازی سازها[5] و غیرفازی سازها[6] آورده شده است.

---
[1] Vagueness Or Ambiguity
[2] Fuzzy Sets
[3] Fuzzy Membership Function
[4] If-Then Fuzzy Rule
[5] Fuzzifier
[6] Defuzzifier



شکل(۱-۱): سیستم فازیpp.53 [3]

گرچه فازی سازها و غیرفازی سازهای متفاوتی وجود دارند و انتخاب‌های بسیار متنوعی برای روش استدلال فازی[۱] می‌توان داشت، اساس کار همه سیستم‌های فازی اینگونه است که ورودی‌های صریح به ورودی‌های فازی تبدیل می‌شوند و با توجه به توابع عضویت ورودی سیستم فازی درجه تعلق ورودی به هریک از مجموعه‌های فازی مشخص می‌شود. در مرحله بعد پایگاه قواعد فازی[۲]است که برای هر قانون با توجه به درجه تعلق‌های بخش مقدم[۳]، یک وزن برای تالی[۴] آن قانون در نظر می‌گیرد.

سیستم‌های فازی از منظر چگونگی حصول خروجی به دو دسته تقسیم می‌شوند در سیستم‌های فازی ممدانی[۵] در خروجی نیز توابع عضویت فازی برای تعدادی مجموعه فازی در نظر گرفته شده است و این مجموعه‌ها در قسمت تالی قوانین آورده شده‌اند ولی در سیستم‌های فازی که توسط تاکاگی[۶] و سوگنو[۷] پیشنهاد شده است قسمت تالی هر قانون یا مقداری ثابت است یا ترکیب خطی از ورودی‌ها می‌باشد. در سیستم‌های نوع اول با اعمال وزن هر قانون به مجموعه فازی آن در خروجی و ترکیب خروجی قوانین، یک خروجی فازی شکل می‌گیرد و نهایتا با یاری غیرفازی سازها خروجی صریح حاصل می‌شود اما در سیستم‌های فازی تاکاگی- سوگنو[۸] با اعمال وزن و ترکیب خروجی در نظر

[1] *Fuzzy Inference System*
[2] Fuzzy rule base
[3] If part
[4] Then part
[5] mamdani
[6] takagi
[7] sugeno
[8] Takagi-Sugeno (T-S)

گرفته شده برای هر قانون مستقیما خروجی صریح حاصل می‌شود و هیچ نیازی به غیرفازی ساز نمی-باشد.

۱-۳-مرروری بر تحقیقات گذشته:

الگوریتم‌های هدایت بر مبنای خط دید[۱] یا تغییرات خط دید ابتدایی‌ترین مفاهیم هدایت کلاسیک هستند که از زمان پیدایش آنها تا کنون همیشه مورد توجه بوده‌اند و محققان فراوانی برای بهبود این روش‌ها تلاش کرده‌اند، در ۱۰ سال گذشته نیز تحقیقاتی از این قبیل برای هدایت موشک صورت گرفته است[6-10]، اما این روش‌ها در حوزه هدایت هواپیماهای بدون سرنشین با روش‌های جدید جایگزین شده‌اند.

تحقیقات گسترده‌ای در حوزه هدایت انجام شده و در حال انجام است، تعداد زیادی از این تحقیقات در پی ارائه روش‌ها و ایده‌های نوین در بحث هدایت هستند. از شبکه‌های عصبی[۲] در[11] به عنوان هدایت موشک و در[12] برای هدایت هواپیمای بدون سرنشین استفاده گردیده است. در[13] یک روش هدایت تحت عنوان هدایت میدان برداری لیاپانوفی[۳] ارائه شده است و می‌توان گفت در[14] ادامه داده شده است. در[15] یک روش فازی برای هدایت موشک استفاده شده و در[16] هدایت فازی در کنار هدایت کلاسیک برای تعقیب یک هدف متحرک توسط هواپیمای بدون سرنشین به کار برده شده است. [17] و [18] نیز از روش‌های فازی در هدایت و عملیات پرواز بهره برده‌اند. در [19] و [20] از سیستم‌های تطبیق پذیر فازی- عصبی[۴] با دو نگاه متفاوت برای هدایت هواپیمای بدون سرنشین بهره گرفته شده. از روش‌های غیرخطی استفاده شده در هدایت هواپیمای بدون سرنشین، [21] از

---

[1]Line of sight
[2]neural network
[3]Lyapunov Guidance Vector Fields
[4]Adaptive Neuro-Fuzzy

کنترل پیشبین[1] بهره برده و[22] پیاده‌سازی هدایت و کنترل هواپیما بدون سرنشین را با استفاده از روش مد لغزشی[2] به انجام رسانده است.

پایان نامه‌های متعددی نیز در کشورهای مختلف در زمینه هدایت و کنترل هواپیماهای بدون سرنشین اجرا شده است به عنوان نمونه در[23] روش هدایتی برای تعقیب هدف متحرک ارائه شده و در [24] بر روی هدایت دسته جمعی هواپیماهای بدون سرنشین تمرکز شده‌است، در [25-28] سیستم هدایت از دیدگاه‌های مختلف و برای اهداف متفاوت ارائه گردیده‌اند.

برخی از تحقیقات حوزه هدایت بر موضوع طراحی مسیر[3] تمرکز داشته‌اند به عنوان نمونه [29,30] برای ایجاد مسیر نرم[4] تلاش کرده‌اند و در [31] طراحی مسیر در مواجهه با موانع مرکز توجه قرار داشته است. در [32] با استفاده از نو آوری‌هایی در ترکیب روش‌های میدان برداری[5] به طراحی مسیر برای تعقیب هدف زمینی پرداخته است. [33] یک پایانامه کار شده در طراحی مسیر، هدایت و کنترل سیستم در حالت فرود اضطراری[6] می‌باشد.

گروه دیگری از تحقیقات در زمینه تعقیب مسیر[7] هستندکه از آن جمله در [34] تعقیب مسیر به کمک انتخاب جهت‌گیری و سرعت مناسب در هر لحظه انجام شده است. در [35,36,37] سعی شده تعقیب مسیرهای تطبیق پذیر و مقاوم انجام شود. درتحقیقاتی مانند [38,39] هم از فازی برای تعقیب صحیح مسیر و دور زدن موانع[8] استفاده شده است.

---

[1]Predictive Control
[2]Sliding Modes
[3]Path planning
[4] Smooth Path
[5] Vector Field
[6] Forced Landing
[7] Trajectory Tracking or path Tracking
[8] Obstacle Avoidance

کارهای علمی بسیاری از محققین از طریق موسسه هوا و فضای امریکا[1] نشر پیدا کرده که همه زمینه-های ناوبری، هدایت و کنترل را شامل می‌شوند و نوشتارهای کاربردی به حساب می‌آیند. در [40] تا [44] تعدادی از تحقیقات نشر یافته توسط این سازمان در حوزه هدایت آورده شده‌اند. [40] هدایت دوبعدی هواپیمای بدون سرنشین است و [41] هدایت کلی هواپیمای بدون سرنشین را شامل می‌شود، در [42] هدایت از طریق طراحی نقاط بین راهی[2] صورت گرفته است و [43] هدایت از طریق کنترل تطبیق پذیر فازی-عصبی صورت گرفته است و [44] نیز طراحی مسیر بهینه شده بر اساس زمان را نشان می‌دهد.

[45] یک تحقیق شامل تمام قسمت‌های سیستم پرواز هواپیماهای بدون سرنشین می‌باشد و در [46] هدایت با تعقیب هدف‌های مجازی بررسی شده و زمان مورد توجه قرار داشته است. در [47] برای طراحی مسیر بهینه شده از طریق الگوریتم ژنتیک[3] تلاش شده و در [48] ارتباط رفتاری سرعت و سوخت هواپیمای بدون سرنشین بررسی گردیده است.

برخی از محققین نیز در زمینه کنترل هواپیمای بدون سرنشین تلاش کرده‌اند که از آن جمله می‌توان به [49] تا [54] اشاره کرد، [49] تا [52] مقالاتی هستند که در تمامی آن‌ها از فازی برای عملکرد بهتر یاری گرفته شده است. [55] مروری بر سیستم‌های هدایت ارائه داده است و [56] یک ساختار سه مرتبه‌ای برای هدایت و کنترل هواپیماهای بدون سرنشین در نظر گرفته است. در[57] شبیه‌سازی سیستم هدایت و کنترل برای هواپیمای بدون سرنشین خاصی انجام شده است.

---

[1] American Institute Of Aeronautics And Astronautics (AIAA)
[2] Waypoint
[3] Genetic Algorithm (GA)

۱-۴-این پایان‌نامه:

در این پایان‌نامه بر روی هدایت یک هواپیمای بدون سرنشین خود مختار[1] به منظور تعقیب و برخورد با یک هدف متحرک تمرکز شده است و سعی گشته با بهره‌مندی از توانمندی‌های منطق فازی سیستم هدایت نوین و کارآمدی ارائه گردد. برای آشنایی با سیستم پرواز و مفاهیم اساسی هدایت و کنترل در فصل بعد سیستم پرواز معرفی شده است و پس از آن در فصل سوم در ابتدا مبانی هدایت فازی مد نظر تشریح گشته و پس از آن دو نوع سیستم هدایت فازی با رویکردهای مختلف معرفی خواهند شد. در فصل چهارم ریاضیات هدایت و توضیحات سیستم هدایت طراحی شده بیان می‌شوند و نهایتا در فصل پنجم نتایج شبیه سازی‌ها در شرایط مختلف، توانایی سیستم‌های هدایت طراحی شده در انجام ماموریت برخورد را به تصویر خواهند کشید.

نوآوری این پایان نامه در ارائه سیستم هدایت یکپارچه، توانمند و ساده‌ای است که عملیات تعقیب و برخورد را از هر شرایط اولیه‌ای صورت می‌دهد.

[1] Autonomous

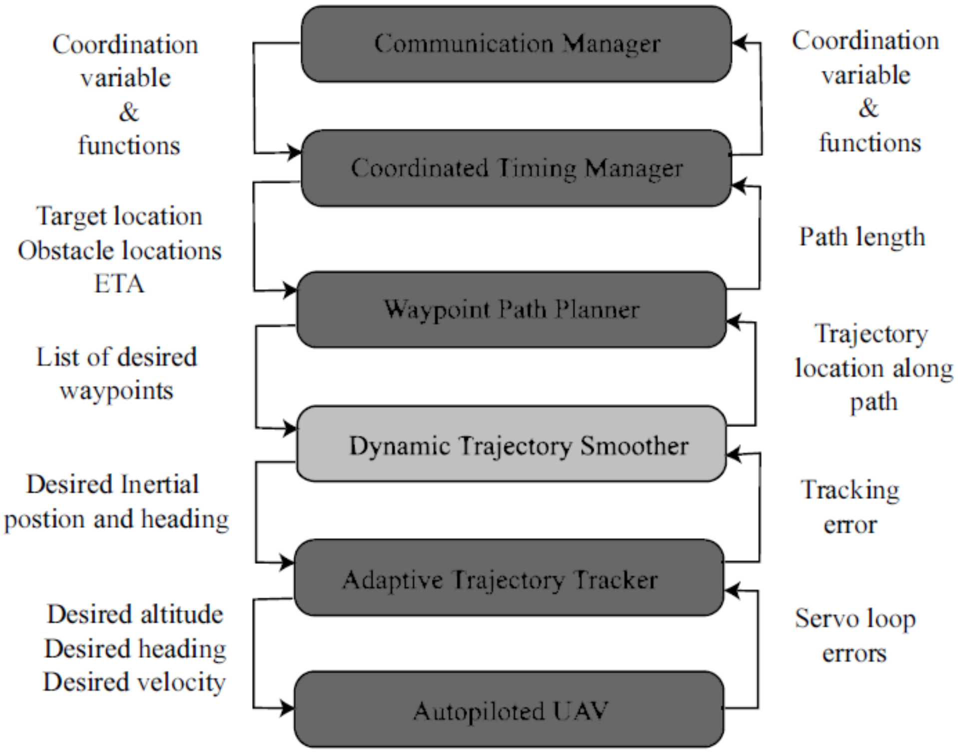
فصل دوم

معرفی سیستم پرواز

۲-۱-مقدمه

ناوبری، هدایت و کنترل گستره وسیعی از فعالیت‌ها را شامل می‌شوند که تفکیک بین این حوزه‌ها به روش‌های مختلف صورت گرفته است. هدایت به معنای امروزی آن پس از ناوبری و کنترل مطرح شده است زیرا در هواپیماها خلبانان وظیفه هدایت را عهده‌دار بودند و اولین بار هدایت موشک‌های هدایت شونده معنی امروزی هدایت را به وجود آورده است.

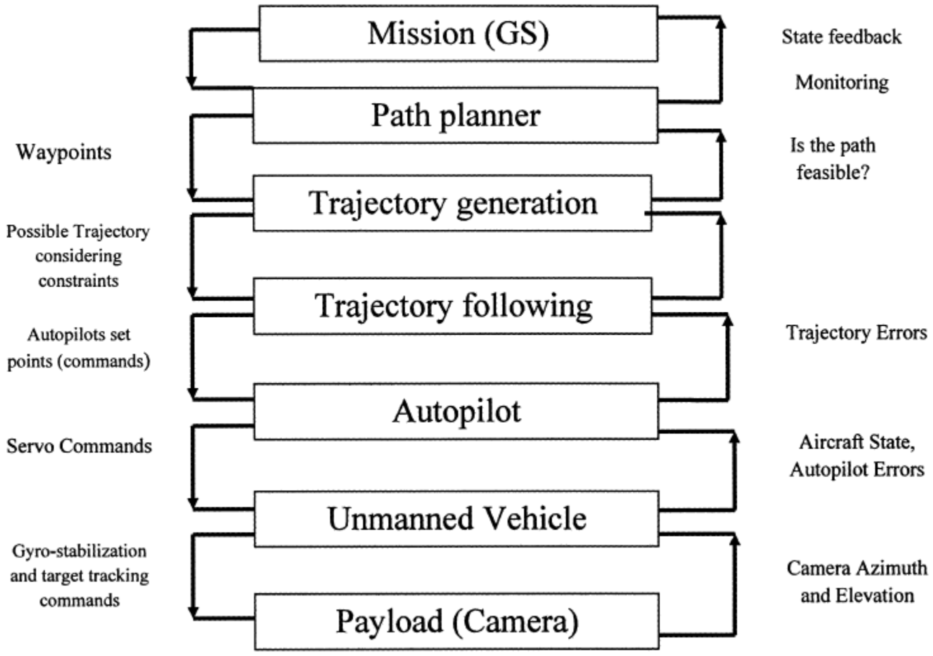
در شکل های(۲-۱) و (۲-۲) ساختار ناوبری، هدایت و کنترل هواپیمای بدون سرنشین از دو نگاه آورده شده‌اند.



شکل(۲-۱): ساختار سیستم پرواز هواپیمای بدون سرنشین[29] p. 3

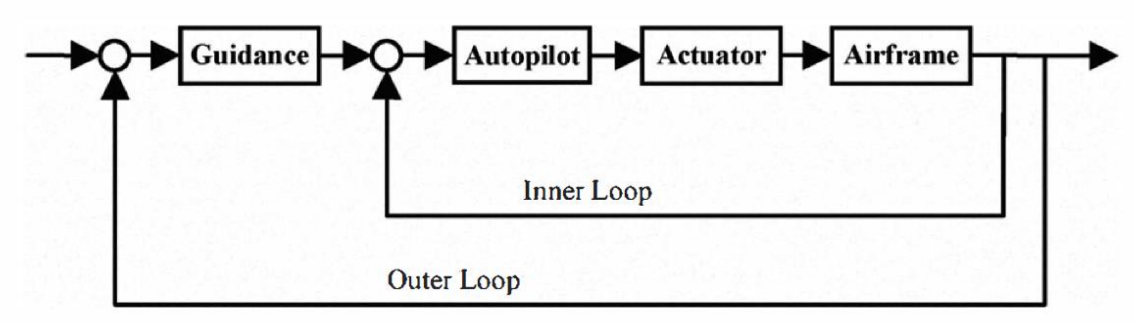
شکل (۲-۱) ساختار سیستم پروازی که هدایت آن از طریق نقاط بین راهی و کمک نرم کننده مسیر است را نشان می‌دهد اما شکل(۲-۲) ساختار سیستم پرواز هدایت شونده توسط ایجاد نقاط بین راهی

را با عنوان‌های متفاوتی در نظر گرفته است. که در بالاترین مرحله نقش ماموریت پرنده بدون سرنشین و در پایین ترین مرحله عملیات تصویر برداری را در نظر گرفته است.



شکل(۲-۲): ساختار سیستم پرواز هواپیمای بدون سرنشین p. 5 [45]

جدا از این دسته‌بندی‌ها که برای هر پروژه بنا به ماموریت و چگونگی عملکرد سیستم هدایت نموداری مختص خود را دارد، بلوک دیاگرام سیستم پرواز هواپیماهای بدون سرنشین خود مختار مطابق شکل (۲-۳) می‌باشد.

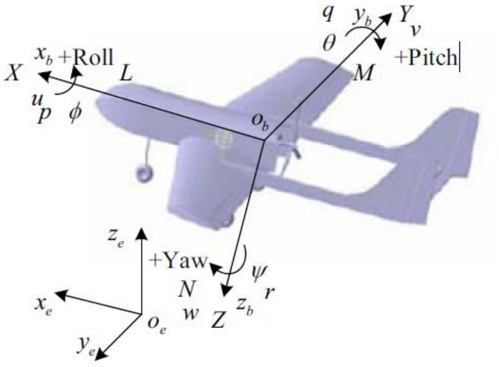


شکل(۲-۳): دیاگرام بلوکی سیستم پرواز p.350 [39]

حلقه داخلی شکل(۲-۳) را حلقه کنترل و حلقه بیرونی آن را حلقه هدایت می‌نامند، در شکل به خوبی واضح است که فرمان‌های حلقه کنترل توسط سیستم هدایت تولید می‌شوند.

۲-۲-معرفی متغیرهای پرواز هواپیمای بدون سرنشین:

اولین مطلبی که هر فردی برای فهم سیستم پرواز نیاز دارد درک زاویه‌های اصلی هواپیما می‌باشد، در شکل(۲-۴) زاویه‌های اصلی هواپیما نشان داده شده‌اند.

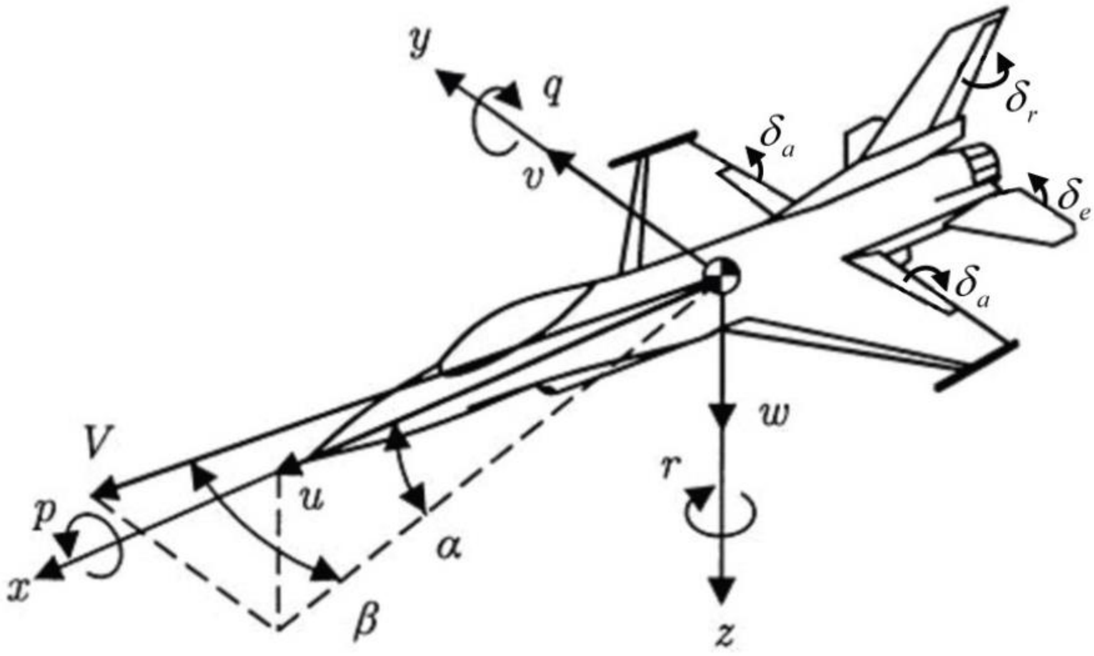


شکل (۲-۴): زاویه های اصلی هواپیما p.153 [50]

در شکل(۲-۴) می‌توان دو دستگاه x_e, y_e, z_e و x_b, y_b, z_b را مشاهده کرد، دستگاه اول به دستگاه اینرسی[1] یا پایه معروف است و دستگاه دوم را با نام دستگاه بدنه[2] می‌شناسند. u, v, w سرعت‌های خطی در دستگاه بدنه هستند در حالی که p, q, r سرعت‌های زاویه‌ای هواپیما در دستگاه بدنه هستند. هرگاه صحبت از زوایای اصلی هواپیما یا زوایای اولر[3] باشد منظور *roll* و *pitch* و *yaw* می‌باشند که به ترتیب با φ و θ و ψ نشان داده می‌شوند. *roll* چرخش حول محور x بدنه است، *pitch* و *yaw* نیز به ترتیب چرخش حول محورهای y و z بدنه هستند.

شکل(۲-۵)یک هواپیمای بدون سرنشین را به همراه زوایا و متغیرهای موثر در پرواز آن به تصویر کشیده است.

---
[1] inertial axes
[2] body axes
[3] Euler angles



شکل(۲-۵):هواپیمای بدون سرنشین، زوایای اصلی و متغیر های کنترلیp.674 [1]

همانطور که بیان شد *x,y,z* مولفه‌های دستگاه مختصات بدنه هواپیما هستند، *u,v,w* سرعت‌های خطی و *p,q,r* سرعت‌های زاویه‌ای هواپیما می‌باشند. δ_e زاویه بالک‌های *elevator* است که به صورت جفتی حرکت می‌کنند و تغییرات آن‌ها در حین پرواز باعث ایجاد تغییر در *pitch* هواپیما می‌شود. δ_a زاویه بالک‌های *aileron* است که به صورت جفتی و عکس هم حرکت می‌کنند و در حین حرکت هواپیما را حول محور *x* خودش به چرخش وادار می‌کنند در واقع متغیر کنترلی برای تغییر *roll* سیستم هستند. δ_r زاویه تک بالک *rudder* است که تغییرات آن در حین حرکت تاثیر مستقیم در تغییر *yaw* هواپیما دارد.

β زاویه سرخوردگی[1] یعنی زاویه بین راستای هواپیما و تصویر بردار سرعت در صفحه افقی است، α زاویه حمله[2] یا همان زاویه بین راستای هواپیما و تصویر بردار سرعت در صفحه قائم است.

[1] Side slip angle
[2] Angle of attack (AoA)

۲-۳-معادلات حرکت:

معادلات حرکت هواپیماهای بدون سرنشین را به گونه‌های مختلف می‌توان مد نظر قرار داد، در ادامه فرم غیر خطی و عمومی معادلات حرکت یک هواپیمای بدون سرنشین بال ثابت آورده شده است.

$$\dot{u} = vr - wq - gsin\theta + \frac{q_D S}{m} C_x + \frac{F_T}{m} \quad (۲-۱)$$

$$\dot{v} = wp - ur + gcos\theta sin\varphi + \frac{q_D S}{m} C_y \quad (۲-۲)$$

$$\dot{w} = uq - vp + gcos\theta cos\varphi + \frac{q_D S}{m} C_z \quad (۲-۳)$$

$$\dot{p} = \frac{I_y - I_z}{I_x} qr + \frac{I_{xz}}{I_x} (\dot{r} + pq) + \frac{q_D S b}{I_x} C_l \quad (۲-۴)$$

$$\dot{q} = \frac{I_z - I_x}{I_y} pr + \frac{I_{xz}}{I_y} (r^2 - p^2) + \frac{q_D S \bar{c}}{I_y} C_m \quad (۲-۵)$$

$$\dot{r} = \frac{I_x - I_y}{I_z} pq + \frac{I_{xz}}{I_z} (\dot{p} - qr) + \frac{q_D S b}{I_z} C_n \quad (۲-۶)$$

سه معادله اول(۲-۱ تا ۲-۳) معروف به معادلات نیرو[۱] هستند و سه معادله دوم(۲-۴ تا ۲-۶) به معادلات ممان[۲] مشهورند، q_D و S به ترتیب فشار دینامیکی و سطح بال هواپیمای بدون سرنشین هستند،b و $\bar{C}$ نیز دو متغیر مربوط به شکل بال هواپیما می‌باشند. F_T که فقط در معادله اول به چشم می‌خورد نیروی پیشرانه[۳] هواپیمای بدون سرنشین می‌باشد. I_x, I_y, I_z ممان اینرسی[۴] بوده و $C_x, C_y, C_z, C_l, C_m, C_n$ ضرایب ایرودینامیکی هستند که هر کدام تابعی از متغییرهای مختلفی هستند و در (۲-۷) تا (۲-۱۲) آورده شده‌اند، C_x, C_y, C_z ضرایب نیروی ایرودینامیکی هستند و C_l, C_m, C_n ضرایب ممان ایرودینامیکی نامیده می‌شوند.

---

[1] Force equations
[2] Moment equations
[3] Thrust force
[4] Moment of inertia

$$C_x = C_x\left(\alpha, \beta, \frac{\bar{c}q}{2V}, \delta_e\right) \quad (۲-۷)$$

$$C_y = C_y(\alpha, \beta, \frac{bp}{2V}, \frac{br}{2V}, \delta_a, \delta_r) \quad (۲-۸)$$

$$C_z = C_z(\alpha, \beta, \frac{\bar{c}q}{2V}, \delta_e) \quad (۲-۹)$$

$$C_l = C_l(\alpha, \beta, \frac{bp}{2V}, \frac{br}{2V}, \delta_a, \delta_r) \quad (۲-۱۰)$$

$$C_m = C_m(\alpha, \beta, \frac{\bar{c}q}{2V}, \delta_e) \quad (۲-۱۱)$$

$$C_n = C_n(\alpha, \beta, \frac{bp}{2V}, \frac{br}{2V}, \delta_a, \delta_r) \quad (۲-۱۲)$$

معادلات حرکت هواپیماهای بدون سرنشین دو گروه معادله دیگر را هم شامل می‌شود که به معادلات سینماتیک دورانی[1](۲-۱۳ تا ۲-۱۵) و معادلات ناوبری[2](۲-۱۶ تا ۲-۱۸) معروف هستند.

$$\dot{\varphi} = p + qsin\varphi tan\theta + rcos\phi tan\theta \quad (۲-۱۳)$$

$$\dot{\theta} = qcos\varphi - rsin\phi \quad (۲-۱۴)$$

$$\dot{\psi} = qsin\varphi sec\theta + rcos\phi sec\theta \quad (۲-۱۵)$$

$$\dot{x} = ucos\theta cos\psi + v(sin\varphi sin\theta cos\psi - cos\varphi sin\psi) + w(cos\varphi sin\theta cos\psi + sin\varphi sin\psi) \quad (۲-۱۶)$$

$$\dot{y} = ucos\theta sin\psi + v(sin\varphi sin\theta sin\psi + cos\varphi cos\psi) + w(cos\varphi sin\theta sin\psi - sin\varphi cos\psi) \quad (۲-۱۷)$$

$$\dot{z} = -usin\theta + vsin\varphi cos\theta + wcos\varphi cos\theta \quad (۲-۱۸)$$

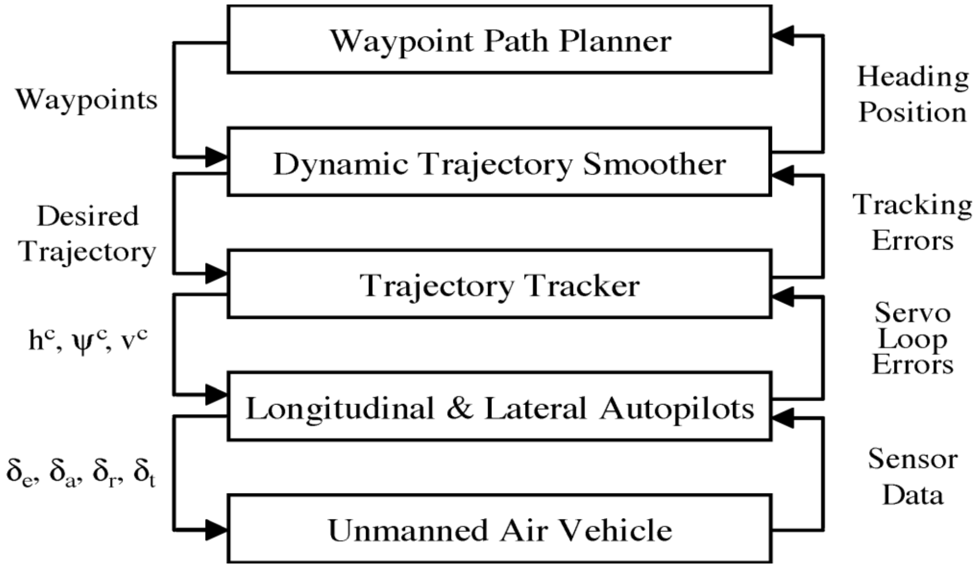
[1] Rotational kinematic equations
[2] Navigation equations

معادلات حرکت ذکر شده در پژوهش‌های مرتبط با طراحی اتوپایلوت و حلقه کنترل، کار برد دارند و با توجه به شرایط مسئله و فرضیات مختلف، به صورت‌های خلاصه‌تر قابل تبدیل می‌باشند، از آن جمله در تحقیقات مختلف این معالات به فرم خطی در آمده و یا به بخش‌های مجزا[1] تبدیل شده‌اند.

۲-۴-نقش هدایت:

هنگامی که صحبت از هدایت پروازمطرح می‌شود ساده‌ترین تعریفی که برای هدایت می‌توان ارائه داد: وظیفه‌ای است که یک خلبان بر عهده دارد؛ خلبان با در نظر گرفتن ماموریتی که به آن محول شده است و با توجه به این که در کدام مرحله از پرواز قرار دارد از اطلاعات سیستم پرواز در کنار دانسته-های خود استفاده می‌کند و در هر لحظه تصمیم می‌گیرد که برای رسیدن به موقعیت، جهت و سرعت مد نظر برای لحظات آینده چه کارهایی را انجام دهد.

موشک‌ها و هواپیماهای بدون سرنشین خود مختار نیز برای رسیدن به وضعیت مطلوب در لحظات آینده نیازمند فرمان مناسب می‌باشند و این وظیفه خطیر بر عهده سیستم هدایت می‌باشد. در شکل (۲-۶) روند عمومی هدایت و کنترل هواپیماهای بدون سرنشین ملاحظه می‌شود.



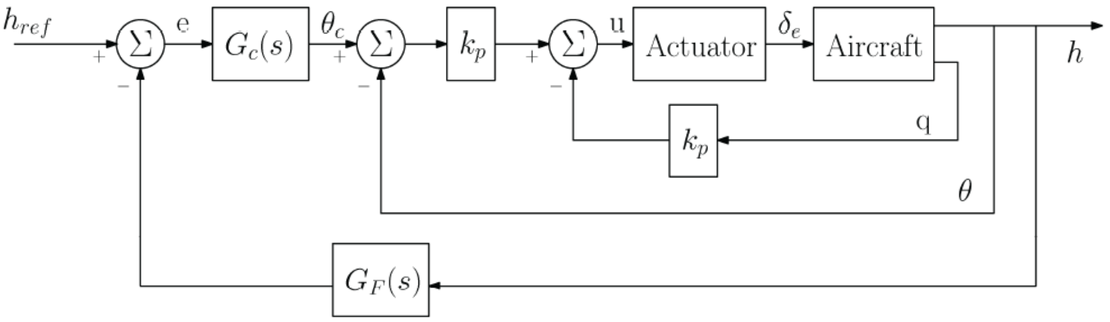
شکل(۲-۶): ساختار کلی هدایت و کنترل هواپیماهای بدون سرنشینp.706 [34]

[1] Lateral &longitudinal

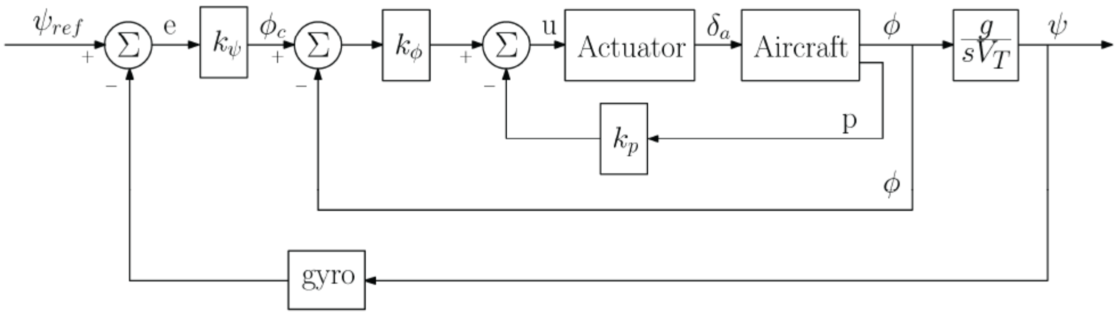
وظیفه یک سیستم هدایت برای هواپیمای بدون سرنشین ایجاد فرمان‌های ارتفاع، جهت و سرعت مطلوب در هر لحظه برای حلقه داخلی است و وظیفه خود خلبان ایجاد تغییرات مناسب در بالک‌های کنترلی برای رسیدن به وضعیت مطلوب ارتفاع، جهت و سرعت است.

۲-۵-سیستم کنترل:

در شکل‌های (۲-۷) و (۲-۸) حلقه‌های کنترلی رایج برای کنترل ارتفاع و جهت که حلقه‌های تو در تو و شامل ضرایب مختلف در نقش کنترل کننده تناسبی هستند آورده شده‌است.



شکل(۲-۷): حلقه کنترلی رایج برای ارتفاع p.471 [1]



شکل(۲-۸): حلقه کنترلی رایج برای جهت p.471 [1]

همینطور که در شکل‌ها مشخص است فرمان‌های حاصل از سیستم هدایت به عنوان ورودی مرجع حلقه‌های کنترلی تلقی می‌شود و سیستم کنترل وظیفه دارد نهایتا زاویه بالک‌های کنترلی را در مقدار مناسب برای رسیدن به خواست سیستم هدایت تنظیم نماید.

فصل سوم

هدایت فازی

۳-۱-مقدمه:

در این تحقیق همچون تعداد زیادی از تحقیقات دیگر سیستم هدایت و کنترل ارتفاع به طور مجزا از سیستم هدایت و کنترل جهت کار می‌کند. در فاز ابتدایی پرواز هواپیمای تعقیب کننده خود را هم ارتفاع هدف قرار خواهد داد و برای ادامه کار می‌توان شرط هم ارتفاع بودن را در نظر گرفت، بنابر این یک هدایت دو بعدی در صفحه جهت، برای تعیین جهت‌گیری مطلوب در هر لحظه برای هواپیمای تعقیب‌کننده ارائه خواهد شد. البته در فصل شبیه‌سازی‌ها نتایج سیستم هدایت طراحی شده در تعقیب و برخورد با هدف‌هایی که در حین تعقیب تغییر ارتفاع نیز داشته باشند نشان داده شده است. خواهیم دید که بیشترین تاثیر تغییرات ارتفاع بر سرعت هواپیما در لحظه‌هایی است که هواپیما در حال صعود کردن یا نزول کردن است و طبیعتا این مسئله ایجاد برخورد در این لحظه‌ها را با سختی مواجه می‌کند اما در تمامی این لحظه‌ها سیستم هدایت طراحی شده، جهت مناسب برای زمینه سازی برخورد در آینده را تعیین می‌نموده و در موقعیت مناسب برخورد رخ خواهد داد و بنابراین کلیه مباحث آتی بدون در نظر گرفتن فاکتور ارتفاع خواهد بود.

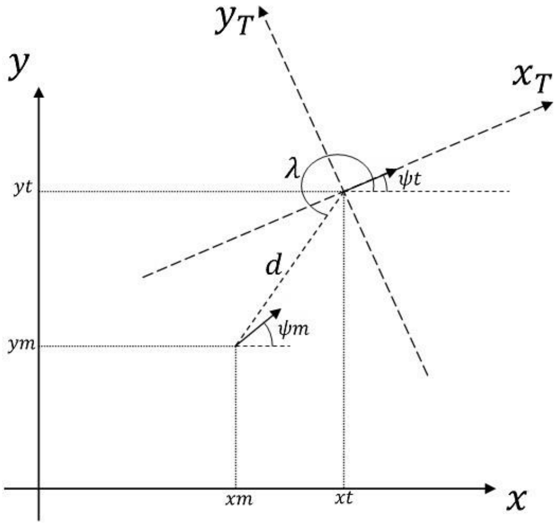
سیستم هدایت دو بعدی که قصد معرفی آن را داریم یک سیستم هدایت فازی است و چون برای عملیات برخورد در نظر گرفته شده است ویژگی‌های خاصی را دارا می‌باشد. مهمترین ویژگی که این سیستم هدایت دارد سناریو تعقیب و برخوردیست که برای آن در نظر گرفته شده است، در این سناریو هواپیمای تعقیب کننده از هر شرایطی نسبت به هدف که عملیات را شروع کند ابتدا سعی می‌کند همچنان که به هدف نزدیک می‌شود با توجه به جهت سرعت هدف، خود را پشت سر هدف قرار داده و با آن هم جهت شود و سپس برای ایجاد برخورد تلاش کند. این سناریو نقطه تمایز بزرگی با الگوریتم‌های هدایت کلاسیک است و این قابلیت را ایجاد می‌کند که در صورت تغییر مسیر ناگهانی هدف در برخی از لحظات، ماموریت تعقیب بدون مشکل ادامه یابد.

برای این که بتوانیم در هرلحظه موقعیت هواپیمای تعقیب کننده را نسبت به موقعیت و جهت هدف بدانیم، دستگاه مختصات جدیدی را به مرکزیت هدف و با دورانی به اندازه‌ی هدینگ هدف تشکیل می‌دهیم؛ دردستگاه جدید مقادیر منفی یا مثبت x به ترتیب نشان دهنده این هستند که هواپیمای تعقیب کننده با توجه به جهت سرعت هواپیمای هدف پشت‌سر هدف یا در جلوی آن واقع شده است و مقادیر مثبت و منفی y نشان دهنده فاصله عرضی تا امتداد سرعت هواپیمای هدف هستند.

در بخش دوم این فصل چگونگی انتقال داده‌ها به دستگاه هدف بررسی خواهد شد. در بخش سوم و چهارم این فصل هم دو رویکرد متفاوت از هدایت فازی مطرح شده، ارائه و تبین خواهد شد و نهایتا در بخش پنجم مروری بر مطالب ارائه شده در این فصل انجام خواهد شد.

۳-۲-انتقال به دستگاه هدف:

اطلاعات اولیه که از سامانه ناوبری در اختیار سیستم هدایت قرار داده می‌شوند شامل موقعیت و سرعت خود و هدف می‌باشد که این موقعیت‌ها در دستگاه مختصات پایگاه (یک نقطه ثابت روی زمین) هستند. برای انتقال داده‌ها به دستگاه هدف ابتدا فاصله و زاویه‌ی خط واصل تا هدف محاسبه می‌شود و سپس با توجه به دانستن میزان جابه‌جایی و دوران لازم، مختصات هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه هدف بدست خواهد آمد.



شکل(۳-۱):دستگاه مختصات پایگاه و دستگاه مختصات هدف

همانطور که در شکل(۳-۱) مشاهده می‌شود dو λ به ترتیب فاصله تا هدف و زاویه‌ی خط واصل بین هدف و هواپیمای تعقیب‌کننده هستند؛ ψt و ψm جهت سرعت هدف و جهت سرعت هواپیمای تعقیب-کننده می‌باشند. در روابط زیر چگونگی تبدیل دستگاه به روشنی آورده شده است که *xnew* و *ynew* به ترتیب مقدار خطای طولی و خطای عرضی در دستگاه هدف می‌باشند که نشانگر جایگاه هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه هدف هستند.

$$d = \sqrt{(xt - xm)^2 + (yt - ym)^2} \quad (۱-۳)$$

$$\lambda = \arctan \frac{ym - yt}{xm - xt} \quad (۲-۳)$$

$$xnew = d.\cos(\lambda - \psi t) \quad (۳-۳)$$

$$ynew = d.\sin(\lambda - \psi t) \quad (۴-۳)$$

بر اساس داده‌های دستگاه هدف می‌توان صریحا در مورد موقعیت دو وسیله پرنده نسبت به هم اظهار نظر کرد بدین معنی که اگر x جدید مقدار منفی داشته باشد هواپیمای تعقیب‌کننده در پشت‌سر هدف قرار دارد و در غیر این صورت هواپیمای تعقیب‌کننده، جلوتر از هدف است. کوچک یا بزرگ

بودن داده‌ها در مختصات جدید نیز صراحتا به ما بیان می دارد که به اصلاح فاصله عرضی یا اصلاح فاصله طولی با هدف نیاز بیشتری داریم. در بخش‌های بعد چگونگی استفاده از داده‌های دستگاه هدف و ارتباط آن با مفاهیم تعقیب و ایجاد جهت‌گیری مطلوب برای هواپیمای تعقیب‌کننده توضیح داده خواهد شد.

۳-۳-هدایت فازی بدون کنترل سرعت:

با توجه به این که هدف نهایی ماموریت برخورد با هدف است حساسیت کار بسیار بالا می‌باشد و بایستی تمامی شرایط مختلف با توجه به محدودیت‌های هواپیمای تعقیب‌کننده بررسی شوند؛ یکی از این محدودیت‌ها نبودن امکان کنترل سرعت می‌باشد، بدین معنی که هیچ متغیر کنترلی برای افزایش یا کاهش سرعت در حین پرواز وجود نداشته باشد؛ در چنین حالتی شرط لازم برای برخورد این است که محدوده‌ی تغییرات سرعت هدف را بدانیم و سرعت هواپیمای تعقیب‌کننده بالاتر از بیشترین سرعت هدف باشد. بنابر این در این بخش با در نظر گرفتن این فرض که محدوده تغییرات سرعت هدف پایین‌تر از سرعت ثابت و مشخص هواپیمای تعقیب‌کننده است، به تبیین و معرفی سیستم هدایتی می‌پردازیم که بتواند از هر موقعیتی که عملیات به آن محول شود با موفقیت برخورد را صورت دهد.

روش هدایتی که در نظر گرفته شده همانطور که در مقدمه فصل به آن اشاره شد از سناریو خاصی پیروی می‌کند بیان ساده این سناریو بدین گونه است که برخورد از هر جهتی اتفاق نمی افتد و برای برخورد ابتدا هواپیمای تعقیب کننده خودش را در پشت هدف قرار می‌دهد و با آن هم جهت می‌شود و با توجه به بالاتر بودن سرعت هواپیمای تعقیب کننده اگر دقیقا پشت سر و همجهت با هدف باشد برخورد به خوبی صورت خواهد گرفت.

هر سیستم فازی از یک سری قوانین اگر-آنگاه بهره مند است که شالوده اصلی منطق طراح را نشان می‌دهد. قبل از این که به تبیین سیستم فازی طراحی شده بپردازیم، به ایده اولیه طراحی که در قالب جملات شرطی با توجه به موقعیت هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه هدف است نگاهی خواهیم داشت:

در حالتی که هواپیمای تعقیب‌کننده خیلی عقب‌تر از هدف است باید با توجه به نسبت خطای طولی و خطای عرضی برای کاهش آن‌ها تلاش شود. بدین معنی که اگر خطای عرضی نیز مقدار زیادی داشته باشد سعی شود به یک میزان خطای طولی و عرضی کاهش یابند و اگر خطای عرضی مقدار کمی داشت تلاش بیشتری برای کم کردن خطای طولی نسبت به کم کردن خطای عرضی شود.

در حالتی که هواپیمای تعقیب‌کننده به اندازه شعاع لازم برای دور زدن عقب‌تر از هدف است، اگر فاصله عرضی زیادی با هدف دارد باید تمام تلاش صرف کم کردن فاصله عرضی شود و اگر فاصله عرضی کمی دارد باید شروع به دور زدن نماید و خود را با هدف همجهت سازد.

در حالتی که هواپیمای تعقیب‌کننده در پشت سر هدف قرار دارد و فاصله طولی با هدف کمتر از شعاع دور زدن می‌باشد، اگر فاصله عرضی زیاد باشد بایستی در کنار تلاش برای کم کردن فاصله عرضی، فاصله طولی اظافه شود تا به شعاع مورد نیاز برای دور زدن برسد و اگر فاصله عرضی کم باشد باید برای به صفر رساندن فاصله عرضی تلاش شود.

در حالتی که هواپیمای تعقیب‌کننده جلوتر ازهدف قرار دارد باید دور بزند و به پشت سر هدف بیاید، بنابر این اگر فاصله عرضی آن کمتر از دو برابر حداقل شعاع لازم برای دور زدن باشد باید تغییر جهت بدهد و در جهت کاهش خطای طولی و رساند خطای عرضی به دو برابر شعاع دور زدن تلاش شود، اگر خطای عرضی به اندازه دوبرابرحداقل شعاع دور زدن باشد باید تمام تلاشش برای کم کردن خطای طولی به کار برده شود و اگر خطای عرضی زیاد باشد باید برای کم کردن هر دو خطا تلاش شود.

جملات شرطی بیان شده را می‌توان به روشهای متفاوتی بازنویسی کرد و هر یک از آن‌ها را شرح داد، ذکر این جملات در این قسمت فقط برای آشنایی ذهن خواننده با مبانی فکری سیستم هدایت طراحی شده بوده است. در بیان مبانی فکری سیستم هدایت چندین بار از فاکتوری به نام حد اقل شعاع لازم برای دور زدن، سخن به میان آمده است که در واقع یکی از محدودیت‌های هواپیمای تعقیب‌کننده به شمار می‌رود و حتما باید مورد توجه قرار گیرد بخصوص هنگامی که امکان کنترل سرعت وجود نداشته باشد.

حد اقل شعاع دور زدن برای هواپیمایی که با استفاده از چرخش رول دور می‌زند به دو عامل ماکزیمم رول مجاز و سرعت حرکت هواپیما وابسته است؛ چون در این بخش هواپیمای تعقیب کننده ما دارای سرعت ثابت است پس می توان از طریق رابطه(۵) حد اقل شعاع دور زدن آن را به صورت یک مقدار ثابت بدست آورد. در رابطه (۳-۵) v سرعت هواپیما و $\varphi_{\max}$ بیشترین چرخش مجاز است.

$$r_{\min} = \frac{v^2}{g\tan(\varphi_{\max})} \tag{۳-۵}$$

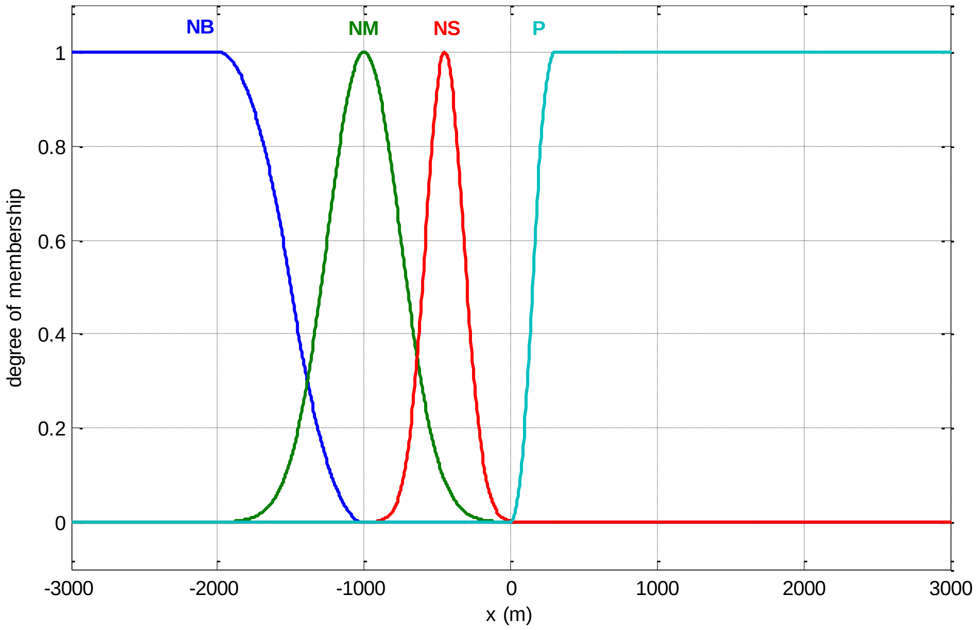
۳-۳-۱-سیستم فازی:

سیستم هدایت طراحی شده یک سیستم فازی تاکاگی-سوگنو مرتبه صفر است که دارای دو ورودی و یک خروجی می‌باشد؛ ورودی‌ها مولفه‌های موقعیت هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه جدید هستند که بر حسب متر می‌باشند و خروجی جهتگیری مطلوب یا همان هدینگ مرجع است که به صورت یک زاویه بر حسب درجه بیان می‌شود.

۳-۳-۲-توابع عضویت فازی:

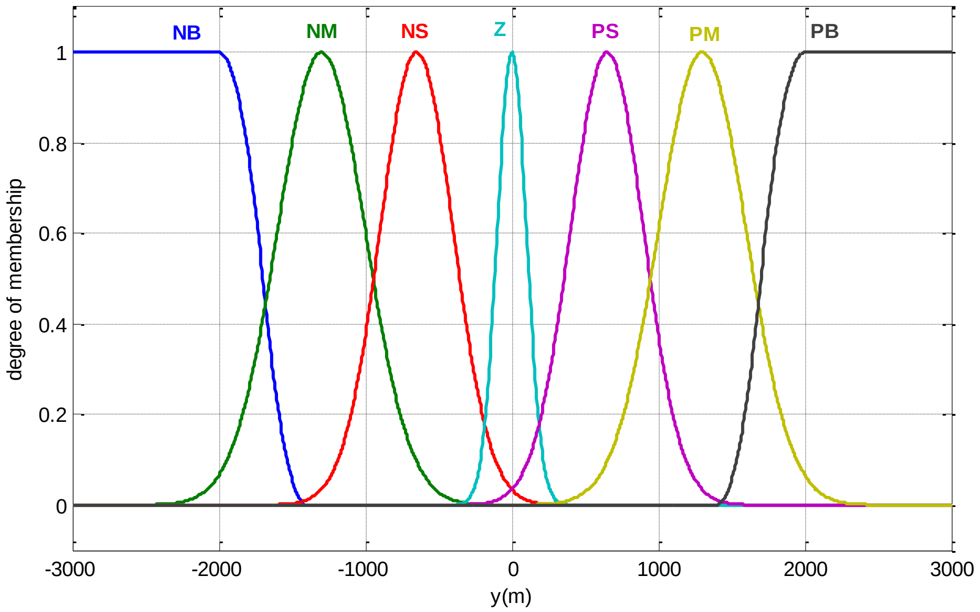
همانطور که می‌توان از توضیحات بخش قبل برداشت کرد فضای متغیر x که همان خطای طولی در دستگاه هدف است، به چهار بخش متفاوت تقسیم شده است و برای هر یک از آنها یک تابع عضویت در نظر گرفته شده است. برای متغیر x مثبت تابع عضویتی با نام مثبت(P)، برای xهای منفی که از لحاظ اندازه مقداری کوچکتر از حداقل شعاع دور زدن دارند تابع عضویت منفی کوچک(NS)، برای xهای منفی که از لحاظ اندازه در حدود حداقل شعاع دور زدن هستند تابع عضویت منفی متوسط(NM) و برای xهای منفی که اندازه بزرگی دارند تابع عضویت منفی بزرگ(NB) انتخاب شده است. در شکل(۳-۲) توابع عضویت بیان شده را مشاهده می‌فرمایید، این توابع به گونه از در نظر گرفته شده‌اند که کلیه فضای خطای طولی (تمامی مقادیر x) را پوشش می‌دهند.

شکل و جایگاه توابع عضویت می‌تواند تاثیر بسزایی در خروجی سیستم داشته باشد و بایستی دقیقا متناسب با کاربرد سیستم فازی در نظر گرفته شود بعد از ارائه کامل سیستم فازی به دلایل انتخاب این توابع عضویت اشاره خواهد شد.



شکل(۳-۲): توابع عضویت x

برای خطای عرضی در دستگاه هدف یا همان متغیر y ، هفت تابع عضویت در نظر گرفته شده است که تمامی مقادیر مثبت و منفی y را پوشش می‌دهند و متناسب با مثبت یا منفی بودن و اندازه خطای عرضی با نام‌های منفی بزرگ(NB)، منفی متوسط(NM)، منفی کوچک(NS)، صفر(Z)، مثبت کوچک (PS)، مثبت متوسط(PM)و مثبت بزرگ(PB) نامگذاری شده‌اند. باید توجه داشت که مرکز توابع عضویت PM و NM ازلحاظ اندازه همان دو برابر حداقل شعاع دورزدن می‌باشد. در شکل(۳-۳) تصویر توابع عضویت بیان شده برای خطای عرضی آورده شده است.



شکل(۳-۳):توابع عضویتy

۳-۳-۳-پایگاه قواعد فازی:

پایگاه قواعد فازی که برای سیستم هدایت فازی برای انجام عملیات تعقیب و برخورد طراحی شده است در جدول (۳-۱) آورده شده است. با توجه به نوع سیستم فازی که سیستم فازی تاکاگی-سوگنو

از مرتبه صفر در نظر گرفته شده است، مقادیر آورده شده در هر خانه از جدول(۳-۱) خروجی یک قانون اگر-آنگاه فازی است.

جدول(۳-۱):جدول قوانین فازی

Y\X	NB	NM	NS	P
NB	45°	90°	120°	-225°
NM	30°	90°	120°	-180°
NS	15°	45°	90°	-90°
Z	0°	0°	0°	0°
PS	-15°	-45°	-90°	90°
PM	-30°	-90°	-120°	180°
PB	-45°	-90°	-120°	225°

به عنوان مثال ذکر مقدار ۴۵ در اولین خانه سمت چپ و بالای جدول بیان کننده قانون زیر می‌باشد:

اگر x متعلق به NB و y متعلق به NB باشد، آنگاه خروجی این قانون ۴۵ خواهد بود.

و یا ذکر مقدار ۲۲۵ در خانه سمت راست و پایین جدول بیان کننده قانون زیر می‌باشدکه:

اگر x متعلق به P و y متعلق به PB باشد، آنگاه خروجی این قانون ۲۲۵ خواهد بود.

در مجموع، این جدول ۲۸ قانون اگر-آنگاه فازی را نشان می‌دهد که می‌توان آن را با کمی ساده سازی با ۲۵ قانون بیان کرد.

۳-۳-۴-خروجی سیستم فازی:

با توجه به نحوه حصول خروجی نهایی از خروجی قوانین سوالی که در این‌جا پیش می آید این است که خروجی‌های در نظر گرفته شده در حصول خروجی نهایی به صورت عدد در نظر گرفته می‌شوند و ماهیت زاویه‌ای آن‌ها مد نظر قرار نمی‌گیرد و چگونه این امر باعث بروز اشکالی در جواب نمی‌شود؟

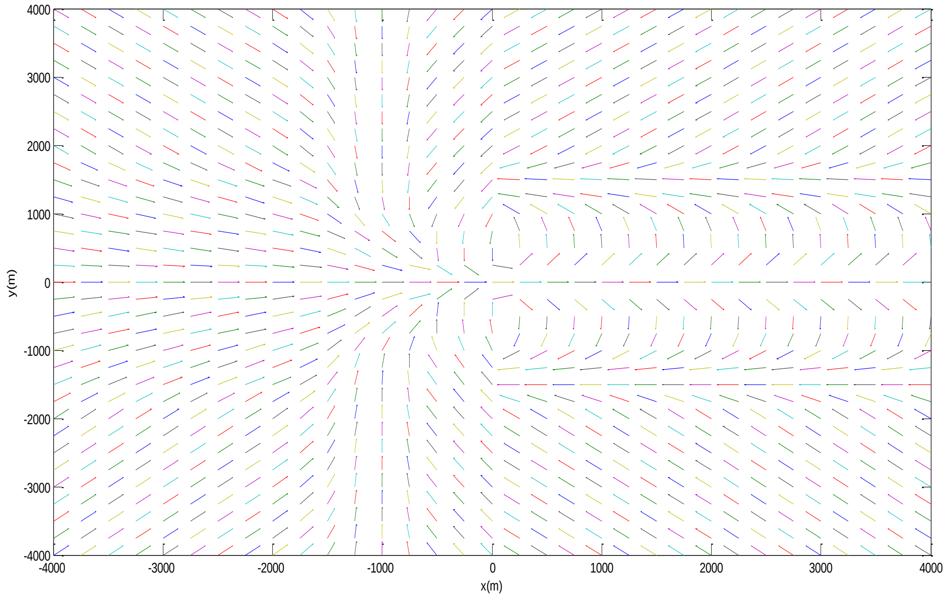
در جواب پرسش بالا می‌توان گفت شرط کلی که از بروز مشکل جلوگیری می‌کند قرار داشتن تمام خروجی‌ها در محدوده ۳۶۰ درجه است بدین معنی که فاصله بزرگترین خروجی وکوچکترین خروجی کمتر از ۳۶۰ درجه باشد که به طور رایج از دو دستگها ۰ تا ۳۶۰ و یا ۱۸۰- تا ۱۸۰+ استفاده می‌شود. با نگاهی به جدول (۳-۱) این طور به نظر می‌رسد که این شرط برقرار نمی‌باشد. برای اثبات کار کرد صحیح سیستم فازی طراحی شده باید نگاه دقیق تری به شرط بیان شده در بالا داشت و آن را اینگونه بیان کرد که:

جواب صحیح خواهد بود اگر خروجی قوانینی که احتمال فعال شدن به طور همزمان را دارا هستند، فاصله‌ای کمتر از ۳۶۰ درجه داشته باشند.

حال موقع آن رسیده که به طریقه انتخاب توابع عضویت روی متغیر x توجه شود، توابع عضویت قسمت منفی توابعی نرم انتخاب شده‌اند و هر مقدار x می توانسته به بیش از یک تابع عضویت تعلق داشته باشد چون بنابر این بوده که خروجی سیستم، حاصل خروجی قوانین مجاور باشد اما در قسمت مثبت تابع عضویت‌ها به گونه ای هستند که هر x مثبت گویا فقط به تابع عضویت P تعلق دارد و از تعلق آن به توابع دیگر می‌توان صرف نظر کرد.

در مورد مقادیر ستون آخر جدول قوانین هم می‌توان این توضیح را اضافه کرد که توابع عضویت y به گونه‌ای هستند که هرگاه در قسمت مثبت هستیم تعلق به توابع منفی قابل چشم پوشی است و بلعکس.

برای مشاهده بصری و درک هرچه بهتر از سیستم هدایت فازی طراحی شده خروجی سیستم در تعدادی از نقاط توسط نرم افزار متلب ترسیم شده است و در شکل(۳-۴) به نمایش در آمده است.



شکل(۳-۴): خروجی سیستم هدایت فازی در موقعیت های مختلف نسبت به هدف

۳-۴-هدایت فازی همراه با کنترل سرعت:

در این بخش هواپیمای تعقیب‌کننده از امکان کنترل سرعت برخوردار است و متغیر کنترلی که می-توان آن را به پدال گاز موتور هواپیما تعبیر کرد در دسترس است، کافیست که حلقه کنترل مناسبی با توجه به دینامیک حاکم بر رابطه گاز و سرعت برای آن طراحی شود و فرمان سرعت مناسب در هر لحظه با توجه به موقعت هواپیمای تعقیب‌کننده و هدف صادر شود.

در بخش ۳-۳ محدویت عدم امکان کنترل سرعت برای هواپیمای تعقیب‌کننده در نظر گرفته شده بود و با توجه به سناریو بیان شده در مقدمه فصل هنگامی که هواپیمای تعقیب کننده جلوتر از هدف واقع می‌گردید بایستی با تغییر جهت دادن و دور زدن خودش را به پشت سر هدف می‌آورد؛ در این بخش هواپیمای تعقیب کننده می‌تواند سرعت خود را در محدوده سرعت هدف بالاتر یا پایین تر انتخاب کند و بنابر این هنگامی که جلوتر از هدف قرار دارد و هم‌جهت با هدف پرواز می‌کند با کم کردن سرعت خود می‌تواند دوباره خود را پشت سر هدف قرار دهد.

سیستم هدایت فازی که در این بخش معرفی خواهد شد در واقع از دو سیستم مجزا تشکیل شده است که به طور همزمان در هدایت سیستم نقش بازی می‌کنند؛ یک سیستم فازی همانند قبل جهتگیری مطلوب(هدینگ مرجع) در هر لحظه را نتیجه می‌دهد و سیستم فازی دیگری سرعت مطلوب برای هر لحظه را معیین خواهد کرد.

همانند بخش قبل، در ابتدا جملات شرطی که به آشنایی هر چه بیشتر با مبانی فکری طراح کمک می‌کنند را مروری خواهیم کرد و پس از آن به جزییات سیستم فازی طراحی شده خواهیم پرداخت.

در هر حالتی که از لحاظ خطای طولی قرار داشته باشیم اگر خطای عرضی زیاد باشد باید بیشتر تلاش را صرف کم کردن خطای عرضی نمود و اگر خطای عرضی کم باشد باید بیشتر تلاش را به هم جهت شدن با هدف اختصاص داد.

در حالتی که هواپیمای تعقیب‌کننده عقب‌تر از هدف قرار دارد باید با سرعت بالاتری از سرعت هدف حرکت کند و سعی شود خود را دقیقا پشت سر هدف و هم‌جهت با آن قرار دهد و هرچه خطای طولی آن با هدف کاهش یابد باید اختلاف سرعتش با هدف را کمتر کند.

در حالتی که هواپیمای تعقیب‌کننده کمی عقب‌تر از هدف قرار دارد یعنی خطای طولی کمی دارد باید سرعت خود را با فاصله کمی بالاتر از سرعت هدف در نظر بگیرد تا بهتر بتواند خطای عرضی خود را به صفر برساند و با هدف هم‌جهت شود.

در حالتی که خطای طولی تقریبا صفر است اگر خطای عرضی نیز کم باشد بدین معنی خواهد بود که در نزدیکی هدف هستیم پس باید سرعت خود را به سرعت هدف بسیار نزدیک کند تا فرصت داشته باشد اختلاف عرضی را جبران کند و برخورد صورت گیرد در صورتی که خطای عرضی زیاد باشد نیز همین تصمیم بهترین تصمیم است چون سرعت بالاتر از سرعت هدف جلو زدن بیش از حد از هدف را خواهد داشت و سرعت پایین‌تر از سرعت هدف نیز اصلاح خطای عرضی را با کندی مواجه می‌کند.

در حالتی که هواپیمای تعقیب‌کننده کمی جلوتر از هدف است باید سرعت خود را اندکی از سرعت هدف کمتر کند تا همین طور که در حال کاهش خطای عرضی است خطای طولی آن نیز کاهش پیدا کند و امکان برخورد فراهم شود.

در حالتی که هواپیمای تعقیب‌کننده خیلی از هدف جلوتر است باید سرعت خود را به میزان بیشتری نسبت به سرعت هدف کمتر انتخاب کند تا اصلاح فاصله طولی سریعتر انجام شود.

جملات شرطی بیان شده از نگاهی بسیار ساده و پیش پا افتاده به نظر می‌رسند و از نگاهی چون دو فاکتور سرعت و جهت هر دو در حال ایفای نقش در چگونگی اصلاح خطاهای طولی و عرضی هستند از پیچیدگی خاصی برخوردار است. یقینا در ادامه بحث و با معرفی جزییات سیستم فازی طراحی شده، پروسه تعقیب و برخوردی که این روش مد نطر دارد روشن تر خواهد شد.

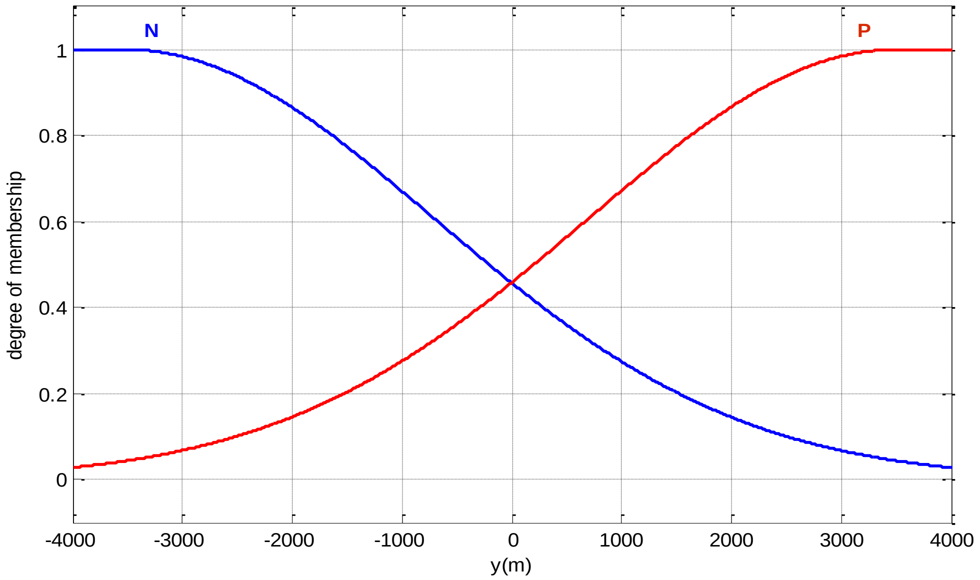
۳-۴-۱-سیستم فازی:

سیستم فازی طراحی شده از دو بخش تشکیل شده و هر بخش خود یک سیستم فازی تاکاگی-سوگنو مرتبه صفر است. ورودی سیستم فازی اول موقعیت عرضی هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه هدف و خروجی آن جهت گیری مطلوب (هدینگ مرجع) است. سیستم دوم که خروجی آن میزان تفاوت سرعت با سرعت هدف می‌باشد، موقعیت طولی هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه هدف را محور تصمیم گیری قرار داده است. سرعت مرجعی که به حلقه کنترل سرعت داده می‌شود از جمع کردن سرعت هدف با خروجی سیستم دوم حاصل می‌شود. از این به بعد برای راحتی بیشتر سیستم فازی اول را با نام سیستم فازی جهت و سیستم فازی دوم را با نام سیستم فازی سرعت در نظر خواهیم گرفت.

۳-۴-۲-توابع عضویت فازی:

متغیر ورودی سیستم فازی جهت، y یا همان موقعیت عرضی در دستگاه هدف است که می‌بایست یک رابطه مستقیم بین اندازه آن و جهت مطلوب برقرار شود بدین معنی که برای y های که از لحاظ اندازه کوچک هستند و خطای عرضی کمی را بیان می‌کنند جهت مطلوب در دستگاه هدف هم مقداری کوچک دارد و هرچه میزان خطا بیشتر باشد خروجی سیستم نیز باید مقدار بیشتری داشته باشد تا از عهده جبران آن برآید.

برای تحقق رابطه بیان شده به صورت فازی، از انواع متفاوتی از توابع فازی و در ترکیب‌های مختلف می‌توان استفاده کرد که در این تحقیق نهایتا استفاده از دو تابع عضویت متقارن نیم گوسی با نام‌های مثبت(P) و منفی(N) مطابق شکل(۳-۵) برگزیده شد. انتخاب پارامترهای این توابع به عوامل متفاوتی وابسته است که در واقع جزء نکات اساسی طراحی است.

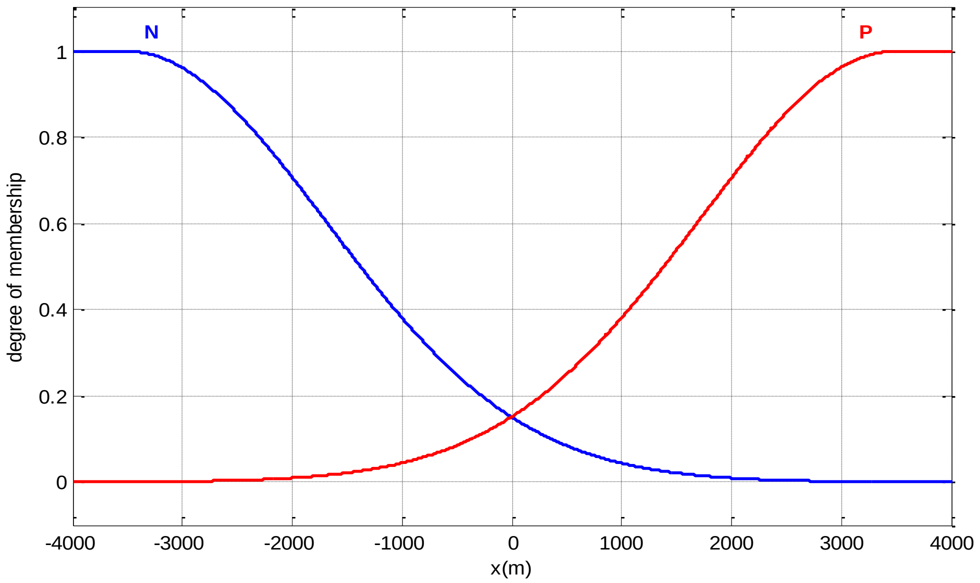


شکل(۳-۵): توابع عضویت y به عنوان ورودی سیستم فازی جهت

شکل این توابع داشتن تغییرات پیوسته و آرامی در خروجی را نوید می‌دهد که شدت این نرمی و جایگاه توابع باید با توجه به مشخصات هواپیمای هدایت شونده انتخاب شود.

از جملات شرطی بیان شده درابتدای بخش می‌توان دریافت که رابطه مورد نیاز برای سیستم فازی سرعت نیز یک نوع رابطه مستقیم بر حسب اندازه است به این معنی که اگر خطای طولی کمی وجود داشته باشد سرعت مطلوب هم در نزدیکی سرعت هدف خواهد بود و هر چه اندازه خطای طولی بیشتر باشد اختلاف سرعت بیشتری هم نیاز است.

بنابراین برای ورودی سیستم فازی سرعت که همان x است دو تابع عضویت متقارن نیم گوسی با نام های مثبت(P) و منفی(N) انتخاب شدند که در شکل(۳-۶) می‌توان ترسیمی از آن‌ها را مشاهده کرد.



شکل(۳-۶): توابع عضویت x به عنوان ورودی سیستم فازی سرعت

در ادامه بحث در خواهیم یافت که مهمترین مسئله تقارن توابع در نظر گرفته شده می‌باشد و جایگاه و انحنای بهینه برای کاربردهای مختلف می‌توانند متفاوت باشند.

۳-۴-۳-پایگاه قواعد فازی:

با توجه به توضیحات داده شده دو سیستم فازی تک ورودی وجود دارد که هر یک دو تابع عضویت متقارن در ورودی دارند پس پایگاه قواعد ساده‌ای انتظار می‌رود که در ادامه معرفی خواهند شد.

قانون‌های سیستم فازی جهت با توجه به این که اگر خطای عرضی مثبت باشد نیاز به جهت‌گیری منفی برای اصلاح آن است و اگر خطای عرضی منفی باشد نیاز به جهت‌گیری مثبت است مطابق جدول(۳-۲) می‌باشند.

جدول(۳-۲): پایگاه قواعد سیستم فازی جهت

y	N	P
	90°	-90°

زاویه ۹۰ درجه به این دلیل انتخاب شده که در هنگام خطای عرضی بیش از حد، تمام تلاش سیستم روی کم کردن خطای عرضی متمرکز شود. قوانین طراحی شده برای سیستم فازی سرعت نیز در جدول (۳-۳) آورده شده‌اند. این قوانین بر اساس این که اگر هواپیمای تعقیب‌کننده عقب‌تر از هدف باشد باید سرعتی بیشتر از سرعت هدف داشته باشد و اگر جلوتر از هدف باشد بایستی سرعت پایین-تری نسبت به هدف داشته باشد به راحتی قابل فهم هستند.

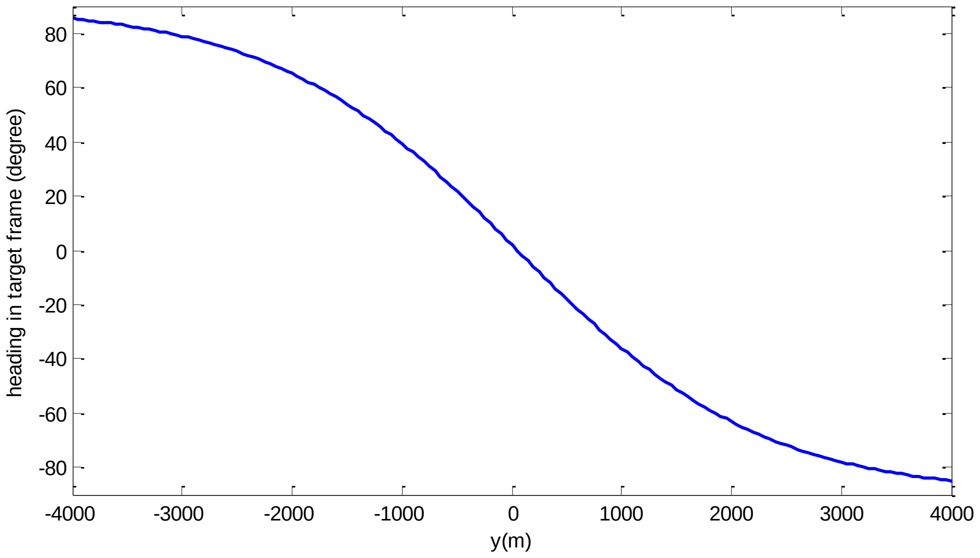
جدول(۳-۳): پایگاه قواعد سیستم فازی سرعت

x	N	P
	۲۰٪	-۲۰٪

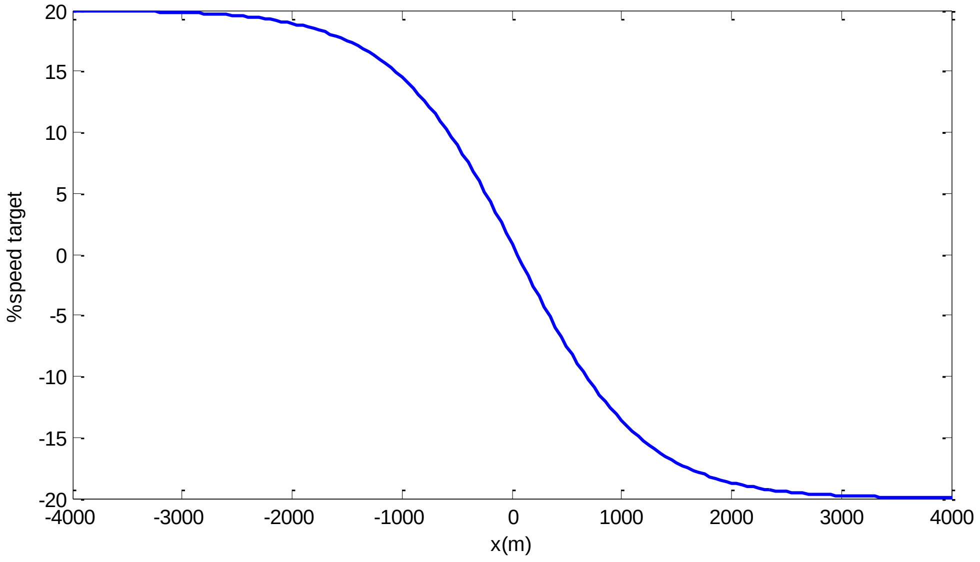
مقادیر جدول(۳-۳) بر حسب درصد هستند و خروجی یک عددی بین ۲۰ و ۲۰- خواهد بود که برای بدست آوردن سرعت مرجع باید به میزان همان درصد از سرعت هدف کاست یا بر سرعت آن افزود. مقادیر جدول(۳-۳) را می‌توان به صورت‌های دیگری هم در نظر گرفت مثلا به جای بیان بر حسب درصد به صورت نسبت در نظر گرفت و یا در مورد سیستمی که سرعت هدف در محدوده مشخصی قرار دارد می توان قوانین را برحسب میزان سرعتی که کاسته یا اظافه می‌شود بر حسب متر بر ثانیه در نظر گرفت. اما باید توجه داشت که جایگزینی ۲۰ و ۲۰- با ۱۲۰ و ۸۰ و امثال اینگونه انتخاب‌ها سیستم را با مشکل روبرو می‌کند چرا که بایستی تقارن حفظ شود.

۳-۴-۴-خروجی سیستم‌های فازی:

منحنی خروجی سیستم های فازی جهت و سرعت را می توان به ترتیب در شکل(۳-۷) و شکل(۳-۸) مشاهده کرد.

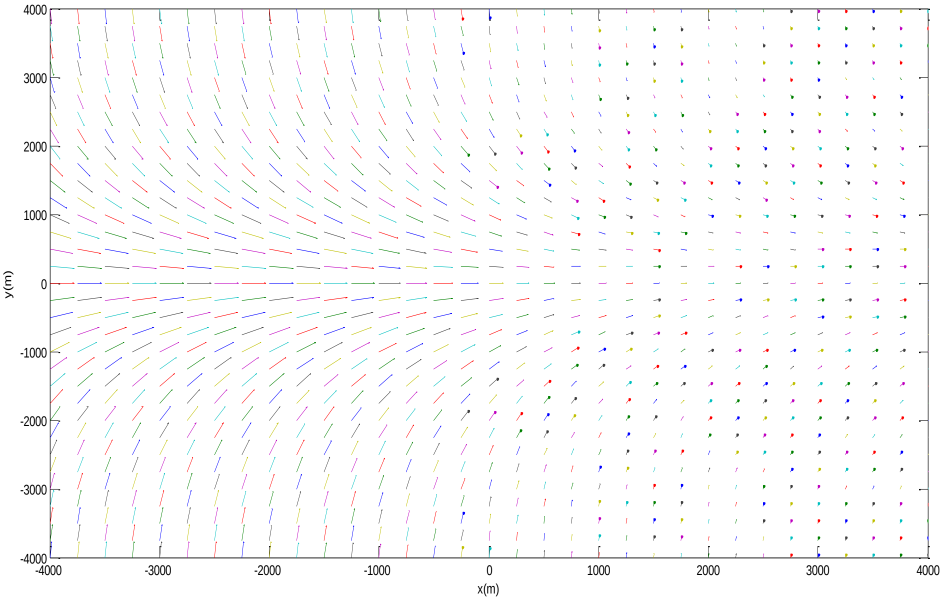


شکل(۳-۷): منحنی خروجی سیستم فازی جهت



شکل(۳-۸): منحنی خروجی سیستم فازی سرعت

برای درک نقش توام این سیستم‌ها در هدایت، نگاهی دوباره به دستگاه مختصات هدف خواهیم داشت و برای این که تاثیر خروجی دو سیستم در هر موقعیت مشاهده شود جهت حاصله از سیستم جهت را رسم نموده و متناسب با فرمان سرعت اندازه پیکان تغییر داده شده است. شکل(۳-۹) نمودار حاصل از ترکیب دو خروجی را در موقعیت‌های مختلف نشان می‌دهد.



شکل(۳-۹): ترکیب خروجی سیستم جهت و سیستم سرعت

همانطور که واضح است خروجی سیستم جهت به x وابسته نیست و نسبت به y تغییرات نرمی دارد. خروجی سیستم سرعت، در x=0 صفر است به این معنا که سرعت مرجع همان سرعت هدف خواهد بود؛ سیستم سرعت برای X های منفی مقادیر مثبتی را نتیجه می‌دهد که نشان می‌دهند سرعت مرجع چقدر بالاتر از سرعت هدف است و برای X های مثبت هم میزان کمتر بودن سرعت مرجع نسبت به سرعت هدف حاصل سیستم سرعت است که سعی شد در شکل(۳-۹) به طور مفهومی نمایش داده شود.

۳-۵-مروری بر این فصل:

این فصل سوم به ایده اصلی این پایان نامه پرداخته شد که البته ارزیابی آن در فصول بعد با بررسی نتایج شبیه‌سازی‌ها بهتر مشخص خواهد شد.

در این فصل در ابتدا مقدمات سیستم هدایت دو بعدی در نظر گرفته شده که شامل سناریو تعقیب و برخورد و انتقال داده‌ها به دستگاه هدف بود بیان گردید و پس از آن در بخش‌های سوم و چهارم تلاش های صورت گرفته برای رسیدن به هدایت مطلوب بیان گردیدند بطوری که در بخش سوم یک سیستم فازی دو ورودی و تک خروجی برای هدایت یک هواپیمای بدون سرنشین بدون امکان کنترل سرعت ارائه شد و در بخش چهارم دو سیستم فازی تک ورودی تک خروجی معرفی گردیدند که همزمان با هم هدایت را بر عهده دارند یکی جهت را مشخص می‌کند و دیگری به انتخاب سرعت مرجع در هر لحظه کمک می‌نماید.

فصل چهارم

ریاضیات و تحلیل سیستم هدایت

۴-۱-مقدمه:

هدایت هواپیماهای بدون سرنشین شامل بخش‌های مختلفی می‌باشد که هر یک از تحقیقات در زمینه خاصی به پیشرفت این علم کمک می‌کنند، همانطور که در شکل(۲-۱۹) آورده شده سیستم هدایت عمومی که امروزه بیشترین کاربرد را دارد شامل طراحی مسیر[1]، نرم کننده مسیر[2] پیشنهادی و تعقیب کننده[3] مسیر می‌باشد. در این فصل برای درک سیستم هدایت به منظور تعقیب و برخورد با یک هدف متحرک ابتدا نگاهی به ریاضیات و تحلیل‌های سیستم هدایت معرفی شده در بسیاری از تحقیقات قبلی پرداخته می‌شود و سپس سیستم هدایت فازی که به منظور تعقیب و برخورد با هدف متحرک طراحی شده است تا حد امکان شرح داده خواهد شد.

۴-۲-نرم کننده مسیر دینامیکی و تعقیب مسیر:

در ماموریت‌هایی که طی یک مسیر برای هواپیمای بدون سرنشین مد نظر است، جدا از اینکه چه ملاحظاتی در طراحی مسیر اولیه صورت گرفته باشد برای اینکه هواپیمای بدون سرنشین بتواند مسیر را به خوبی طی کند از نرم‌کننده مسیر استفاده می‌کنند. در ادامه یک نرم‌کننده دینامیکی و نتایج حاصل از آن آورده شده‌اند.

در[34,41] معادلات سینماتیک حرکت مطابق مجموعه معادلات (۴-۱) معرفی شده است که نشان می‌دهد دینامیک حلقه کنترل در پاسخ به فرمان سرعت و جهت از درجه یک در نظر گرفته شده‌اند و دینامیک حلقه کنترل ارتفاع از درجه دو معرفی شده است. ψ^c ، v^c و h^c فرمان‌های زاویه هدینگ، سرعت و ارتفاع هستند و α_* ضرایب ثابتی وابسته به اتوپایلوت هستند.

---
[1] Path Planner ,Waypoint Path Planner(WPP),
[2] Trajectory Smoother, Dynamic Trajectory Smoother(DTS)
[3] Trajectory Tracker(TT)

$$\dot{x} = v\cos(\psi) \quad (۱-۴)$$

$$\dot{y} = v\sin(\psi)$$

$$\dot{\psi} = \alpha_\psi(\psi^c - \psi)$$

$$\dot{v} = \alpha_v(v^c - v)$$

$$\ddot{h} = -\alpha_h\dot{h} + \alpha_h(h^c - h)$$

اگر موضوع تعقیب مسیر در ارتفاع ثابت باشد معادله آخر کنار خواهد رفت و با فرض اینکه α_v بزرگتر از α_ψ است به گونه ای که v با سرعتی بیشتر از سایر دینامیک‌ها به v^c همگرا شود مجموعه معادلات (۴-۲) حاصل می‌شوند که در تحقیقات بسیاری از این معادلات بهره برده‌اند.

$$\dot{x} = v^c\cos(\psi) \quad (۲-۴)$$

$$\dot{y} = v^c\sin(\psi)$$

$$\dot{\psi} = \alpha_\psi(\psi^c - \psi)$$

اگر $\psi^c = \psi + (1/\alpha_\psi)\omega^c$ در نظر گرفته شود معادله آخر مجموعه معادله(۴-۲) به صورت $\dot{\psi} = \omega^c$ در خواهد آمد. باید توجه داشت که فرمان‌های سیستم هدایت محدوده مشخصی دارند و $0 < v_{min} \leq v^c \leq v_{max}$ و $-\omega_{max} \leq \omega^c \leq \omega_{max}$ است.

کارکرد سیستم نرم‌کننده مسیر در اینجاست که معادلاتی به فرم مجموعه معادلات(۴-۳) که مشابه معادلات خود پرنده هستند را با فرض محدودیت‌های (۴-۴) در نظر می‌گیرد.

$$\dot{x}_r = v_r\cos(\psi_r) \quad (۳-۴)$$

$$\dot{y}_r = v_r\sin(\psi_r)$$

$$\dot{\psi}_r = \omega_r$$

$$v_{min} + \varepsilon_v \leq v_r \leq v_{max} - \varepsilon_v \quad (۴-۴)$$

$$-\omega_{max} + \varepsilon_\omega \leq \omega_r \leq \omega_{max} - \varepsilon_\omega$$

ε_v و ε_ω متغییر های مثبتی هستند که جزء پارامترهای طراحی به حساب می‌آیند.

پس از مرحله نرم‌کننده مسیر صحبت از تعقیب مسیر است یعنی بایستی ψ^c و v^c به گونه‌ای پیشنهاد شوند که وقتی زمان به بینهایت میل می‌کند مقدار خطای تعقیب یعنی $|x_r - x| + |y_r - y| + |\psi_r - \psi|$ به صفر همگرا شود، بنابر این دستگاه معادلاتی مطابق(۴-۵) و (۴-۶) بر اساس خطا تشکیل می‌گردد.

$$\begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ \psi_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} cos(\psi) & sin(\psi) & 0 \\ -sin(\psi) & cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_r - x \\ y_r - y \\ \psi_r - \psi \end{bmatrix} \tag{۴-۵}$$

$$\dot{x_e} = \omega^c y_e - v^c + v_r cos(\psi_e) \tag{۴-۶}$$

$$\dot{y_e} = -\omega^c y_e + v_r sin(\psi_e)$$

$$\dot{\psi_e} = \omega_r - \omega^c$$

اگر $(x_0, x_1, x_2) \triangleq (\psi_e, y_e, -x_e)$ در نظر گرفته شود بر طبق همان مراجع می‌توان معادلاتی به فرم معادلات(۴-۷) را بدست آورد به گونه‌ای که $u_0 \triangleq \omega_r - \omega^c$ و $u_1 \triangleq v^c - v_r cos(x_0)$ تعریف شوند و محدودیت‌هایی مطابق (۴-۸) را براورده نمایند.

$$\dot{x_0} = u_0 \tag{۴-۷}$$

$$\dot{x_1} = (\omega_r - u_0)x_2 + v_r sin(x_0)$$

$$\dot{x_2} = -(\omega_r - u_0)x_1 + u_1$$

$$-\varepsilon_\omega \le u_0 \le \varepsilon_\omega \tag{۴-۸}$$

$$v_{min} - v_r \cos(x_0) \le u_1 \le v_{max} - v_r \cos(x_0)$$

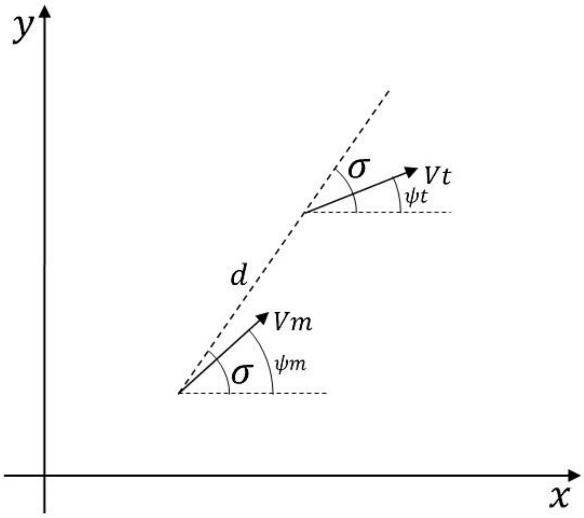
حال اگر متغیرهای کنترلی به گونه‌ای ارائه شوند که $(x_0, x_1, x_2) = (0,0,0)$ می‌توان به این رسید که $(x_e, y_e, \psi_e) = (0,0,0)$ و بنابر این $(x_r, y_r, \psi_r) = (x, y, \psi)$ یعنی تعقیب به خوبی صورت پذیرفته است. بسیاری از محققینی که در موضوع تعقیب مسیر تلاش کرده‌اند روش‌های مختلفی را برای ارائه u_0 و u_1 معرفی کرده‌اند.

۴-۳-تعقیب و برخورد با هدف متحرک:

تعقیب هدف، گروه دیگری از تحقیقات بحث هدایت است که شامل تعقیب اهداف زمینی و هوایی می‌گردد و در کاربردهای مختلف معانی مختص به خود را پیدا می‌کنند؛ به طور مثال در تعقیب اهداف متحرک زمینی، منظور حرکت در بالای سر هدف و در محدوده مشخصی در اطراف آن است که البته با توجه به شرایط و خواسته‌های ماموریت، سیستم‌های هدایت متفاوتی را طلب می‌کند.

برخورد با هدف، مفهومی است که با ورود موشک‌های هدایت شونده، از همان ابتدا وارد مباحث هدایت گردیده و ساختارهای ریاضیاتی مشخصی برای این نوع هدایت شکل گرفته؛ فرمان هدایت موشک‌ها بر اساس شتاب جانبی موشک و هدف است و بر اساس تغییرات خط دید بنا شده است. تحقیقات اولیه‌ای که برای برخورد با هدف توسط هواپیماهای بدون سرنشین صورت گرفتند همان شیوه‌های هدایت را برای هدایت هواپیماهای بدون سرنشین برگزیدند اما هدف‌های هوشمند با مانوور پذیری بالا چالش‌های جدیدی بودند که برای پاسخگویی به آن‌ها هدایت‌هایی با ریاضیات متفاوت و همچنین روش‌های هدایت غیر ریاضیاتی پا به این عرصه گذاشتند؛ هدایت هواپیمای بدون سرنشین به منظور برخورد با هدف متحرک شاخه نوپایی در علم هدایت است و تحقیقات بسیار اندکی در این زمینه صورت گرفته، البته فضای مطالعاتی و کارهای تحقیقاتی سودمند برای بهره برداری در این زمینه به دلیل شباهت‌های موجود در راهکارها و ریاضیات هدایت از وضعیت مطلوبی برخوردار است.

شکل(۴-۱) هدف و هواپیمای تعقیب‌کننده را به همراه جهت سرعت‌های آن‌ها به تصویر کشیده است، σ زاویه خط دید یا همان خط واصل بین هواپیمای تعقیب‌کننده و هدف است و d مقدار این فاصله را نشان می‌دهد. مجموعه معادلات(۴-۹) [21] معادلات عمومی در بحث تعقیب دو بعدی هدف متحرک را در بر دارند.



شکل(۴-۱): هدف و هواپیمای تعقیب کننده

$$\dot{d} = v_t\, cos(\psi_t - \sigma) - v_m cos(\psi_m - \sigma) \quad (۴\text{-}۹)$$

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{d}[v_t\, sin(\psi_t - \sigma) - v_m si\,n(\psi_m - \sigma)]$$

$$\dot{x_m} = v_m cos(\psi_m)$$

$$\dot{y_m} = v_m sin(\psi_m)$$

$$\dot{x_t} = v_t cos(\psi_t)$$

$$\dot{y_t} = v_t sin(\psi_t)$$

تفاوت اصلی تعقیب هدف متحرک و تعقیب مسیر در عدم اطلاع از ψ_t در لحظات بعد است. هدایت در اینجا به معنای معرفی کردن ${v_m}^c$ و ${\psi_m}^c$ است به گونه‌ای که بتواند در مدت زمان محدودی به برخورد بیانجامد یا به عبارت دیگر بتواند در یک لحظه خاص که زمان محدود دارد و آن را t_f نام گذاری کرده‌ایم $\left(x_t(t_f), y_t(t_f)\right) = \left(x_m(t_f), y_m(t_f)\right)$ را برقرار کند. همانطور که واضح است اساسا مفهوم‌هایی همچون زمان بینهایت و همگرایی خطا به صفر در تعقیب به منظور برخورد راهی ندارند.

بهترین راه کشف کارآیی و توانمندی سیستم‌های هدایت پیشنهادی به منظور برخورد با هدف استفاده از امکانات شبیه‌سازی کامپیوتری است که در فصل بعدی این پایان‌نامه به خوبی به آن پرداخته شده است.

۴-۴-سیستم‌های هدایت پیشنهاد شده:

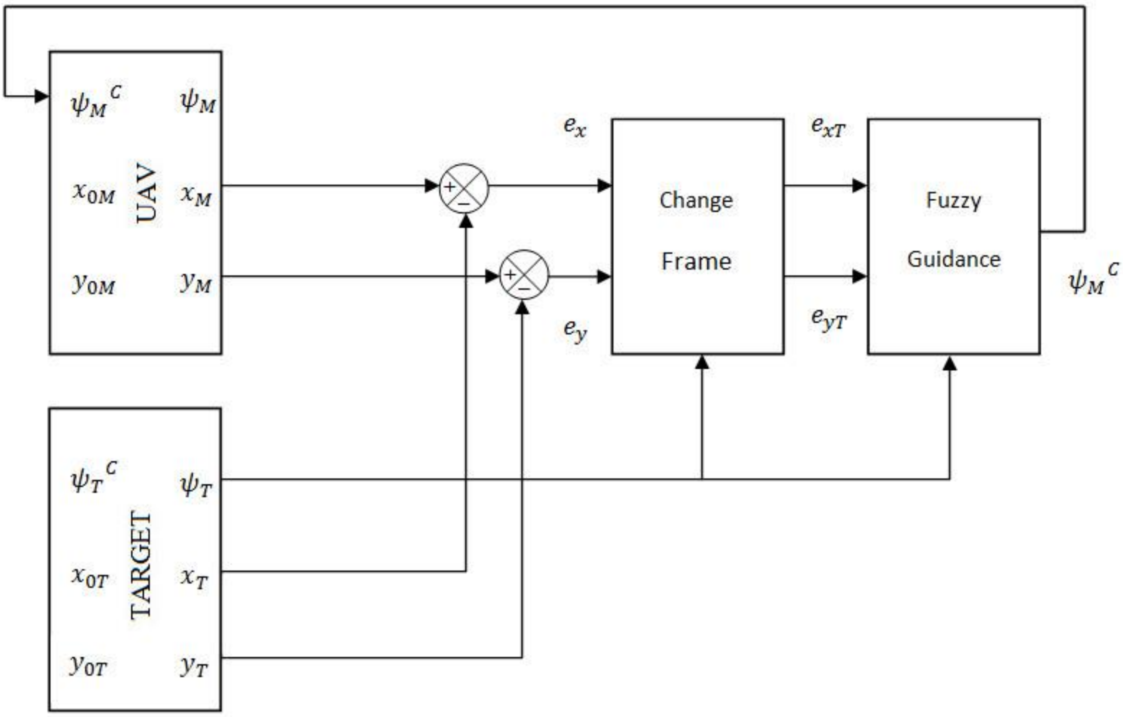
سیستم هدایتی که در این پایان‌نامه برای برخورد با هدف متحرک پیشنهاد شده همانطور که در فصل‌های قبل بیان گردید بر پایه مبانی شهودی تعقیب به منظور برخورد و با در نظر داشتن سناریو خاصی بوده است. همانطور که در فصل سوم بیان گردید اولین گام این سیستم هدایت، انتقال داده‌ها به دستگاه هدف (۳-۲) است و تمام تصمیم‌گیری‌های بعدی با توجه به موقعیت هواپیمای تعقیب-کننده در دستگاه هدف انجام می‌شود.

درتشکیل دستگاه جدید باید توجه داشت که مطابق آنچه در ۳-۲ آورده شده است باید به این تفاوت توجه داشت که $\lambda = \arctan(\frac{y_M - y_T}{x_M - x_T})$ و $\sigma = \arctan(\frac{y_T - y_M}{x_T - x_M})$ درنظر گرفته شده‌اند و بایستی خطاها به صورت $e_x = x_M - x_T$ و $e_y = y_M - y_T$ محاسبه شوند تا در محاسبه λ به کار برده شوند.

در سیستم هدایت بدون کنترل سرعت ${\psi_m}^c$ تنها خروجی سیستم هدایت فازی است که در هر لحظه با توجه به موقعیت همان لحظه خود در دستگاه هدف تصمیم گیری می‌کند؛ سیستم هدایت همراه با کنترل سرعت هم در هر لحظه ${v_m}^c$ و ${\psi_m}^c$ را با توجه به مولفه‌های موقعیت در دستگاه هدف تعیین می‌نماید.

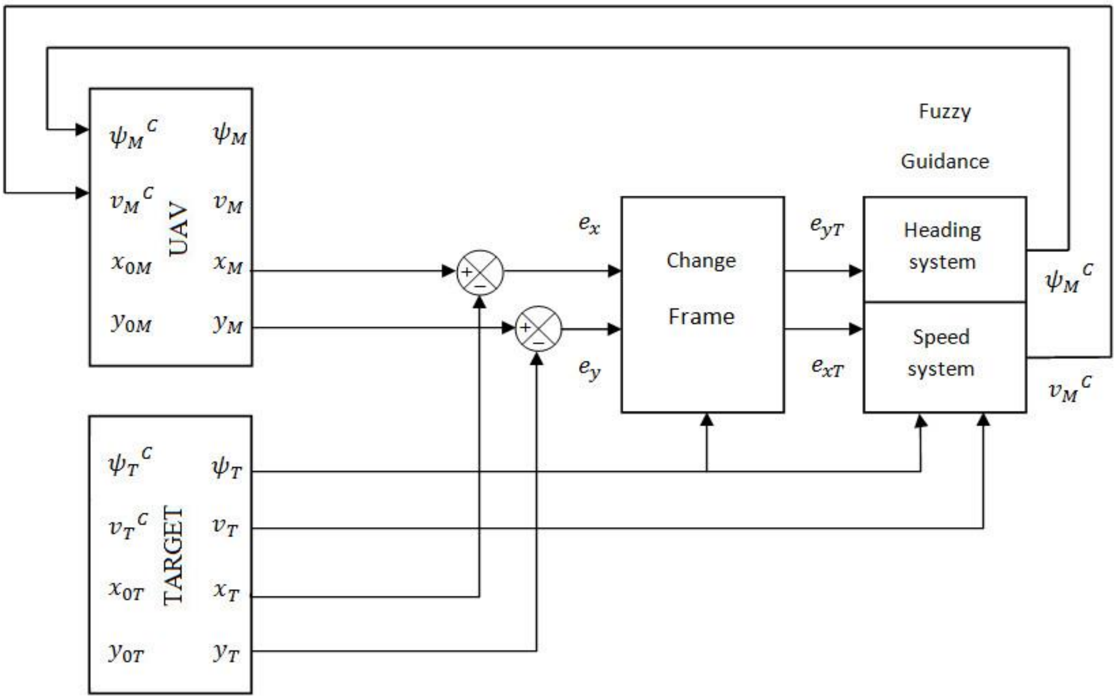
در سیستم هدایت بدون کنترل سرعت هیچ صحبتی از سرعت هواپیمای تعقیب‌کننده مطرح نیست و فقط این اطلاع در دست است که $0 < v_{min} \leq v_t \leq v_{max} \leq v_m$ یعنی سرعت هدف در بازه مشخصی قرار دارد و سرعت هواپیمای تعقیب‌کننده بالاتر از محدوده سرعت هدف است. سیستم هدایت در هر لحظه مولفه‌های موقعیت در دستگاه هدف را به عنوان ورودی‌های خود گرفته و هدینگ مطلوب در دستگاه هدف را تعیین می‌کند که با جمع شدن با هدینگ هدف، هدینگ مرجع برای هواپیمای تعقیب‌کننده را حاصل می‌نماید.

در شکل (۴-۲) بلوک دیاگرام سیستم هدایت بدون کنترل سرعت پیشنهادی ترسیم گردیده است.



شکل(۴-۲): بلوک دیاگرام سیستم هدایت بدون کنترل سرعت

شکل(۴-۳) سیستم هدایت همراه با کنترل سرعت که درواقع از دو سیستم مجزا و همکار تشکیل شده است را نشان می‌دهد.



شکل(۴-۳):بلوک دیاگرام سیستم هدایت همراه با کنترل سرعت

در سیستم هدایت همراه با کنترل سرعت، سیستم تعیین جهت مطلوب بر اساس موقعیت عرضی در دستگاه هدف هدینگ مد نظر در دستگاه هدف را پیشنهاد می‌دهد که با جمع شدن با هدینگ هدف هدینگ مرجع برای هواپیمای تعقیب کننده را تشکیل می‌دهد، سیستم تعیین سرعت مطلوب با توجه به موقعیت طولی در دستگاه هدف تصمیم‌گیری می‌کند و با لحاظ کردن خروجی آن بر سرعت هواپیمای هدف، سرعت مرجع پیشنهادی برای هواپیمای تعقییب‌کننده حاصل می‌شود.

فصل پنجم

شبیه سازی و نتایج

۵-۱-مقدمه:

هدایت هواپیماهای بدون سرنشین خودگردان گستره وسیعی را شامل می‌شود و شاخه‌بندی‌های متفاوتی با توجه به نوع ماموریت‌ها، نوع هواپیماها، محیط‌های پروازی مختلف، انجام شده است.

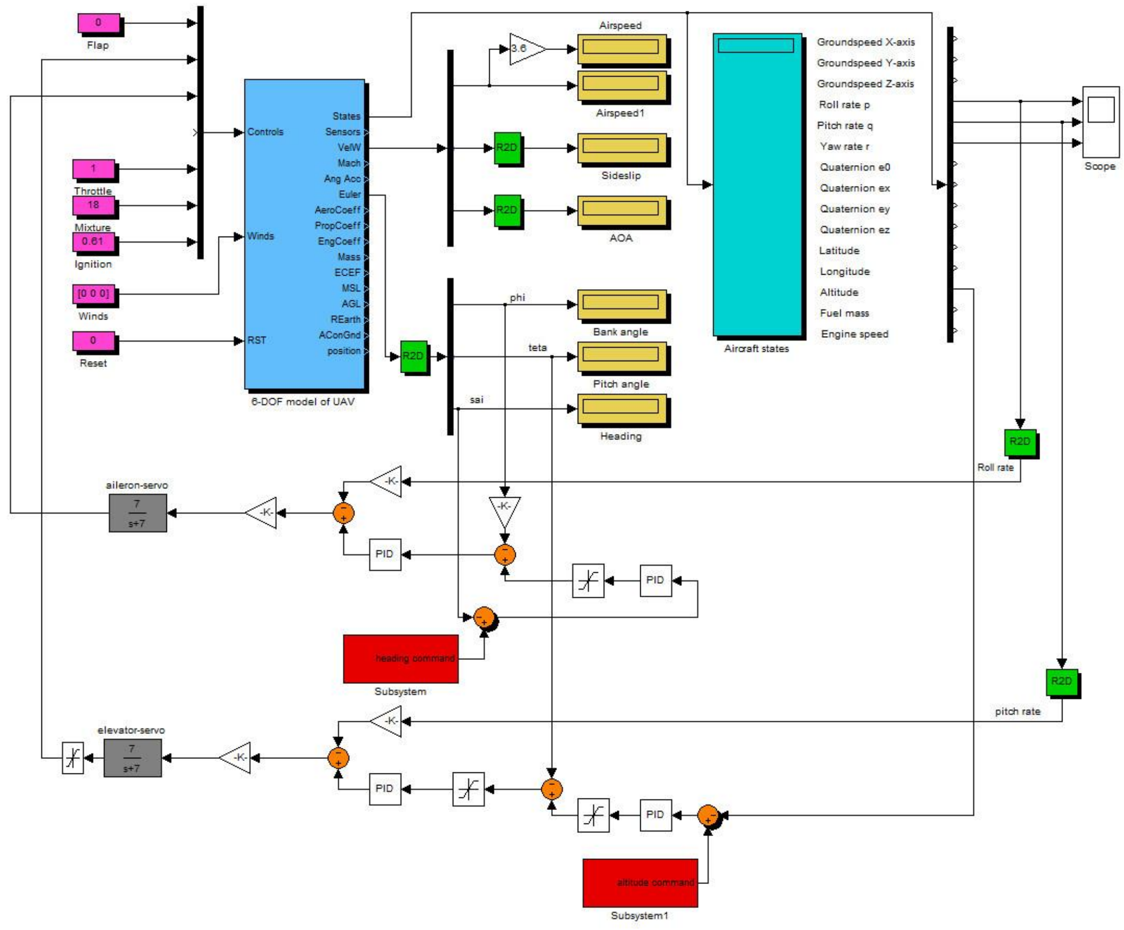
در این پایان‌نامه برای هدایت هواپیماهای بدون سرنیشن خودگردانی که ماموریت تعقیب و برخورد با هدف متحرکی را دارند تلاش گردیده و در این فصل قصد داریم با بررسی نتایج شبیه‌سازی‌ها روی یک هواپیمای نمونه به بررسی چگونگی عملکرد سیستم‌های هدایت طراحی شده بپردازیم. شبیه-سازی‌ها درنرم افزار Matlab صورت گرفته است.

شبیه‌سازی‌ها با استفاده از مدل غیرخطی شش درجه آزادی(6-DOF) و اعمال پارامترهای یک هواپیمای بدون سرنشین واقعی با وزن تقریبا ۹۵ کیلوگرم و سطح بال ۲مترمربع انجام شده است؛ حلقه کنترل در این شبیه‌سازی‌ها به صورت حلقه کنترل کلاسیک رایج بسته شده است.

در کنترل هواپیما از متغیر کنترلی rudder صرف نظر شده است و بنابراین می‌توان گفت که کنترل جهت در صفحه(heading) از طریق انتخاب roll مرجع و کنترل roll از طریق انتخاب مناسب متغیر کنترلی aileron انجام می‌شود. در ضمن کنترل ارتفاع نیز با انتخاب pitch مطلوب و کنترل pitch از طریق تنظیم صحیح متغیر کنترلی elevator صورت می‌گیرد.

در طراحی کنترل کننده‌ها از نتایج کارهای تحقیقاتی قبلی بهره برده شده و از کنترل کننده های P ، PI استفاده گردیده بطوری که پایداری حلقه بسته در هر شرایطی تظمین شده است. البته تظمین پایداری حلقه بسته با درنظر گرفتن مشخصات مدل است و اگر پارامترهای اساسی مدل دگرگون شوند نیاز به اصلاح کنترل کننده‌ها هم قطعی است.

در شکل(۵-۱) می‌توان حلقه‌های کنترلی و اجزاء متفاوت آن ازجمله مدل سیستم، مدل محرک‌ها، متغیرهای حلقه کنترل جهت و متغیرهای حلقه کنترل ارتفاع را مشاهده کرد.



شکل(۵-۱): حلقه کنترل و مدل هواپیمای بدون سرنشین

تمرکز ما در این پایان نامه بر روی چگونگی تولید فرمان جهت (heading command) برای تعقیب و برخورد با هدف متحرک است.

در تضمین برخورد با هدف متحرک دارای مانوور یکی از شرایط لازم این است که دینامیک‌های حلقه کنترل هواپیمای تعقیب کننده کندتر از دینامیک‌های هدف متحرک نباشد، ما در اینجا برای بررسی هرچه بهتر توانایی‌های سیستم هدایت حد اقل شرایط را درنظر گرفته‌ایم و شبیه‌سازی‌ها را در شرایطی انجام می‌دهیم که دینامیک‌های هواپیمای تعقیب‌کننده سریعتر از دینامیک‌های هدف

نیستند بلکه هر دو دارای دینامیک‌های یکسانی هستند؛ در واقع در شبیه‌سازی‌های انجام شده هدف هواپیمای بدون سرنشینی شبیه هواپیمای تعقیب‌کننده است و حلقه کنترل یکسانی دارد. هدف طبق برنامه از پیش تعیین شده‌ای در حال حرکت است و فرمان هدایت را بر اساس مسیر در نظر گرفته شده در هر لحظه دریافت می‌کند، هواپیمای تعقیب‌کننده اطلاعات سامانه ناوبری یعنی موقعیت و سرعت و جهت خود و هدف را دریافت می‌کند، ارتفاع هدف را به عنوان ارتفاع مرجع به ورودی حلقه کنترل ارتفاع می‌دهد و داده‌های موقعیت در صفحه را به دستگاه هدف انتقال می‌دهد تا با کمک یکی از سیستم‌های هدایت فازی که در فصل سوم معرفی شد فرمان هدایت لازم برای تعقیب هدف در هر لحظه را ایجاد کند.

در بخش بعدی این فصل نگاهی به دینامیک‌های حلقه کنترل خواهیم داشت؛ در بخش سوم به بررسی نتایج هدایت فازی بدون کنترل سرعت پرداخته خواهد شد و پس از آن در بخش چهارم نتایج هدایت فازی همراه با کنترل سرعت آورده شده است. در بخش پنجم نیز مقایسه اجمالی بین این دو رویکرد انجام خواهد شد.

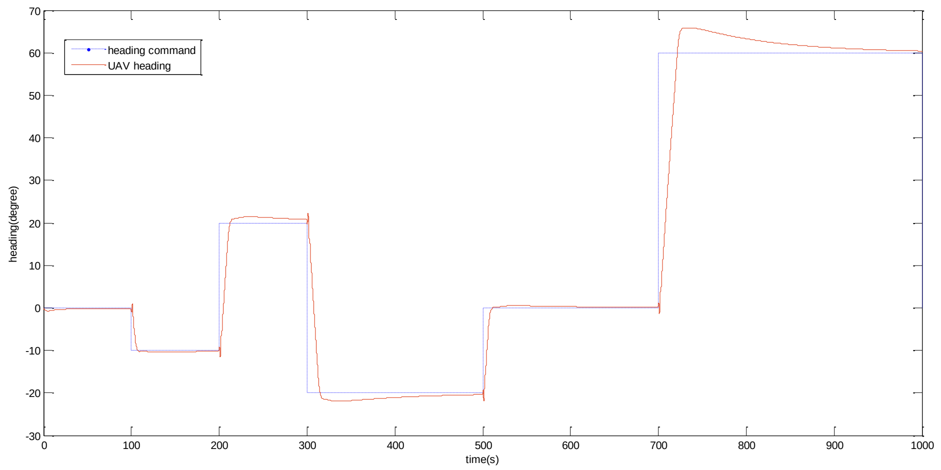
۵-۲-دینامیک‌های حلقه کنترل:

هیچ مدل ریاضی دقیقی برای دینامیک‌های مدل در دسترس نیست بنابر این در این بخش با ارائه چندین پاسخ از سیستم کنترل حلقه بسته سعی شده است تا با دینامیک‌های حلقه بسته و نحوه ارتباط متغیرها آشنایی لازم صورت گیرد.

مدل دینامیکی این هواپیما در ارتفاع بالای ۲۰۰۰ متر متفاوت از ارتفاع‌ها زیر ۲۰۰۰ متر است بنابر این فرض شده است که عملیات تعقیب و برخورد قرار است در ارتفاعی زیر ۲۰۰۰ متر انجام شود. تمرکز این پایان نامه بر هدایت دو بعدی است و ابتدا پرواز در ارتفاع ثابت درنظر گرفته شده است،

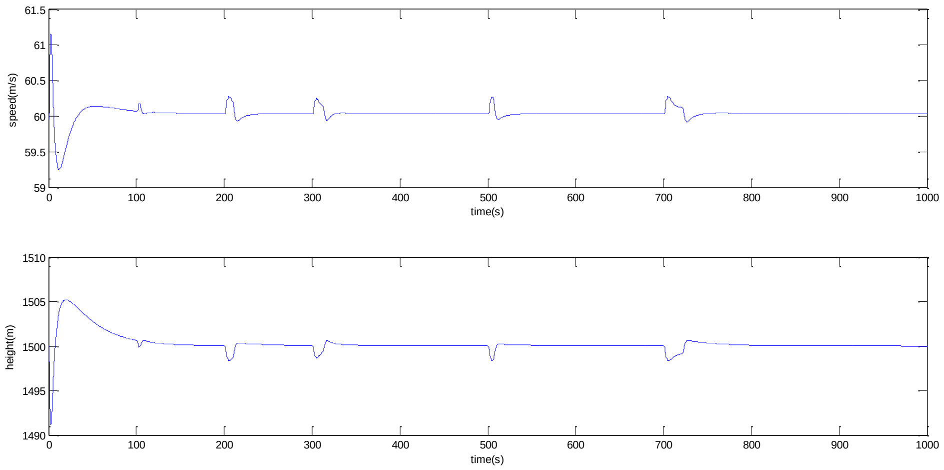
بنابر این یکی از مهمترین عامل‌های تاثیر گزار این خواهد بود که داشتن تغییرات در جهت باعث اختلال در تنظیم ارتفاع نگردد تا برخورد با مشکل مواجه نشود.

در شکل(۵-۲) فرمان جهت باتغییرات ناگهانی در نظر گرفته شده و می‌توان نحوه پاسخ را مشاهده کرد.



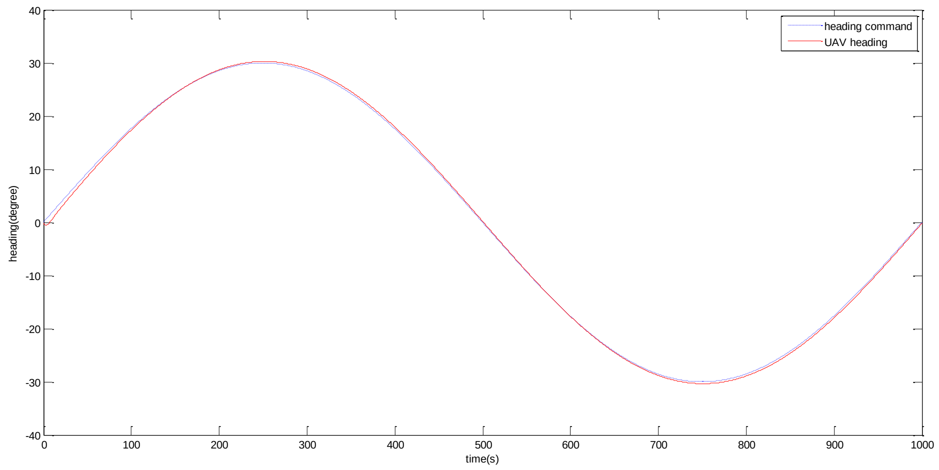
شکل(۵-۲):پاسخ سیستم به تغییرات ناگهانی فرمان جهت

در شکل(۵-۲) فرمان به صورت خط بریده بریده و پاسخ به صورت خط یکپارچه آورده شده است، مشاهده می‌شود که پاسخ‌ها غیرخطی بودن مدل را نشان می‌دهد چرا که رفتار پاسخ برای تغییرات کوچک و بزرگ ورودی تفاوت بسیار دارد. در شکل(۵-۳) رفتار متغیرهای سرعت و ارتفاع را در حالتی که ارتفاع مرجع ۱۵۰۰ متر بوده و ورودی گاز به گونه‌ای تنظیم شده بوده که هواپیمای بدون سرنشین در ارتفاع ۱۵۰۰ متر سرعت ۶۰ متر بر ثانیه داشته باشد مشاهده می‌شوند.



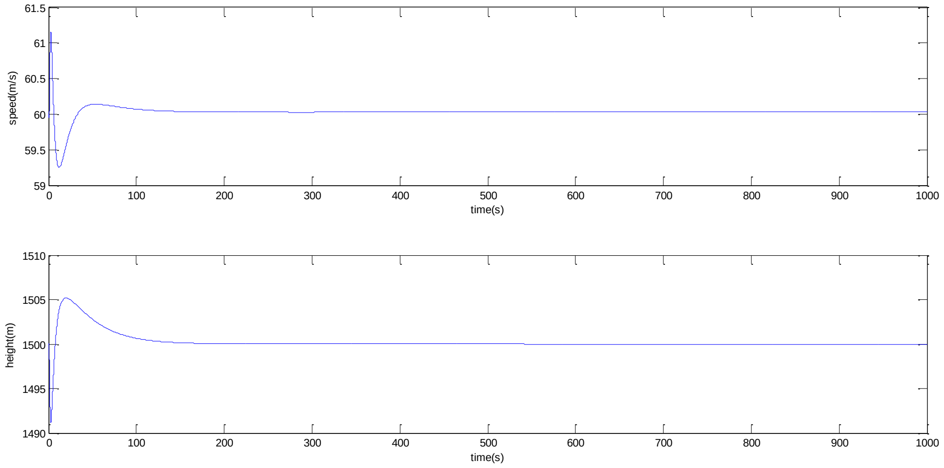
شکل(۵-۳):تغییرات اندک سرعت و ارتفاع حاصل شده از تغییرات جهت

با توجه به شکل‌های(۵-۲)و(۵-۳) می‌توان دریافت که تغییرات جهت تاثیر بسیار اندکی در ارتفاع دارد. در شکل(۵-۴) نحوه پاسخ سیستم به تغییرات پیوسته و نرم فرمان جهت نشان داده شده است.



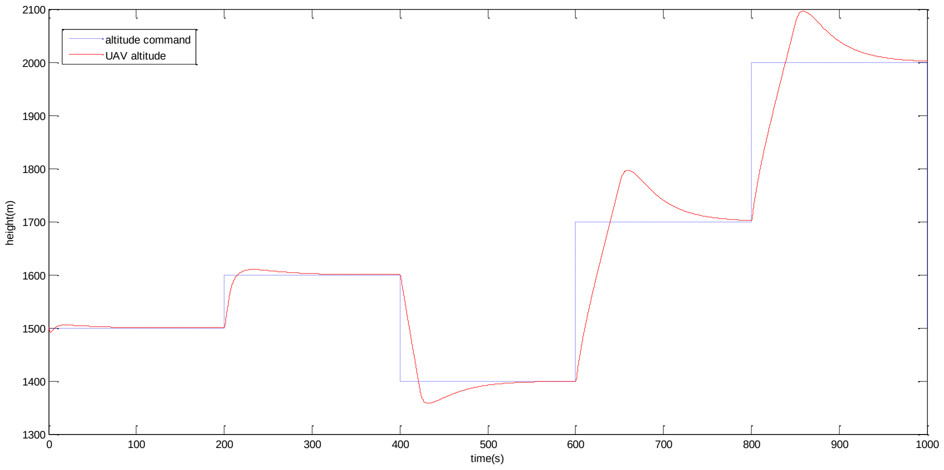
شکل(۵-۴): پاسخ سیستم به تغیرات پیوسطه و نرم فرمان جهت

از بررسی شکل (۵-۴) می‌توان دریافت که نحوه‌ی پاسخ گویی سیستم به فرمان های نرم و دارای تغییرات کم، بسیار راضی کننده است. در شکل(۵-۵) نیز تاثیرات این نوع تغییرات جهت بر سرعت و ارتفاع آورده شده است که نشان می‌دهد تغییرات نرم جهت هیچگونه تاثیری بر سرعت و ارتفاع نداشته است.



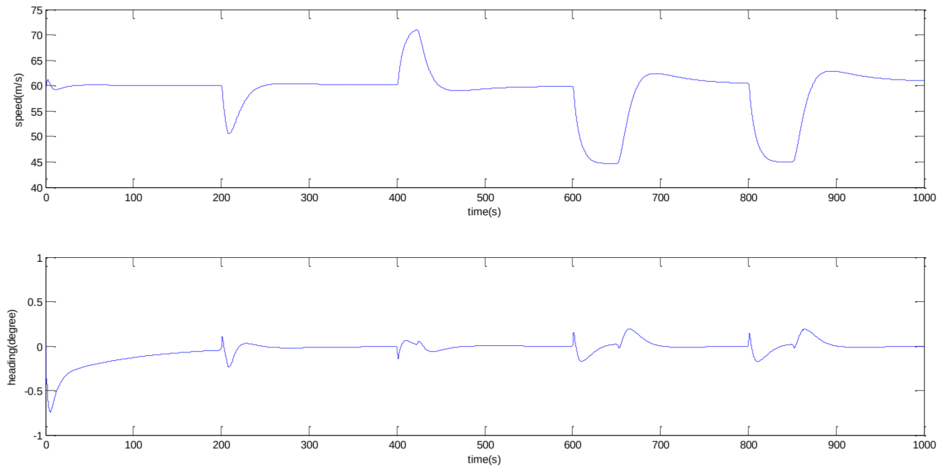
شکل(۵-۵): عدم تغییر سرعت و ارتفاع در تغییرات نرم جهت

قصد داریم فرمان جهت را مقدار ثابت صفر قرار دهیم و ارتفاع مرجع را تغییر دهیم و نحوه پاسخ ارتفاع و تاثیر آن روی دیگر متغیرها را بررسی کنیم. شکل(۵-۶) فرمان ارتفاع و نحوه پاسخ سیستم را در بر دارد.



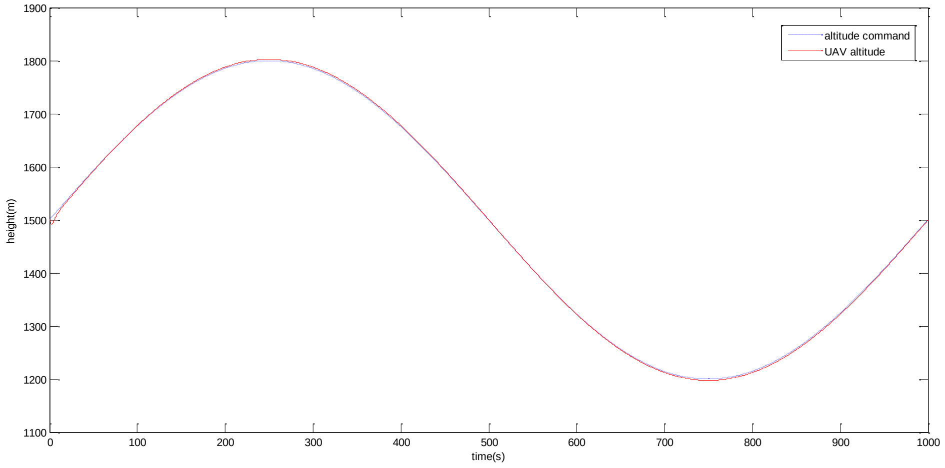
شکل(۵-۶): پاسخ سیستم به تغییرات ناگهانی فرمان ارتفاع

باز غیرخطی بودن سیستم از پاسخ مشخص است و در تغییرات زیاد فرمان وضعیت پاسخ چندان مناسب نیست. در شکل(۵-۷) دیده می‌شود که تغییرات ناگهانی ارتفاع تاثیر بسیار زیادی بر سرعت هواپیمای بدون سرنشین داشته است ولی خوشبختانه تاثیر اندکی بر جهت داشته است.

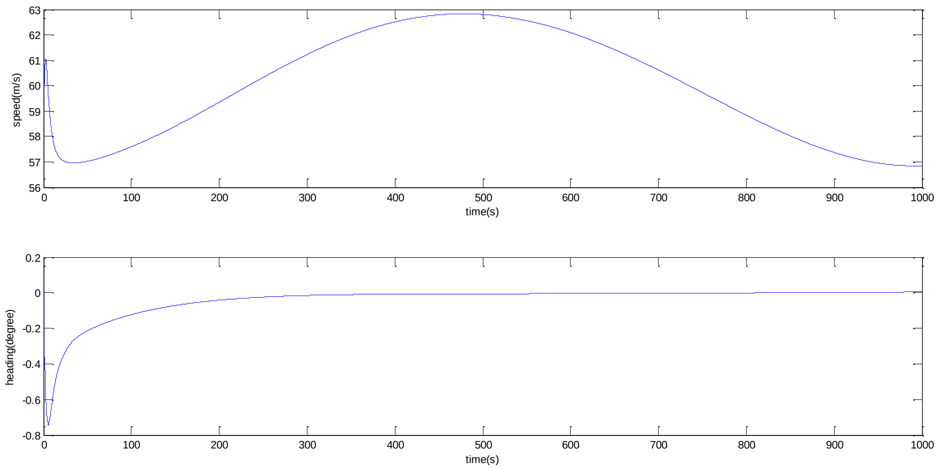


شکل(۵-۷): تغییرات زیاد سرعت و تغییرات اندک جهت حاصل از تغییرات ناگهانی ارتفاع

در شکل های (۵-۸) و (۵-۹) به ترتیب پاسخ سیستم به تغییرات پیوسطه و نرم فرمان ارتفاع و تاثیر تغییرات ارتفاع بر سرعت و جهت آورده شده‌اند.



شکل(۵-۸): پاسخ سیستم به تغییرات پیوسطه و نرم فرمان ارتفاع



شکل(۵-۹): تغییرات سرعت و عدم تغییر جهت در اثر تغییر ارتفاع به صورت نرم

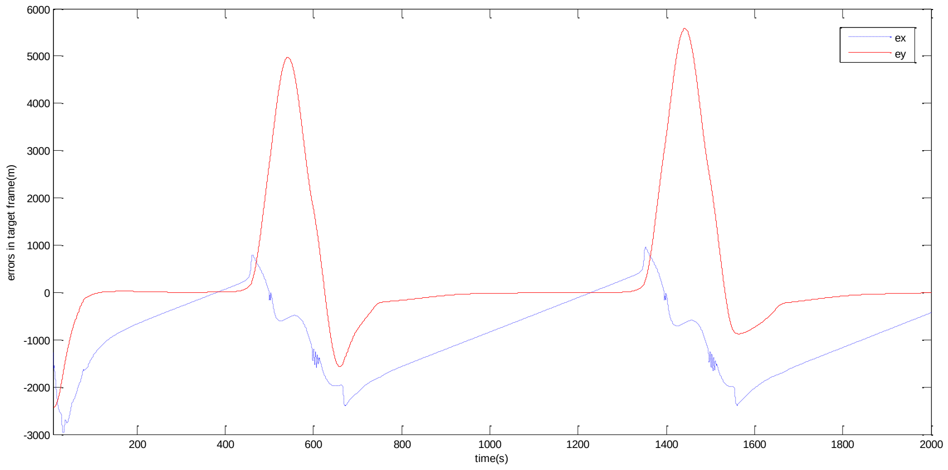
با بررسی چهار تصویر قبلی در می‌یابیم که تغییرات ارتفاع به هر حال تغییرات سرعت را به همراه خواهد داشت و هرچه این تغییر ارتفاع شدیدتر باشد تاثیر آن بر سرعت نیز بیشتر خواهد بود. در مورد تاثیر تغییر ارتفاع بر جهت می‌توان اینگونه برداشت کرد که اگر تغییرات ارتفاع ناگهانی نباشند بر جهت تاثیری نخواهد گذاشت.

۵-۳-هدایت فازی بدون کنترل سرعت:

در این بخش تمامی شبیه‌سازی‌ها از جهت اولیه صفر و در ارتفاع ثابت ۱۸۰۰ متر صورت گرفته است درحالتی که هواپیمای بدون سرنشین هدف دارای سرعت ۵۰ متر بر ثانیه است و هواپیمای بدون سرنشین تعقیب‌کننده با سرعت ۶۰ متر بر ثانیه به تعقیب هدف می‌پردازد. نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده بر اساس نقاط شروع متفاوت در بخش آخر آورده شده‌اند و می‌توانند به خوبی کارایی سیستم هدایت را به تصویر بکشند و این در حالی اتفاق می‌افتدکه در بسیاری از زمان‌ها تفاوت بسیاری بین فرمان هدایت داده شده و جهت هواپیمای تعقیب‌کننده بوده است.

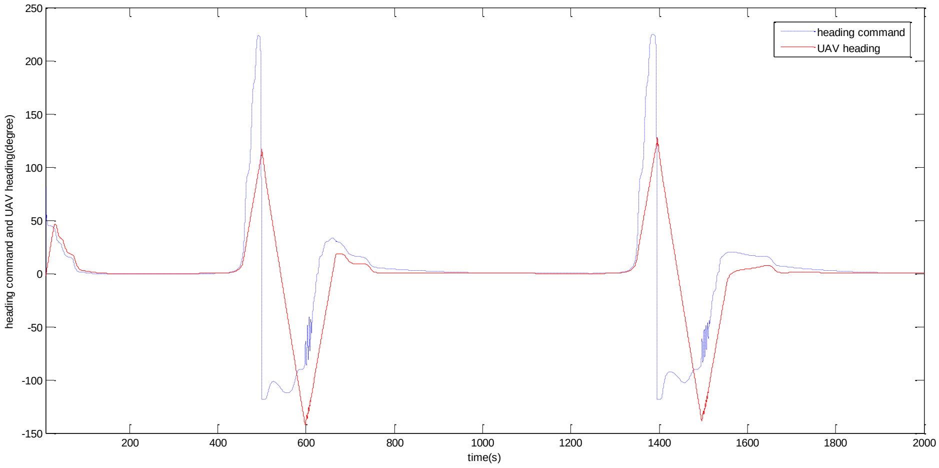
۵-۳-۱-هدف با جهت ثابت:

شکل(۵-۱۰) نمایش دهنده موقعیت هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه هدف است که موقعیت طولی و موقعیت عرضی آن بر حسب زمان رسم شده‌اند، هواپیمای تعقییب‌کننده در حالی عملیات تعقیب را شروع می‌کند که بیش از ۲۰۰۰ متر خطای عرضی با هدف دارد و بیش از ۲۰۰۰ متر نیز عقب تر از هدف واقع شده است. هدف در مسیر مستقیم با زاویه صفر در حرکت است، هواپیمای تعقیب‌کننده خطای عرضی را کاهش می‌دهد و خود را هم امتداد هدف می‌کند و نهایتا در حدود ثانیه ۴۰۰ برخورد صورت می‌گیرد؛ ادامه شبیه‌سازی نشان می‌دهد که اگر برخورد صورت نگیرد و هواپیمای تعقیب کننده از کنار هدف رد شود چگونه دور خواهد زد و دوباره خود را پشت سر هدف قرار می‌دهد و نهایتا در حدود ثانیه ۱۲۰۰ به طور دقیق برخورد را صورت می‌دهد.



شکل(۵-۱۰): خطای طولی و خطای عرضی در دستگاه هدف

در شکل(۵-۱۱) فرمان هدایت تولید شده توسط سیستم هدایت فازی و پاسخ سیستم به آن یعنی جهت گیری هواپیمای بدون سرنشین با هم رسم شده‌اند. مشاهده می‌شود در حالی که در برخی مواقع بعلت تغییر علامت X، فرمان هدایت جهش دارد، ماموریت به خوبی انجام شده است.

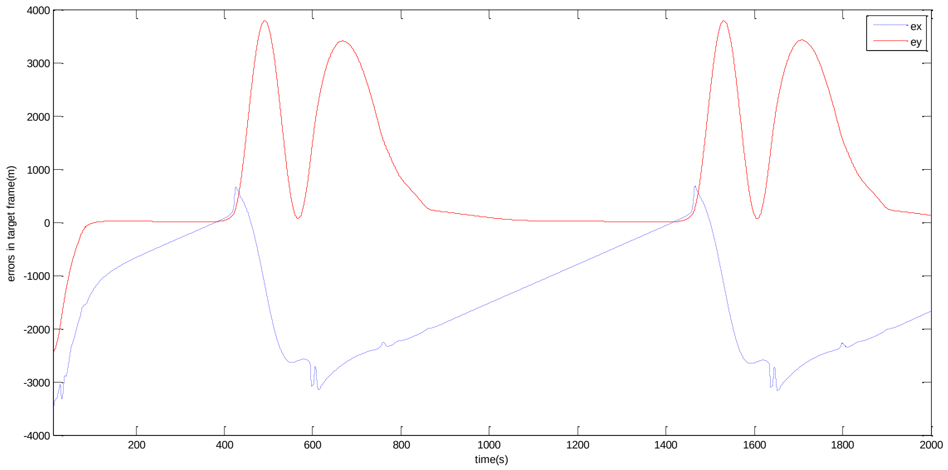


شکل(۵-۱۱): فرمان جهت و پاسخ سیستم

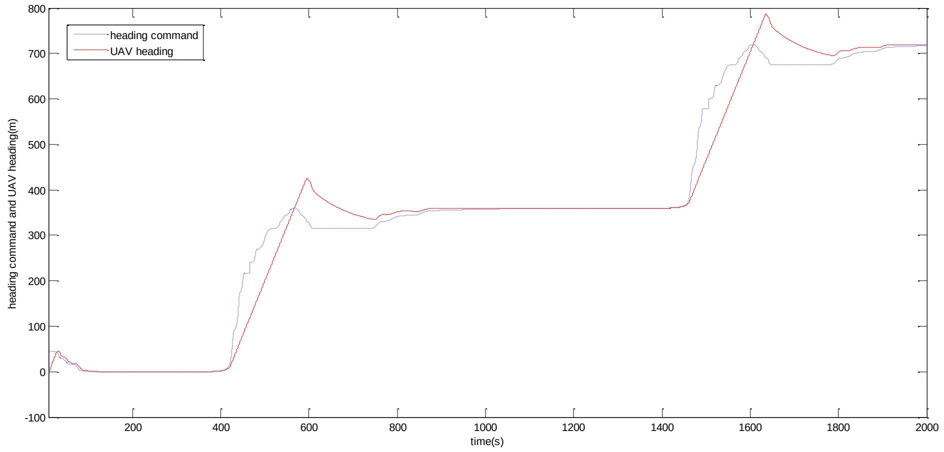
جهش فرمان جهت از ۲۲۵ درجه به ۱۲۰- درجه در حالی است که درواقع این دو فقط ۱۵ درجه با هم تفاوت دارند. برای جلوگیری از جهش در فرمان هدایت، یک سامانه به سیسستم هدایت افزوده شد که خروجی را با خروجی لحظات قبل می‌سنجد و اگر معادل بهتری برای آن بیابد آن را جایگزین می-کند مثلا بجای پرش از ۲۲۵ درجه به ۱۲۰- به راحتی از ۲۲۵ به ۲۴۰ انتقال می‌یابد. البته یک سامانه هم به گونه‌ای اضافه شد که فرمان هدایت را با جهت فعلی هواپیما مقایسه می‌کند و بر اساس این که از کدام طرف دور زدن نزدیک‌تر است از آن سمت برای رسیدن به جهت مطلوب تلاش می‌کند.

اگر دینامیک حلقه کنترل سریع باشد و با سرعت زیادی از فرمان جهت پیروی کند بدون شک داشتن فرمان جهت پیوسته و گردش از سمت نزدیک‌تر کارایی سیستم را بالا می‌برد اما با نگاهی به بخش قبل در میابیم که نمی‌توان مطمئن بود که سیستم اصلاح شده یعنی سیستم دارای دو سامانه مذکور پاسخ‌های مناسبتری داشته باشد.

شکل های(۵-۱۲) و (۵-۱۳) نتایج همان شبیه‌سازی را همراه با سامانه‌های جدید نشان می‌دهند.



شکل(۵-۱۲): خطای طولی و خطای عرضی در دستگاه هدف با سامانه اصلاح شده



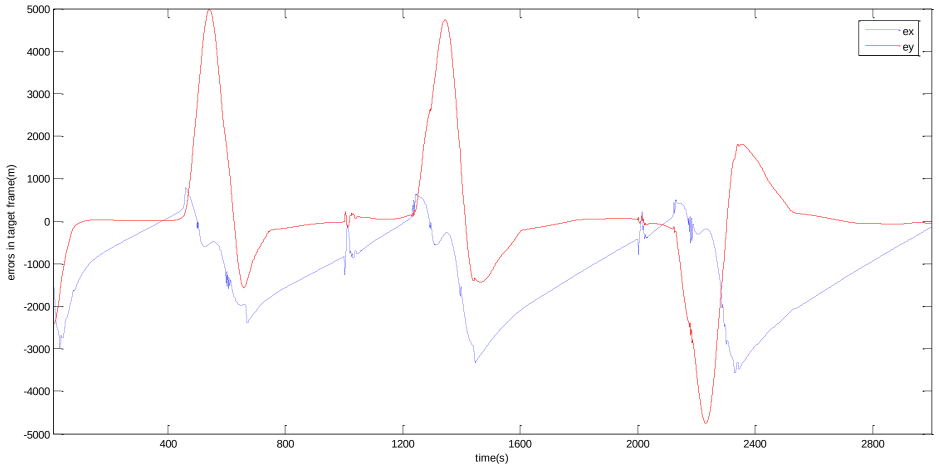
شکل(۵-۱۳): فرمان جهت با سامانه اصلاح شده و پاسخ سیستم

با بررسی نتایج سیستم هدایت با فرمان جهش‌دار و سیستم هدایت با فرمان بدون جهش در میابیم که بر خلاف انتظار، نتایج سیستم هدایت اولیه قویتر هستند و این دقیقا به دلیل غیرخطی بودن مدل و تاخیر سیستم در پاسخ به تغییرات زیاد است.

۵-۳-۲-هدف با تغییر جهت ناگهانی:

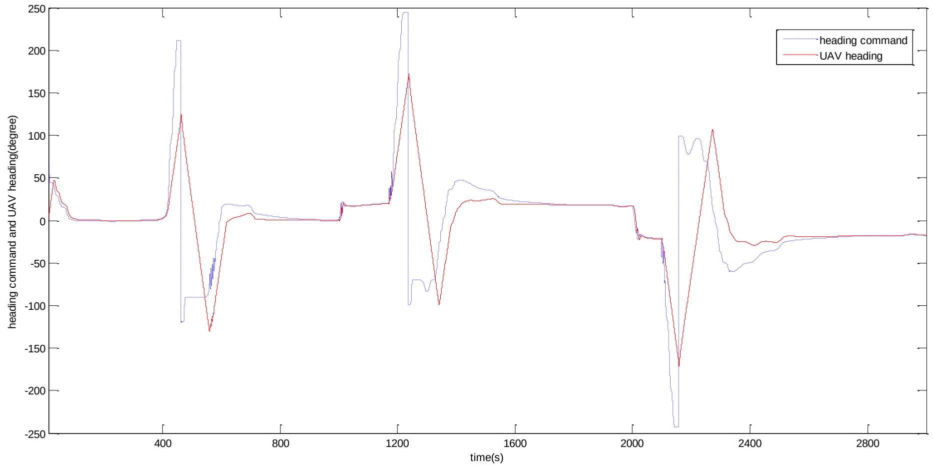
در ادامه پاسخ‌های هر دو نوع سیستم در مواجه با تغییر جهت ناگهانی هدف آورده خواهد شد و توانایی هدایت فازی انجام شده در تعقیب موفق هدف آشکار می‌گردد. شکل (۵-۱۴) موقعیت در

دستگاه هدف را نشان می‌دهد و برخوردهای متعددی را که درحدود ثانیه‌های ۴۰۰ و ۱۲۰۰ و ۲۰۰۰ و ۲۳۰۰ و ۳۰۰۰، در فرایند تعقیب رخ داده است.



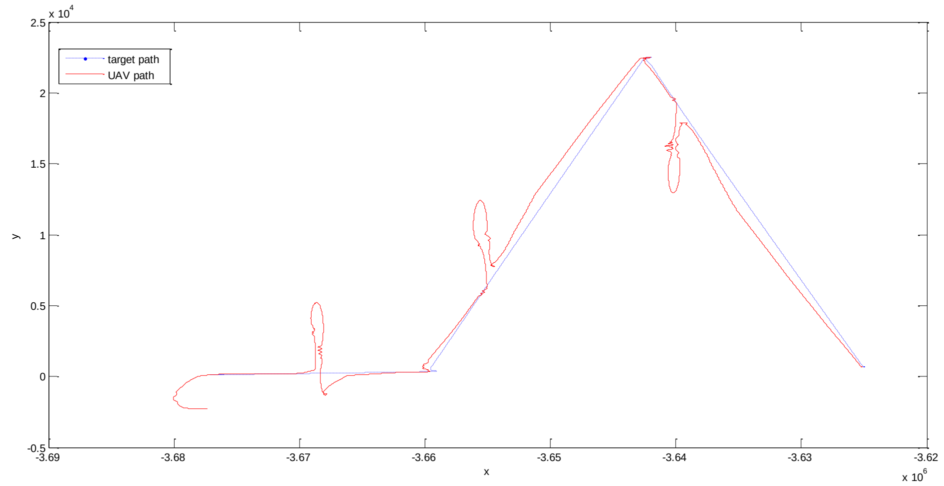
شکل(۵-۱۴): خطای طولی و عرضی در دستگاه هدف در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی

شکل(۵-۱۵) خروجی سیستم هدایت و چگونگی تبعیت جهت هواپیمای بدون سرنشین تعقیب‌کننده از آن را نشان می‌دهد.



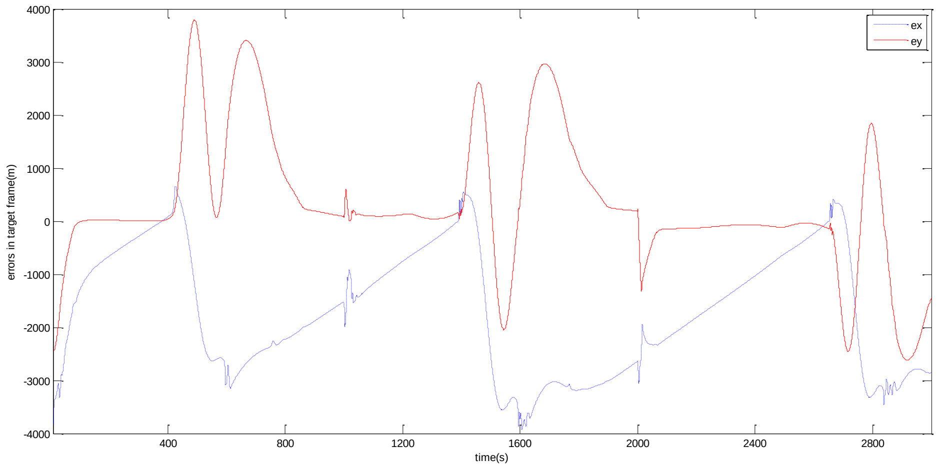
شکل(۵-۱۵): فرمان جهت و پاسخ آن در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی

شکل(۵-۱۶) مسیر پرواز هواپیمای بدون سرنشین هدف و هواپیمای بدون سرنشین تعقیب‌کننده را با توجه به مختصات آن‌ها در دستگاه پایگاه نشان می‌دهد.

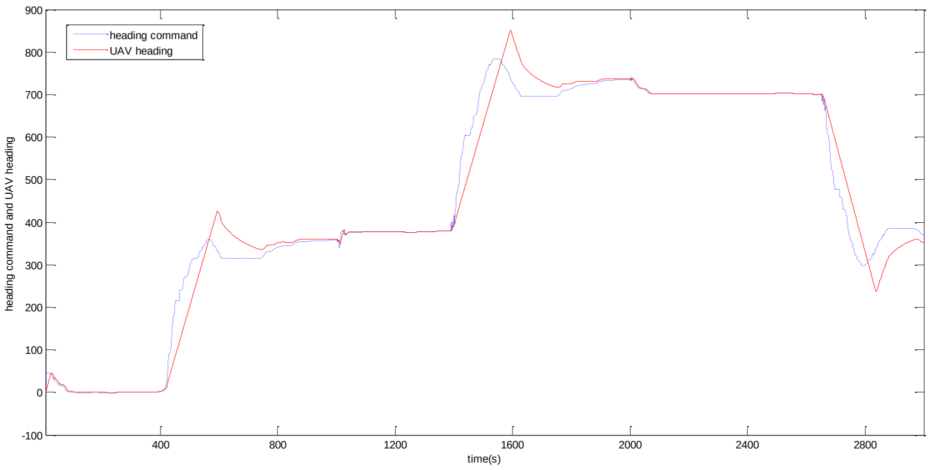


شکل(۵-۱۶): مسیر پرواز هدف و هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه پایگاه

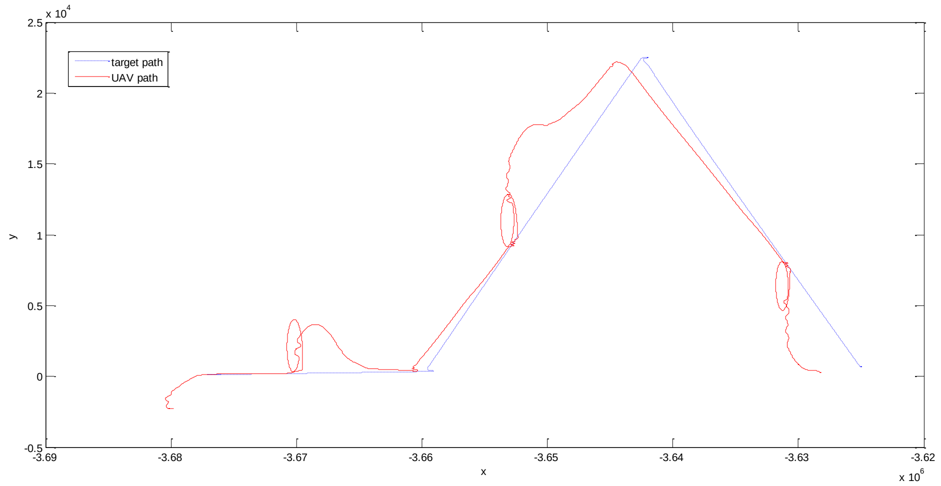
شکلهای (۵-۱۷)، (۵-۱۸) و (۵-۱۹) معادل شکل‌های (۵-۱۴)، (۵-۱۵) و (۵-۱۶) هستند ونتایج سیستم هدایت اصلاح شده را به تصویر می‌کشند.



شکل(۵-۱۷): خطاهای طولی وعرضی در دستگاه هدف در تعقیب هدف با تغییر ناگهانی جهت توسط سیستم اصلاح شده



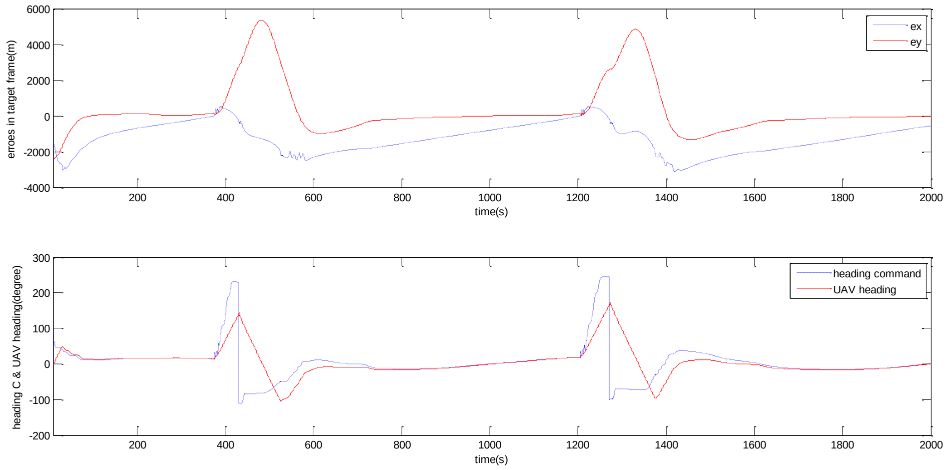
شکل(۵-۱۸):فرمان جهت و پاسخ آن در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی توسط سیستم اصلاح شده



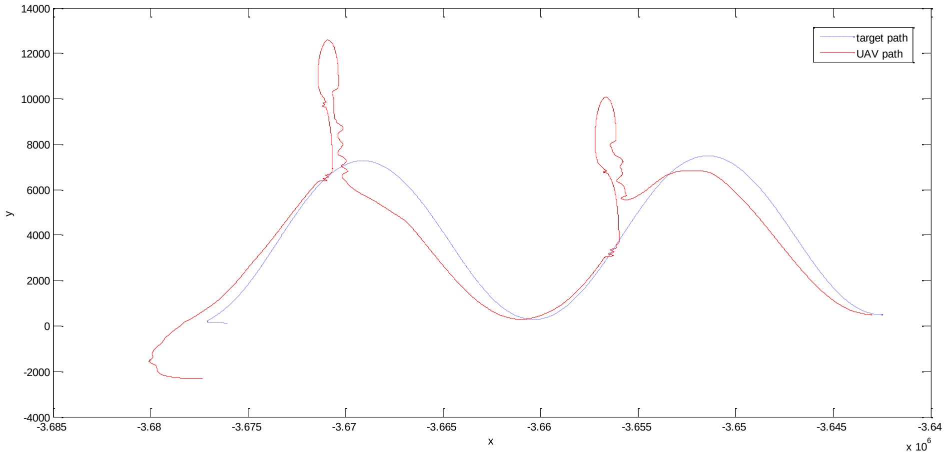
شکل(۵-۱۹): مسیر پرواز هدف و هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه پایگاه حاصل از سیستم اصلاح شده

۵-۳-۳-هدف دائما در تغییر جهت:

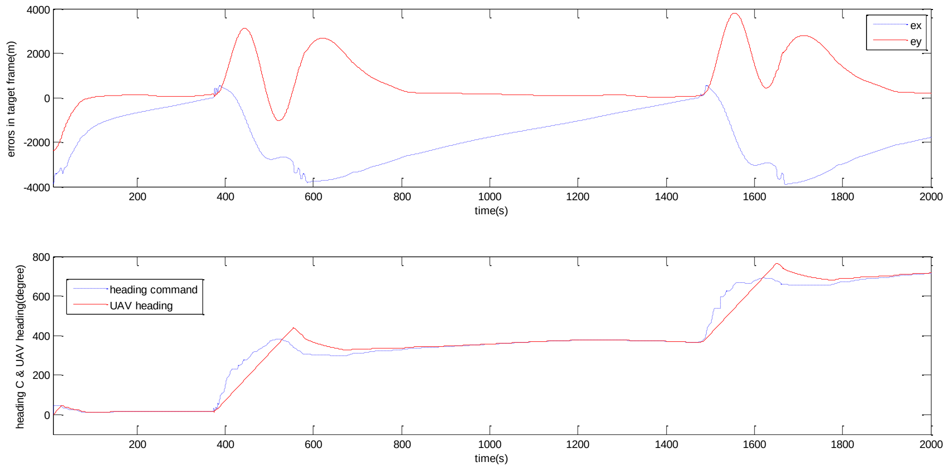
بررسی عملکرد سیستم در تعقیب هدف متحرکی که در هر لحظه در حال تغییر جهت دادن است برای هر دو سیستم انجام شده است؛ شکل‌های (۵-۲۰) و (۵-۲۱) نتایج حاصل از سیستم هدایت اصلی با فرمان جهش‌دار هستند و شکل (۵-۲۲) و (۵-۲۳) به کمک نتایج شبیه‌سازی با سیستم هدایت با فرمان اصلاح شده ترسیم شده‌اند.



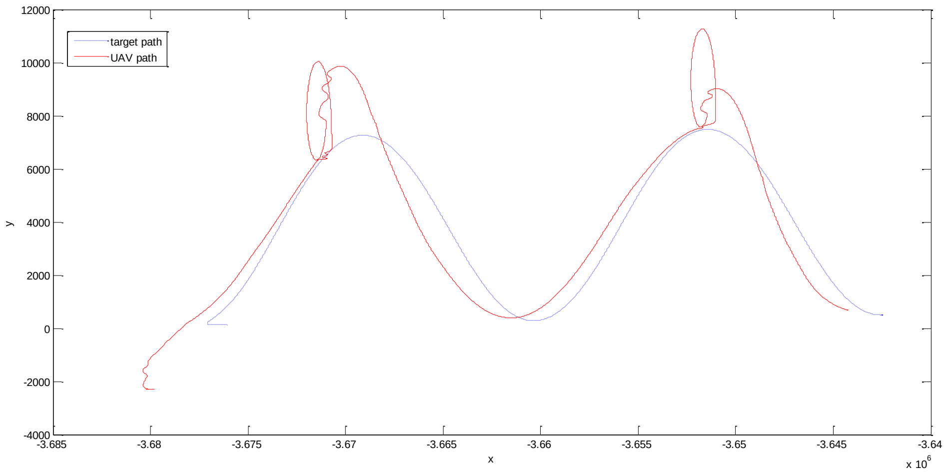
شکل(۵-۲۰):فرمان جهت و پاسخ آن در تعقیب هدف با تغییر جهت دائمی



شکل(۵-۲۱): مسیر پرواز هدف و هواپیمای تعقیب کننده در دستگاه پایگاه



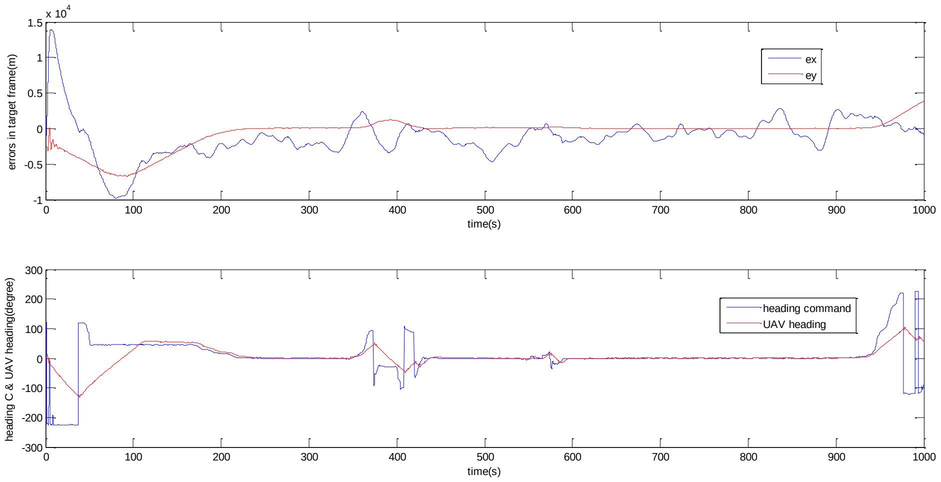
شکل(۵-۲۲):فرمان جهت و پاسخ آن در تعقیب هدف با تغییر جهت دائمی توسط سیستم اصلاح شده



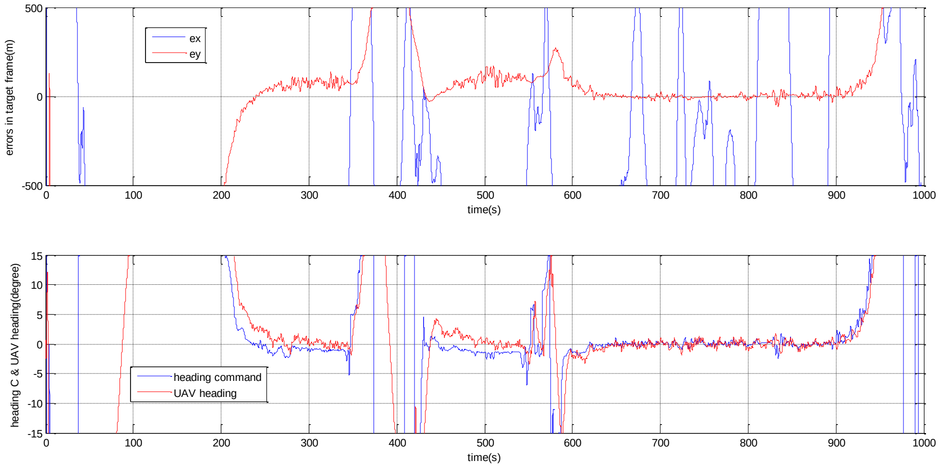
شکل(۵-۲۳): مسیر پرواز هدف و هواپیمای تعقیب کننده در دستگاه پایگاه حاصل از سیستم اصلاح شده

۵-۳-۴-تعقیب هدف در حضور اغتشاش باد:

تمامی پایه‌های سیستم هدایت بر اساس موقعیت هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه هدف است و تاثیر عواملی همچون اغتشاش باد در هدایت در نظر گرفته نشده است، جدا از این بحث که چه سامانه‌هایی را برای حذف اثر اغتشاش باد می‌توان طراحی کرد، قصد داریم کارایی سیستم را در حضور باد بررسی کنیم؛ بدین منظور بادی بدون مولفه قائم با سرعت تقریبی 40km/h که شدت و جهت آن دائما در تغییر است، در نظر گرفته شده و در شبیه‌سازی لحاظ گردیده؛ حاصل این شبیه-سازی در شکل(۵-۲۴) آورده شده. با توجه به شکل(۵-۲۴) می‌توان دریافت که سناریو هدایت به خوبی اجرا گردیده بدین معنا که ابتدا خطای عرضی در محدوده صفر قرار گرفته و پس از آن خطای طولی جبران گشته تا برخورد رخ دهد. برای مشاهده دقیق‌تر چگونگی رخداد برخورد و هدایت بکار رفته برای محدود نگاه داشتن خطای عرضی در نزدیکی صفر شکل (۵-۲۵) ترسیم گشته، که در واقع ابعاد محدودتری از شکل(۵-۲۴) است.



شکل(۵-۲۴): تعقیب و برخورد در حضور باد

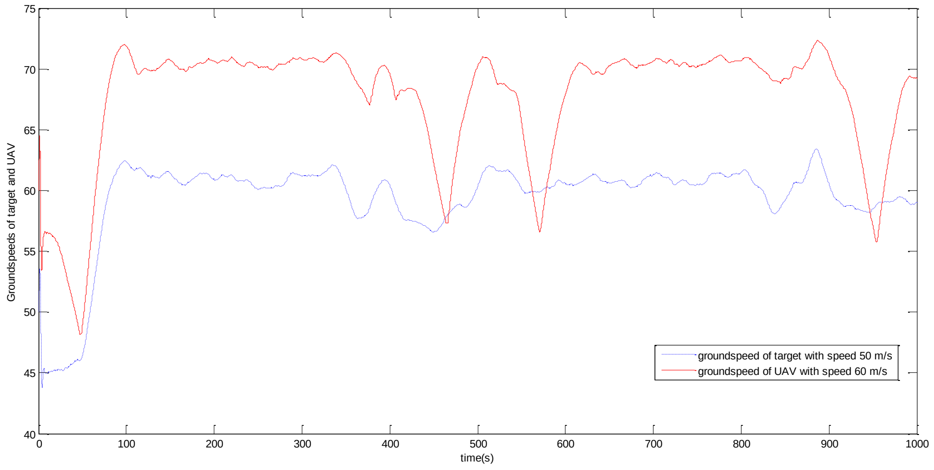


شکل(۵-۲۵): تعقیب و برخورد در حضور باد از نگاهی دقیق

در شکل (۵-۲۵) متوجه می‌شویم که در لحظه بین ۳۰۰ و ۴۰۰ ثانیه هواپیمای تعقیب‌کننده با فاصله عرضی کمتر از ۱۰۰ متر از کنار هدف عبور می‌کند و در لحظه‌ای کمی بعد از ۶۵۰ ثانیه دقیقا با هدف برخورد کرده است در حالی که در شکل(۵-۲۴) که باند عرضی وسیعی در دستگاه هدف را پوشش می‌دهد تمامی عبورهای خطای طولی از صفر برخورد تلقی می‌شدند.

همانطور که ابتدای این بخش بیان شد تمام شبیه‌سازی‌ها بر اساس سرعت ثابت صورت گرفته‌اند که این عمل با تنظیم محرک گاز هواپیماها روی مقدار ثابتی رخ داده است به طوری که هدف و

هواپیمای تعقیب‌کننده به ترتیب دارای سرعت ۵۰ و ۶۰ متر بر ثانیه باشند. در شبیه سازی های قبلی هیچ عامل بر هم زننده سرعتی وجود نداشت ولی در این این مرحله مهمترین تاثیر اغتشاش باد با توجه به شدت و سرعت باد و جهت هواپیماها برسرعت آن‌ها بوده است؛ در شکل(۵-۲۶) سرعت هدف و هواپیمای تعقیب‌کننده در حین عملیات تعقیب و برخورد نشان داده شده است.

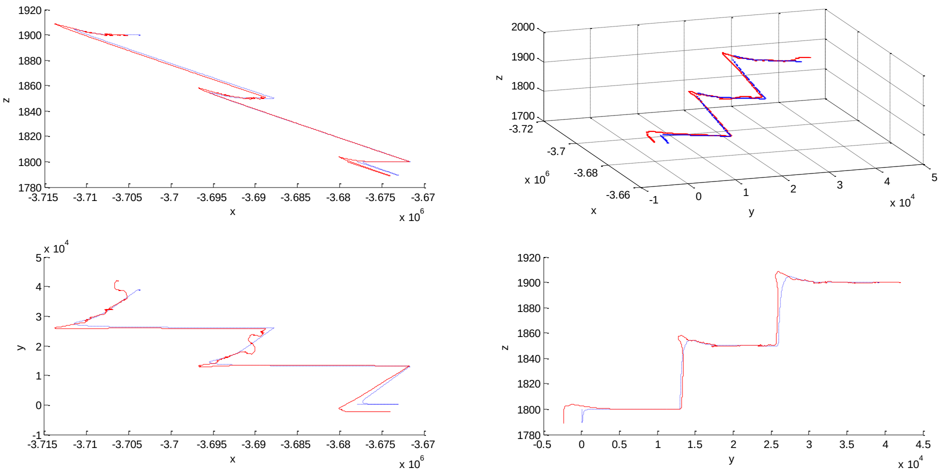


شکل(۵-۲۶): سرعت هدف و هواپیمای تعقیب کننده در حین تعقیب در حضور باد

۵-۳-۵-هدف دارای تغییر ارتفاع:

همانطور که در بخش دوم این فصل بررسی گردید تغییرات ارتفاع تاثییرات کمی بر جهت دارد و بیشترین تاثیر آن بر سرعت هواپیمای بدون سرنشین می‌باشد، برای نشان دادن چگونگی کارکرد سیستم در موقع تغییر ارتفاع، هدفی با جهت ثابت و دارای تغییر ارتفاع‌های ناگهانی در ثانیه‌های ۳۰۰ و ۶۰۰ در نظر گرفته شد و چگونگی تعقیب و برخورد آن بر عهده سیستم هدایت گذاشته شد.

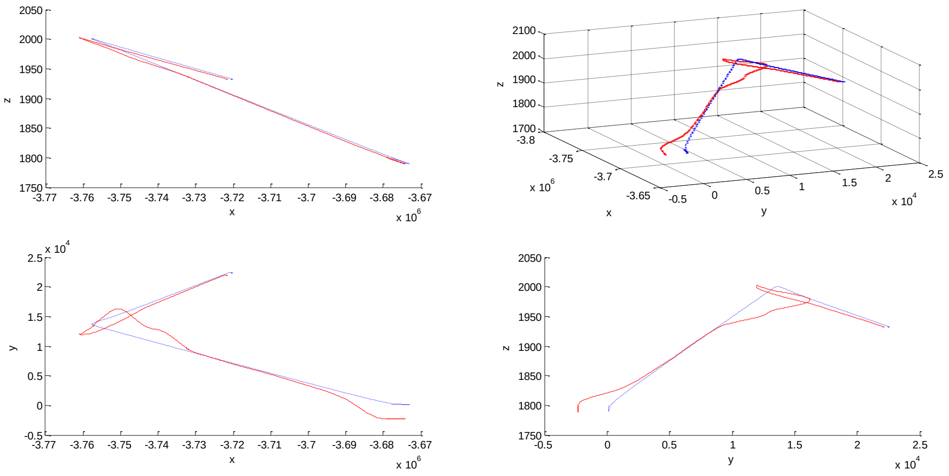
ارتفاع هدف بدون هیچ واسطه‌ای ارتفاع مرجع هواپیمای تعقیب‌کننده قرار داده شده و برای جهت مرجع هواپیمای تعقیب‌کننده مانند قبل از خروجی سیستم هدایت فازی استفاده شد. شکل(۵-۲۷) مسیر دو هواپیما در دستگاه پایه را نشان می‌دهد.



شکل(۵-۲۷): هواپیمای تعقیب کننده و هدف با تغییر ارتفاع ناگهانی

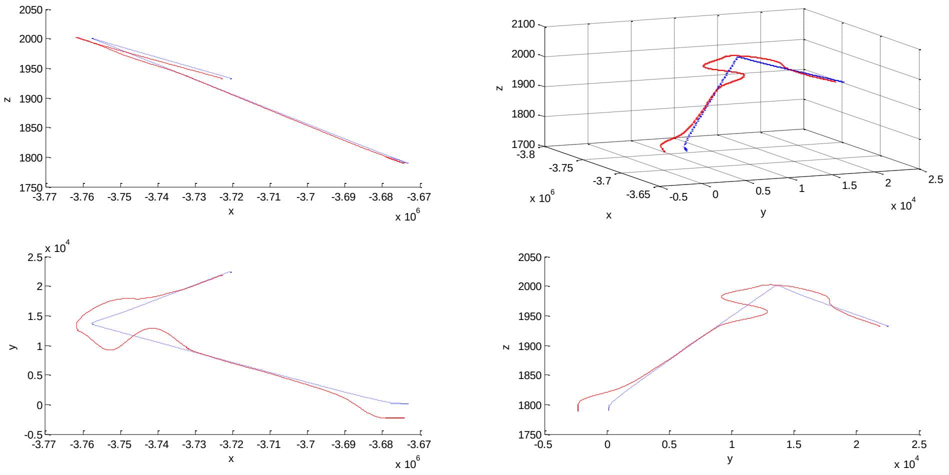
در شکل بالا مشاهده می‌شود که تعقیب و برخورد به خوبی انجام شده است البته در این شبیه‌سازی تغییر ارتفاع ۵۰ متر به صورت ناگهانی در نظر گرفت شده بوده است و تغییر ارتفاع‌های زیادتر نیز به شرط فاصله زمانی بیشتر به تعقیب و برخورد لطمه‌ای وارد نمی‌کند، هرچه تغییر ارتفاع ناگهانی بیشتر باشد تاثیر بیشتری بر سرعت وسیله‌های پرنده خواهد داشت و کار تعقیب و برخورد را مشکل‌تر می‌-کند اما چون سرعت پایه هواپیمای تعقیب‌کننده بالاتر است و از دینامیک یکسانی با هدف برخوردار است نهایتا با هدف هم ارتفاع می‌شود. در تمامی مراحل گذرای تنظیم ارتفاع، فرمان هدایت جهت را به گونه ای قرار داده است که علاوه بر این که در حال تنظیم ارتفاع با هدف است پشت سر آن و هم امتداد با آن نیز قرار بگیرد؛ برای داشتن برخورد کافیست برای مدتی هواپیمای هدف دست از تغییر ارتفاع بردارد تا هواپیمای تعقیب‌کننده دقیقا با آن هم ارتفاع شود و با ادامه روند اصلاح جهت خود همانند آنچه در قبل بیان شده برخورد را صورت دهد.

حالت دیگری که امکان رخ دادن دارد ماموریت تعقیب و برخورد با هدفی است که دائما در حال صعود یا نزول است و شکل(۵-۲۸) چگونگی تعقیب و برخورد با هدفی که از لحظه شروع تا ۶۰۰ ثانیه در حال افزایش ارتفاع و پس از آن تا ثانیه ۱۰۰۰ در حال کاهش ارتفاع است را نشان می‌دهد.



شکل(۵-۲۸): تعقیب و برخورد با هدف در حال صعود و نزول

صعود یا نزول آرام تاثیر ناچیزی بر جهت دارد و تاثیر آن بر سرعت به نسبت تغییر ارتفاع ناگهانی بسیار کم‌تر است بنابر این عملیات برخورد راحت‌تر به انجام می‌رسد. در شکل(۵-۲۹) مشاهده می‌شود که اگر برای فرمان جهت از سیستم اصلاح شده استفاده گردد مسیر تعقیب چگونه خواهد بود.



شکل(۵-۲۹): تعقیب و برخورد با هدف در حال صعود و نزول توسط فرمان هدایت اصلاح شده

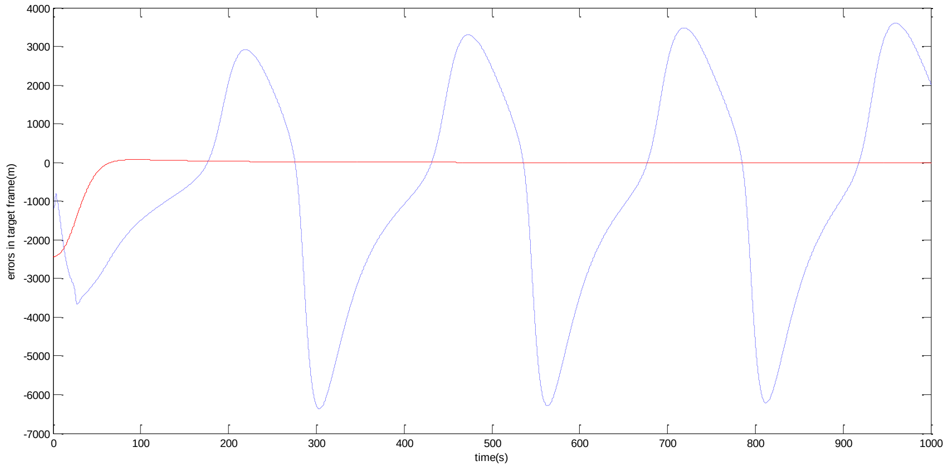
۵-۴-هدایت همراه با کنترل سرعت:

در این بخش نیز نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده با بکارگیری سیستم هدایت هوراه با کنترل سرعت ارائه خواهد شد و تمامی وضعیت‌های در نظر گرفته شده در بخش ۵-۳ آورده شده‌اند.

تمام شبیه‌سازی‌ها با جهت اولیه صفر، در ارتفاع ۱۸۰۰ متر و با در نظر گرفتن سرعت ۵۰ متر بر ثانیه برا ی هدف انجام گردیده‌اند. سرعت هواپیمای تعقیب‌کننده با توجه به محدوده سرعت مرجع بین ۸۰ تا ۱۲۰ درصد سرعت هدف است که معادل سرعت ۴۰ تا ۶۰ متر بر ثانیه خواهد بود. سرعت لحظه صفر هر دو وسیله پرنده در لحظه اول نیز ۵۰ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است.

۵-۴-۱-هدف با جهت ثابت:

در شکل(۵-۳۰) موقعیت‌های طولی و عرضی هواپیمای تعقیب‌کننده در حین تعقیب هدف جهت ثابت مشاهده می‌شود.

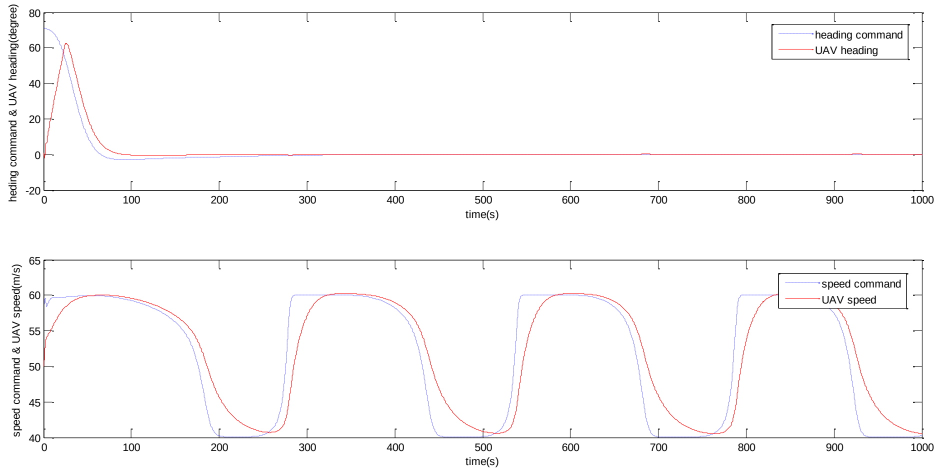


شکل(۵-۳۰): خطای طولی و خطای عرضی در دستگاه هدف

از شکل بالا می‌توان برداشت کرد که هواپیمای تعقیب‌کننده در هنگامی که خطای عرضی را کاهش داده و خود را هم‌جهت هدف گردانده است، با توجه به سرعت خود فاصله طولی را کاهش داده است و

برای ایجاد برخورد تلاش نموده است. نکته جالب اینجاست که بعد از هم امتداد شدن با هدف همیشه هم امتداد و هم جهت هدف باقی مانده است و فقط در امتداد هدف جلو عقب رفته است.

در شکل(۵-۳۱) فرمان‌های جهت و سرعتی را که نحوه تعقیب نشان داده شده در شکل(۵-۳۰) را رقم زده‌اند به همراه پاسخ سیستم به فرمان‌ها آورده شده‌اند.



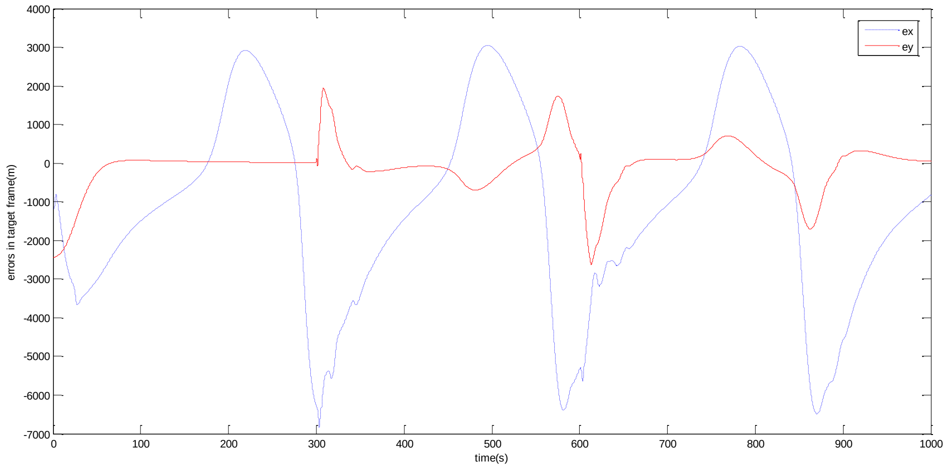
شکل(۵-۳۱): فرمان جهت و فرمان سرعت در تعقیب هدف جهت ثابت

۵-۴-۲-هدف با تغییر جهت ناگهانی:

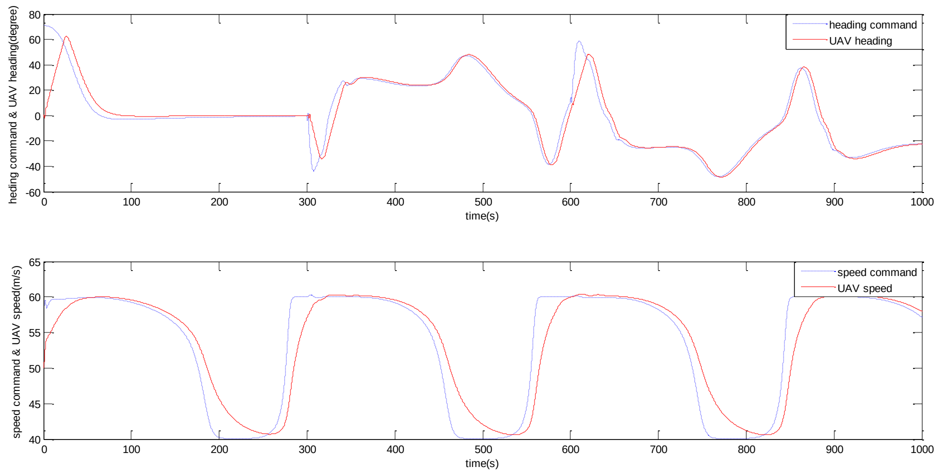
هدف متحرک در این قسمت دارای دو تغییر جهت ناگهانی در ثانیه‌های ۳۰۰ و ۶۰۰ است، شکل(۵-۳۲) مولفه‌های موقعیت هواپیما تعقیب‌کننده در دستگاه هدف و شکل(۵-۳۳) فرمان‌های جهت و سرعت و پاسخ‌های سیستم را نشان می‌دهند.

چون تغییر جهت‌ها در مواقعی رخ داده‌اند که که فاصله طولی با هدف زیاد بوده پس تاثیر بسیار کمی بر فرمان جهت گذاشته‌اند و جهش خاصی در فرمان سرعت دیده نمی‌شود. می‌توان دیده که فرمان

جهت رابطه مستقیم با اندازه فاصله عرضی و رابطه عکس با علامت آن دارد و سعی می‌کند خطاهای عرضی که بخشی از آن ناشی از تغییرات سرعت است را جبران کند.



شکل(۵-۳۲): خطاهای طولی و عرضی در دستگاه هدف با تغییرات ناگهانی جهت



شکل(۵-۳۳): فرمان جهت و فرمان سرعت و پاسخ های آن ها در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی

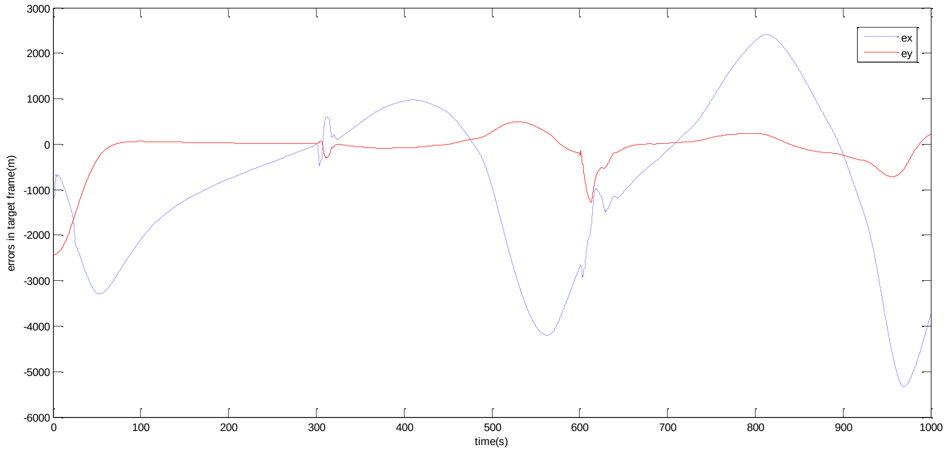
اگر به طور دقیق‌تر به شکل(۵-۳۲) نگریسته شود به این نکته پی برده خواهدشد که بعد از تغییر جهت اول هدف، عبورهای بعدی هواپیمای تعقیب‌کننده از خطای طولی صفر زمانی رخ می‌دهد که هنوز خطای عرضی کاملا صفر نگشته است و نمی‌تواند برخورد را ایجاد کند. برای اصلاح روند تغییر سرعت‌ها می‌توان ایده‌های مختلفی را پیاده کرد و اولین ایده کمتر کردن شیب منحنی خروجی

سیستم فازی در نظر گرفته شده برای تعیین سرعت مرجع است؛ این کار تغییرات سرعت را کندتر کرده و فرصت بیشتری به سیستم کنترل جهت، برای صفر کردن خطای عرضی می‌دهد؛ اما ایده دیگری برای کم کردن تغییرات فرمان سرعت نیز وجود دارد که چند مزیت عمده را بر ایده بیان شده دارد و آن این است که خروجی سیستم فازی سرعت را از یک سامانه کند کننده تغییرات بگذرانیم و خروجی آن را به عنوان سرعت مطلوب در هر لحظه به حلقه کنترل اعمال کنیم.

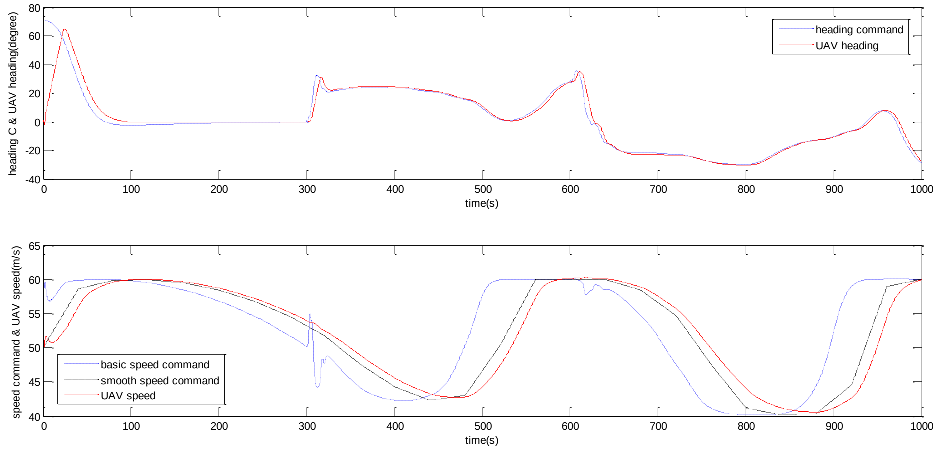
سیستم کندکننده تغییرات فرمان سرعت یا به عبارت دیگر سیستم نرم‌کننده فرمان سرعت به گونه‌ای است که در فاصله‌های زمانی مشخص فرمان سرعت لحظه قبل و فرمان همان لحظه را دریافت می‌کند و در طی فاصله زمانی تا رسیدن به فاصله زمانی مشخص بعدی حرکت خطی و نرمی را از مقدار اولیه تا فرمان دریافت شده در لحظه اول تولید خواهد کرد.

این سامانه سیستم را کند می‌کند و زمان برخورد را افزایش می‌دهد اما یک حسن بزرگ دارد که به طراح این اطمینان را می‌دهد که هیچگونه جهشی در فرمان سرعت وجود نخواهد داشت. این موضوع از آن جهت اهمیت دارد که فرمان جهش دار برای سرعت با ماهیت تعقیب به منظور برخورد تناسبی ندارد در حالی که اگر هواپیمای تعقیب‌کننده در نزدیکی هدف قرار داشته باشد و هدف تغییر جهت ناگهانی دهد امکان دارد موقعیت طولی هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه هدف با جهش مواجه شود و خروجی سیستم فازی سرعت هم جهش خواهد داشت.

نتایج شبیه‌سازی با در نظر گرفتن سامانه نرم‌کننده سرعت ۴۰ ثانیه‌ای در شکل‌های (۵-۳۴) و (۵-۳۵) نشان داده شده‌اند.

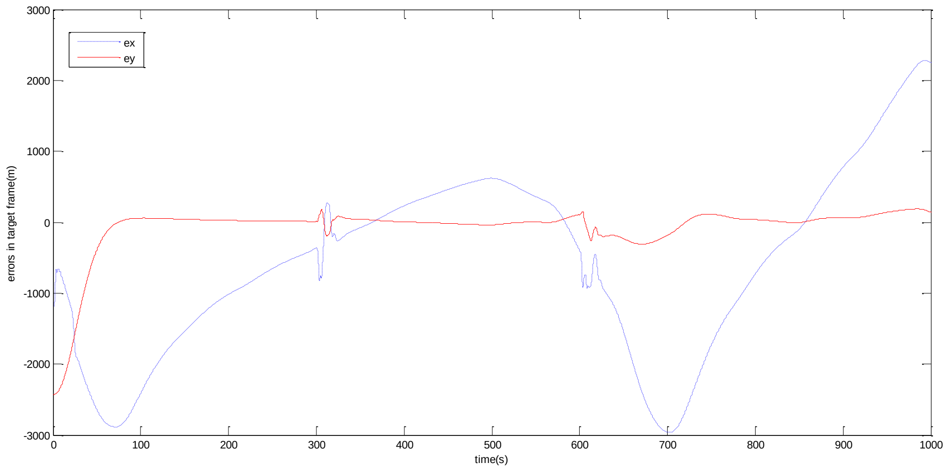


شکل(۵-۳۴): مولفه‌های موقعیت در دستگاه هدف در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی و نرم‌کننده سرعت۴۰ ثانیه‌ای

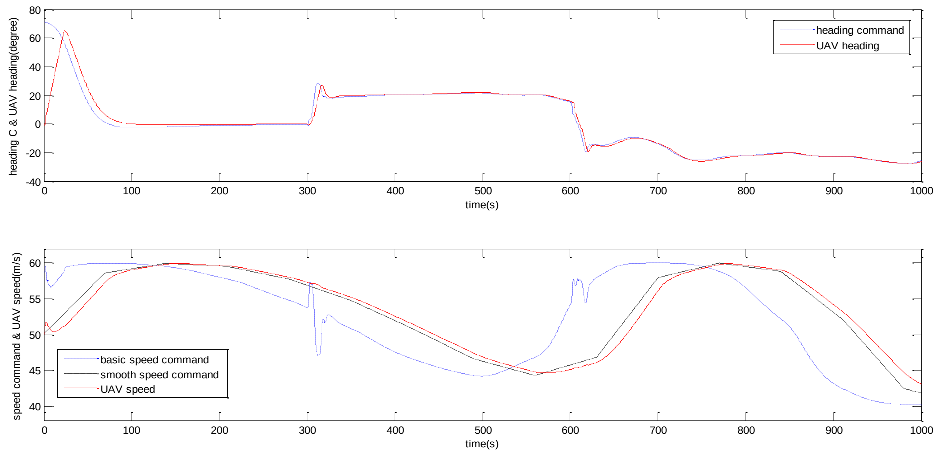


شکل(۵-۳۵): فرمان جهت، فرمان سرعت، فرمان سرعت نرم شده ۴۰ ثانیه‌ای و پاسخ‌های جهت و سرعت هواپیمای بدون سرنشین

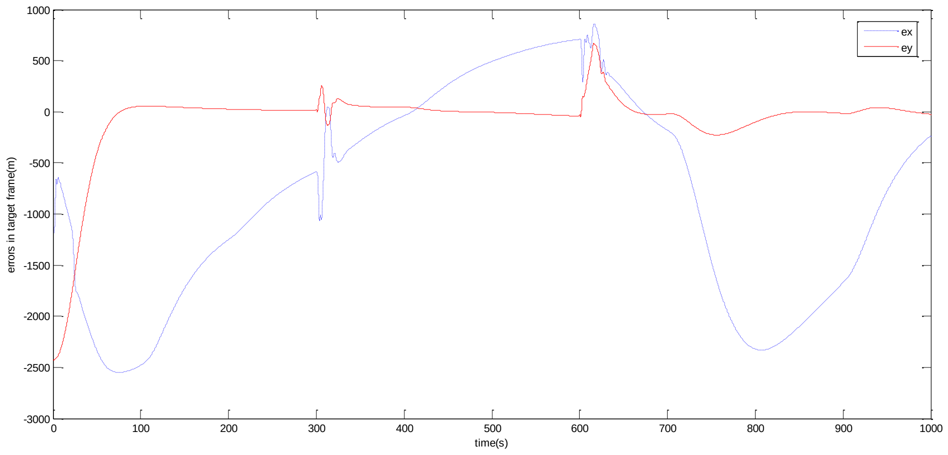
مشاهده می‌شود که پاسخ‌ها کندتر شده‌اند و خطاهای عرضی بعد از تغییر جهت هدف کمتر شده‌اند اما همچنان خطای عرضی کمی مانع وقوع برخورد می‌شود. در شکل‌های(۵-۳۶) تا (۵-۳۹) حاصل شبیه‌سازی با نرم‌کننده‌های ۷۰ و ۱۰۰ ثانیه‌ای آورده شده‌اند. انتخاب بهترین زمان برای نرم‌کننده به عوامل متعددی همچون میزان لازم کاهش خطای عرضی برای برخورد با هدف و محدوده زمانی مد نظر برای برخورد بر می‌گردد. در شکل(۵-۳۶) سه برخورد با فاصله چندین متر(قابل قبول) رخ داده است.



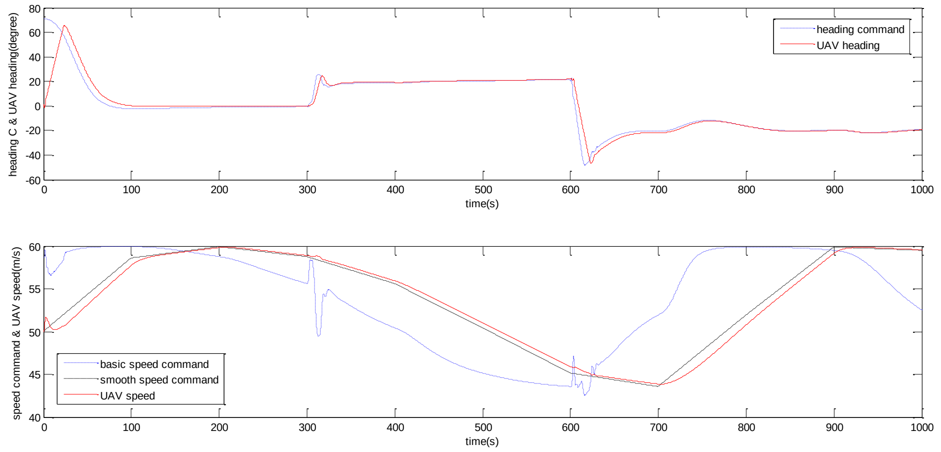
شکل(۵-۳۶): مولفه‌های موقعیت در دستگاه هدف در تعقیب هدف با تغییر جهت ناگهانی و نرم‌کننده سرعت۷۰ ثانیه‌ای



شکل(۵-۳۷): فرمان جهت، فرمان سرعت، فرمان سرعت نرم شده ۷۰ ثانیه‌ای و پاسخ‌های جهت و سرعت هواپیمای بدون سرنشین

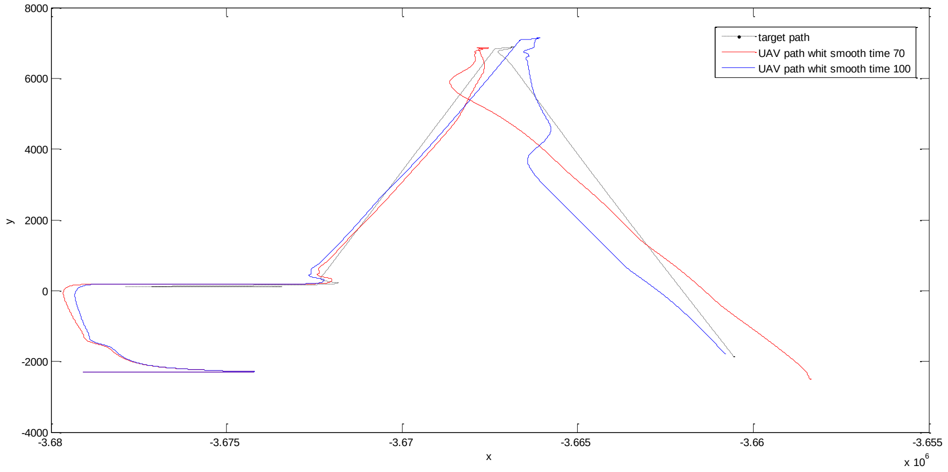


شکل(۵-۳۸): مولفه‌های موقعیت در دستگاه هدف در تعقیب هدف باتغییر جهت ناگهانی و نرم‌کننده سرعت۱۰۰ثانیه‌ای



شکل(۵-۳۹): فرمان جهت، فرمان سرعت، فرمان سرعت نرم‌شده۱۰۰ثانیه‌ای و پاسخ‌های جهت و سرعت هواپیمای بدون سرنشین

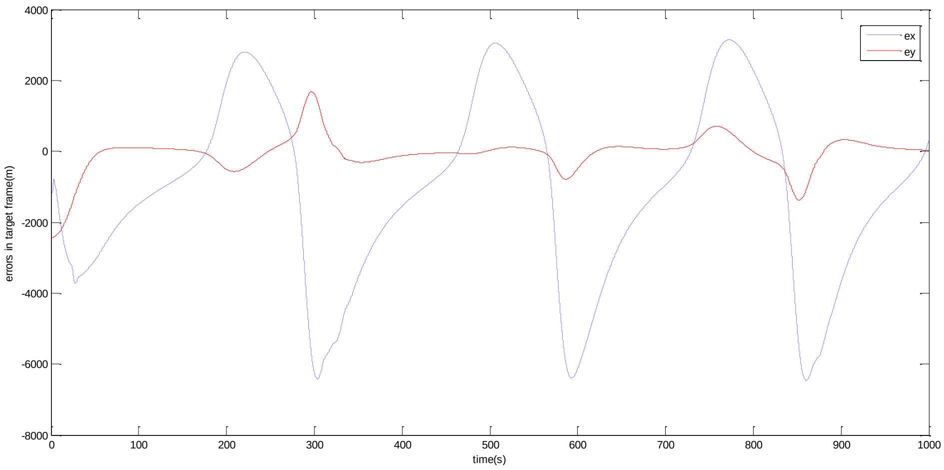
در شکل(۵-۴۰) مسیر هدف و هواپیمای تعقیب‌کننده در دو حالت نرم‌کننده سرعت ۷۰ ثانیه‌ای و ۱۰۰ ثانیه‌ای ترسیم گشته‌اند مشاهده می‌شود که نمی‌توان هیچ حکم کلی صادر کرد.



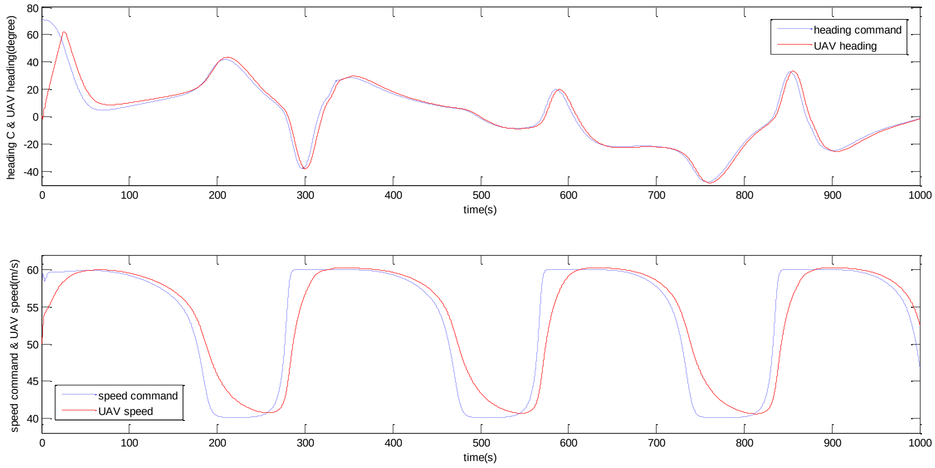
شکل(۵-۴۰): مسیر هدف و هواپیمای بدون سرنشین تعقیب‌کننده با دو نوع فرمان سرعت متفاوت

۵-۴-۳-هدف دائما در حال تغییر جهت:

شکل‌های (۵-۴۱) و (۵-۴۲) چگونگی تعقیب هدفی دائما در حال تغییر جهت را به نمایش گذاشته است.

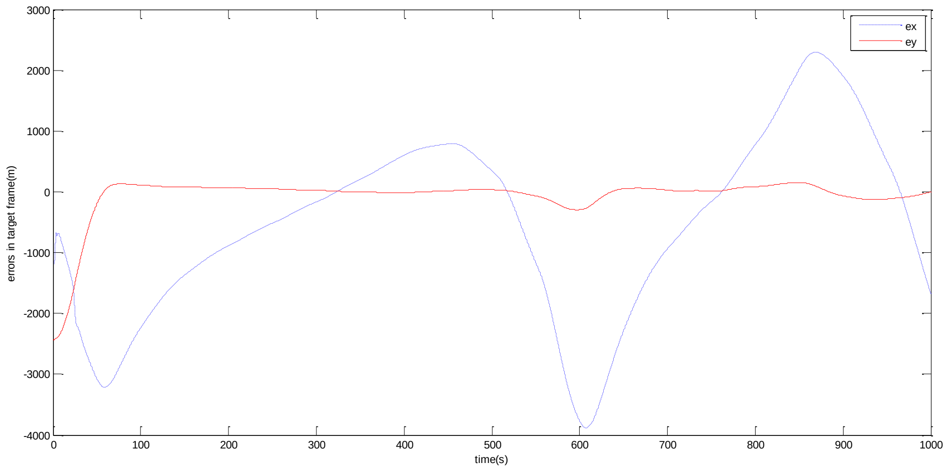


شکل(۵-۴۱): مولفه‌های موقعیت در دستگاه هدف در ماموریت تعقیب هدف دائما در تغییر جهت

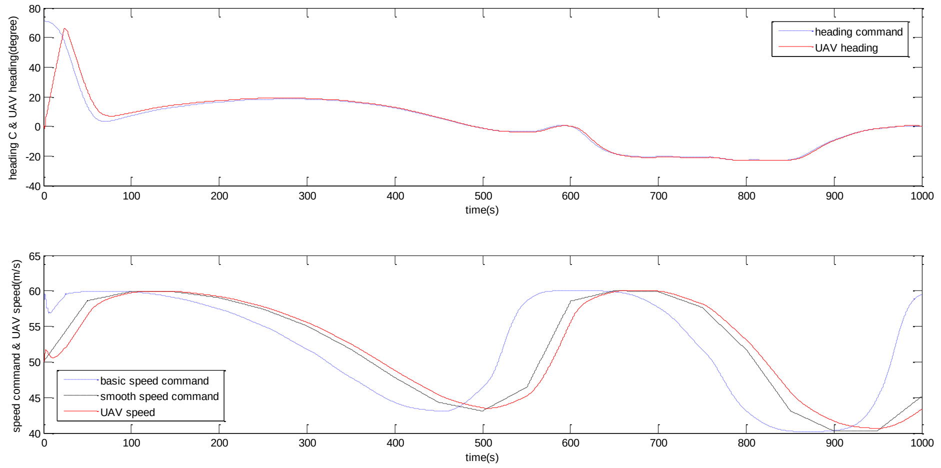


شکل(۵-۴۲): فرمان جهت و فرمان سرعت و پاسخ‌های آن‌ها در تعقیب هدف دائما در تغییر جهت

در شکل‌های(۵-۴۳) و (۵-۴۴) روند تعقیب همان هدف با فرمان سرعت استفاده شده از نرم‌کننده ۵۰ ثانیه‌ای مشاهده می‌شود.

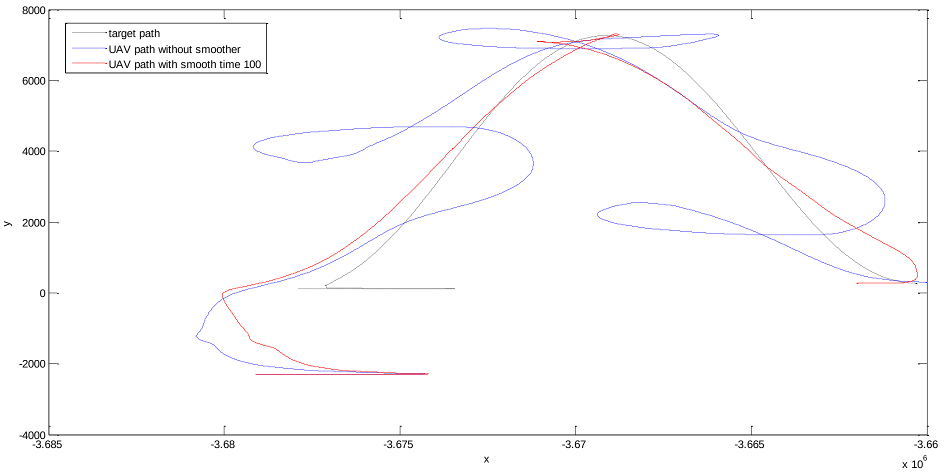


شکل(۵-۴۳): مولفه‌های موقعیت در دستگاه هدف در ماموریت تعقیب هدف دائما در تغییر جهت با نرم‌کننده ۵۰ ثانیه‌ای



شکل(۵-۴۴): فرمان جهت، فرمان سرعت، فرمان سرعت نرم‌شده۵۰ثانیه‌ای و پاسخ‌های جهت و سرعت هواپیمای بدون سرنشین

برای درک بهتر چگونگی روند تغییر پاسخ سیستم بر اثر افزودن نرم‌کننده سرعت به سیستم در شکل (۵-۴۵) مسیر حرکت هدف و نحوه تعقیب در هر دوحالت ترسیم شده‌اند.



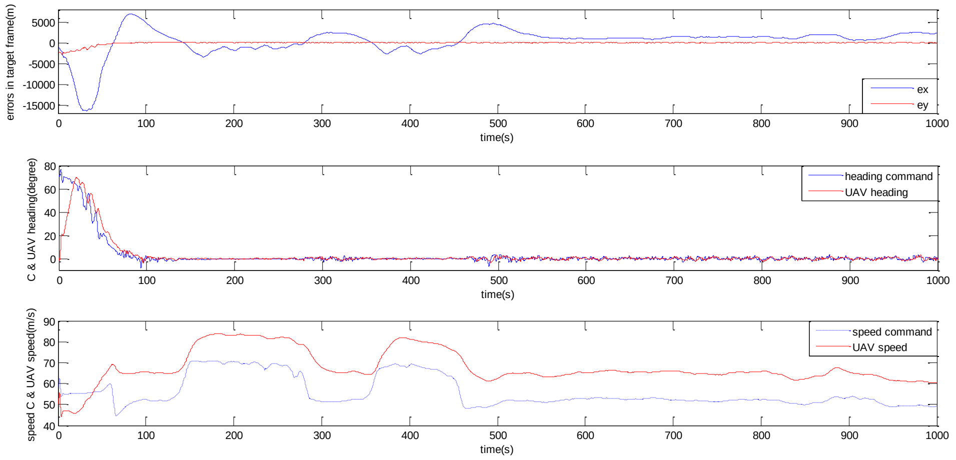
شکل(۵-۴۵): مسیر هدف و هواپیمای بدون سرنشین تعقیب‌کننده با دو نوع فرمان سرعت متفاوت

مشاهده می‌شود که فرمان نرم‌تر سرعت تعداد عبور از خطای طولی صفر را از ۷ بار در ۱۰۰۰ ثانیه به ۴ بار کاهش داده است و در حالی که فرمان خالص سرعت به چرخش دور هدف منجر می‌شده است توانسته مسیری با تغییرات جهت کمتری را برای برخورد ایجاد کند.

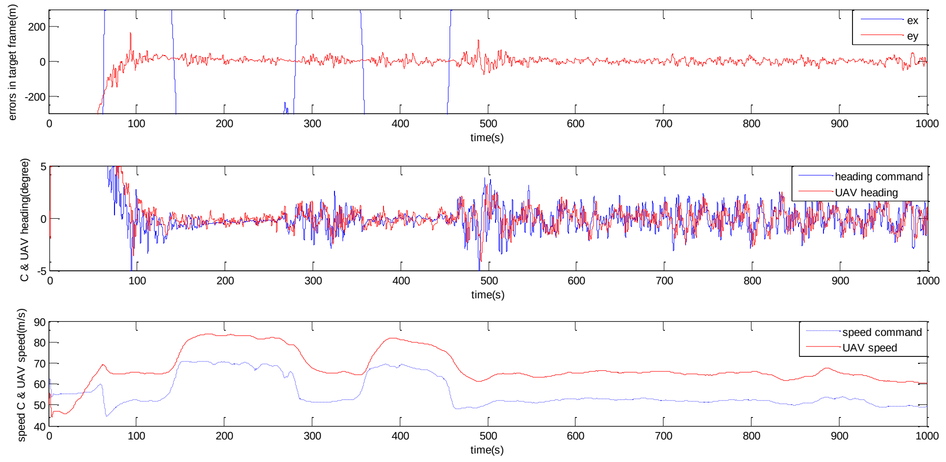
۵-۴-۴-تعقیب هدف در حضور اغتشاش باد:

همانطور که در بخش قبل توضیح داده‌شد و نحوه تعقیب یک هدف با جهت ثابت در حضور باد بررسی شد در این بخش نیز با در نظر گرفتن اغتشاش بادی با همان مشخصات نحوه پاسخ‌ها در شکل-های(۵-۴۶) و (۵-۴۷) بررسی خواهد شد.

دیده می‌شود که چون هدف با جهت ثابت بوده است سیستم به خوبی خود را با آن هم جهت قرار داده است و خطای عرضی را با تغییرات جزیی جهت جبران کرده است.



شکل(۵-۴۶): مولفه‌های موقعیت در دستگاه هدف فرمان‌های جهت و سرعت و پاسخ آن‌ها در تعقیب هدف با حضور اغتشاش باد

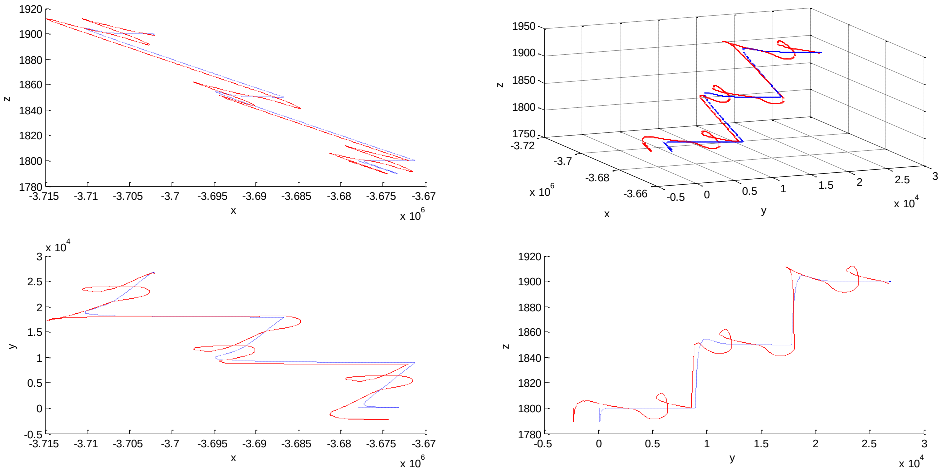


شکل(۵-۴۷): شکل(۵-۴۶) از نگاهی دقیقتر

۵-۴-۵-هدف دارای تغییرات ارتفاع:

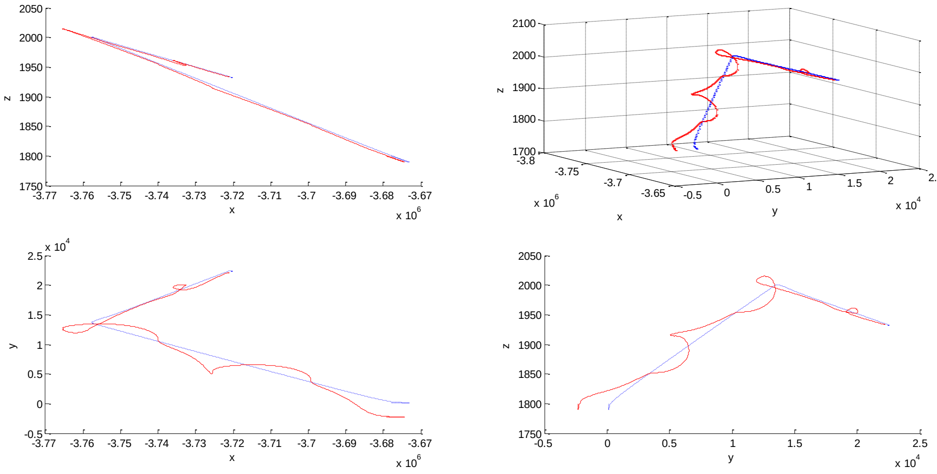
مشابه بخش قبل که چگونگی ترکیب هدایت در صفحه و تغییر ارتفاع را برای هواپیمای تعقیب‌کننده با سرعت ثابت بررسی گردید در این قسمت نیز چگونگی تعقیب هدفی با همان گونه تغییر ارتفاع‌ها مشاهده خواهد شد.

در شکل(۵-۴۸) روند تعقیب هدفی با تغییرات ناگهانی ارتفاع آورده شده است که به خوبی می‌توان برخوردهای موفق را در آن مشاهده کرد.



شکل(۵-۴۸): هواپیمای تعقیب‌کننده و هدف با تغییر ارتفاع ناگهانی

برای درک چگونگی رفتار هواپیما تعقیب‌کننده در پی هدف در حال تغییر ارتفاع می‌توان به شکل (۵-۴۹) نگاهی انداخت؛ هواپیما تعقیب‌کننده در نزدیکی هدف چرخش می‌کند و برخورد موفق را صورت می‌دهد البته اگر از سامانه نرم‌کننده فرمان سرعت استفاده کنیم از چرخش‌ها کاسته شده و نقاط برخورد کمتری خواهیم داشت در عوض دقت برخوردها بالاتر خواهد بود.



شکل(۵-۴۹): تعقیب و برخورد هدف در حال صعود و نزول

۵-۵-مقایسه نتایج هدایت بدون کنترل سرعت و هدایت با کنترل سرعت:

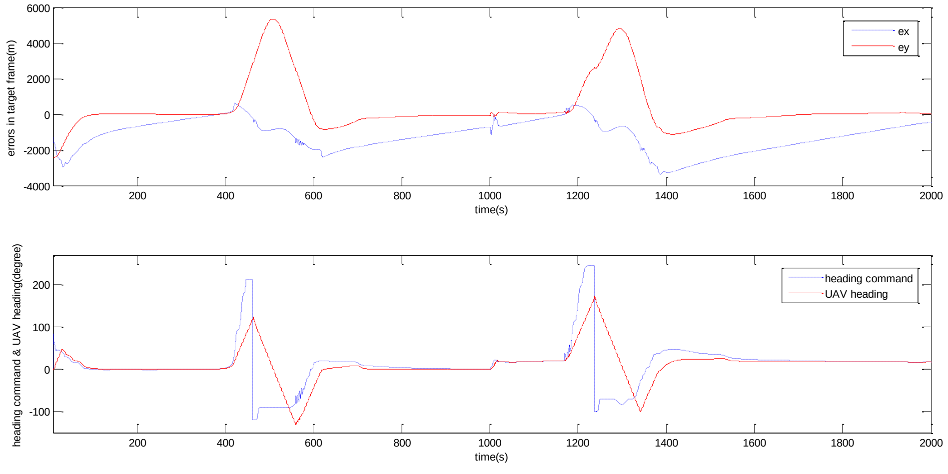
اگر فرض کنیم که عدم امکان کنترل سرعت هواپیمای تعقیب‌کننده در حین پرواز یکی از محدویت‌ها نباشد و قصد داشته باشیم از منظر شبیه‌سازی به پاسخ‌های دو روش هدایت نگاهی داشته باشیم تا مزیت‌ها و معایب هر روش را بهتر بشناسیم پس پاسخ‌های سیستم‌های طراحی شده بدون سامانه‌های اظافی را در این بخش بررسی خواهیم کرد.

بر اساس شرایط اولیه شروع ماموریت چهار پاسخ از سیستم را برای مقایسه در نظر گرفته‌ایم و این چهار وضعیت اولیه نسبت به هدف اینگونه در نظر گرفته شده‌اند:

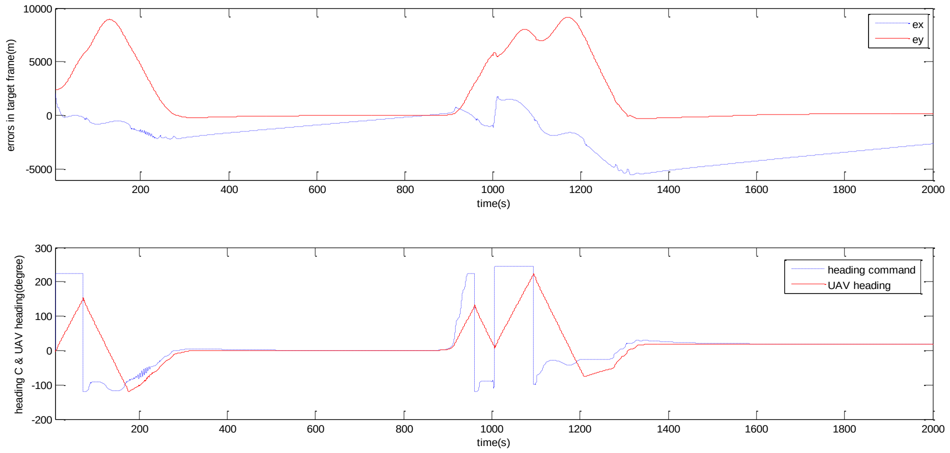
۱- نزدیک و عقب‌تر ۲- نزدیک و جلوتر ۳- دور و عقب‌تر ۵- دور و جلوتر

شبیه‌سازی‌ها برای هر دو روش دقیقا از شرایط اولیه یکسانی آغاز گردیده‌اند و تمام شرایط بر اساس توضیحات داده شده در ابتدای بخشهای سوم و چهارم همین فصل بر قرار شده است. هدف در تمامی شبیه‌سازی‌های انجام شده نیمی از زمان شبیه‌سازی را به جهت صفر طی کرده و پس از آن با تغییر جهت ناگهانی با جهت ثابت ۲۰ مسیر خود را تا پایان شبیه‌سازی ادامه داده است.

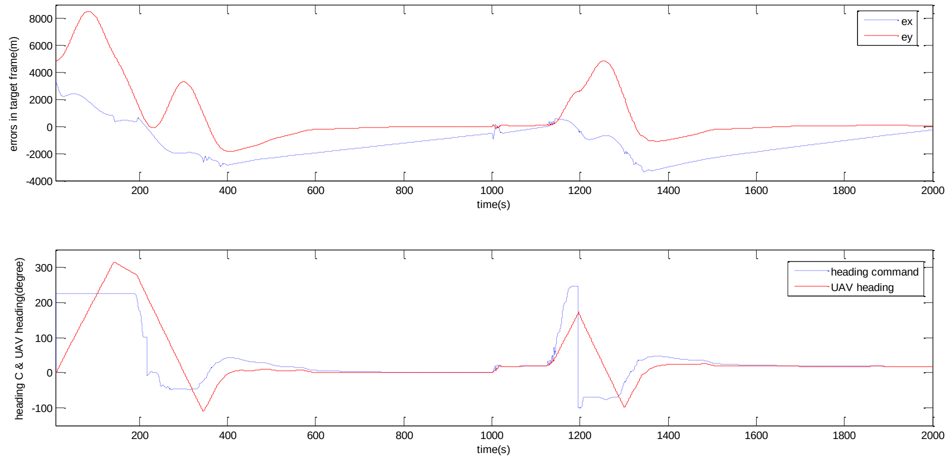
شکلهای (۵-۵۰) تا (۵-۵۳) نتایج شبیه‌سازی‌های سیستم بدون کنترل سرعت را نشان می‌دهند.



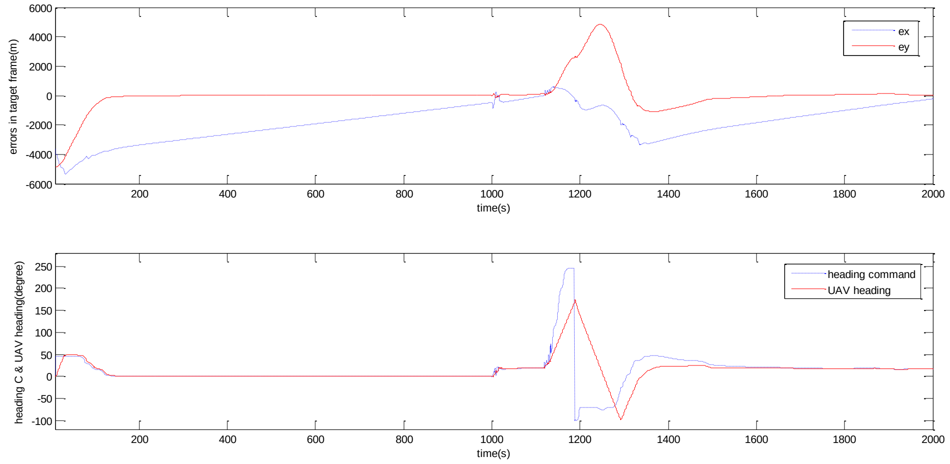
شکل(۵-۵۰): تعقیب هدف با کمک سیستم بدون کنترل سرعت از وضعیت شروع نزدیک و عقب‌تر از هدف



شکل(۵-۵۱): تعقیب هدف با کمک سیستم بدون کنترل سرعت از وضعیت شروع نزدیک و جلوتر از هدف



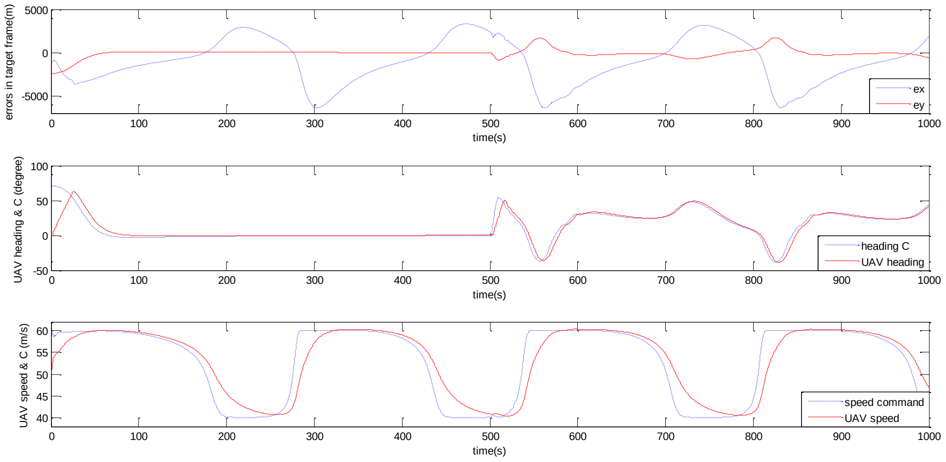
شکل(۵-۵۲): تعقیب هدف با کمک سیستم بدون کنترل سرعت از وضعیت شروع دور و جلوتر از هدف



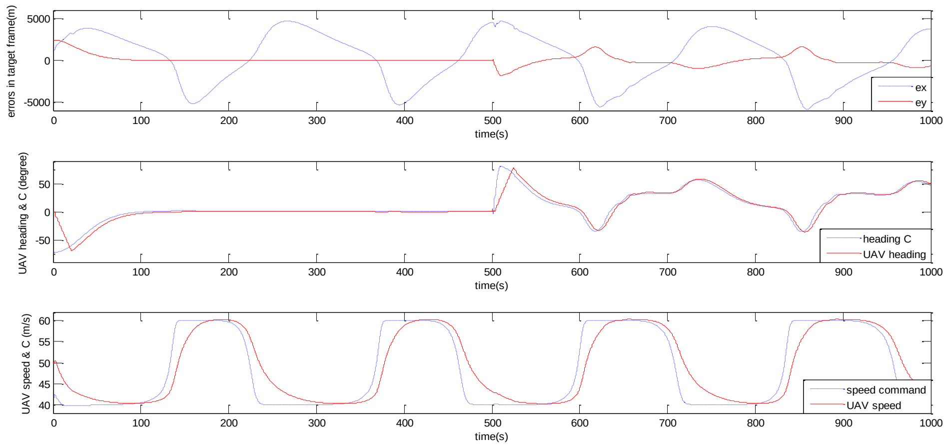
شکل(۵-۵۳): تعقیب هدف با کمک سیستم بدون کنترل سرعت از وضعیت شروع دور و عقب‌تر از هدف

اگر قبل از مقایسه پاسخ‌ها با پاسخ‌های روش دوم نگاهی به آنها داشته باشم در میابیم که برای تمام شرایط اولیه در نظر گرفته شده برخورد با موفقیت صورت گرفته است. در فاصله نزیک هدف اگر هواپیمای تعقیب‌کننده جلوتر از هدف واقع شده باشد مدت زمان زیادتری نسبت به وقتی که پشت هدف قرار دارد برای ایجاد اولین برخورد نیاز دارد که این یک امر کاملا مورد انتظار است؛ نکته جالبی که قدرت و کارایی سیستم هدایت را نشان می‌دهد از مقایسه وضعیت برخورد در شکل های (۵-۵۲) و (۵-۵۳) بدست می‌آید که نشان می‌دهد زمان و چگونگی اولین برخورد برای شبیه‌سازی‌هایی که از موقعیت اولیه دور انجام شده است بسیار به هم نزدیک هستند یعنی چه از چند هزار متر جلوتر از هدف و چه از چند هزار متر عقب‌تر از هدف که ماموریت به هواپیمای تعقیب‌کننده محول شود به خوبی خود را به پشت سر هدف خواهد آورد، با هدف هم جهت خواهد شد و با موفقیت برخورد را صورت می‌دهد.

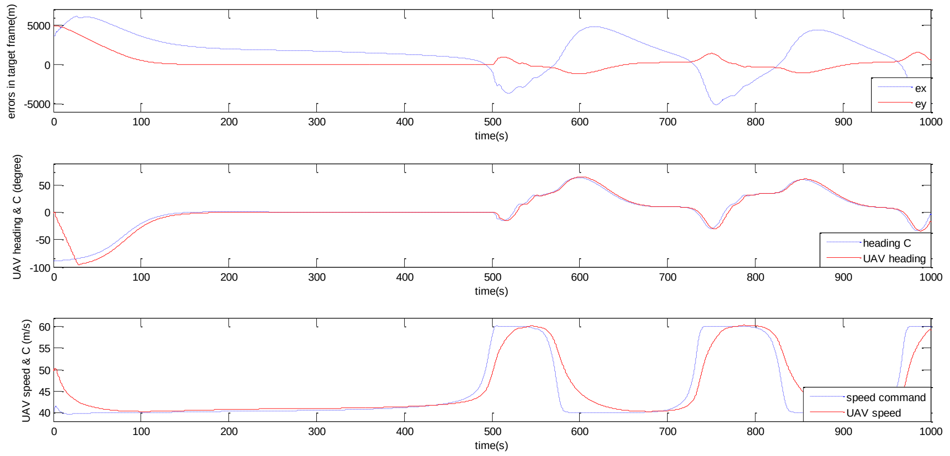
شکل‌های (۵-۵۴) تا (۵-۵۷) نتایج شبیه‌سازی‌های سیستم همراه با کنترل سرعت را نشان می‌دهند.



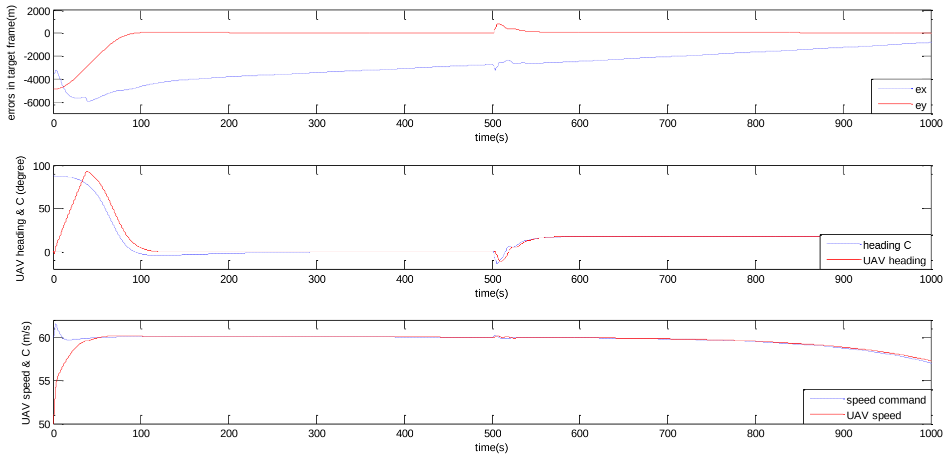
شکل(۵-۵۴): تعقیب هدف به کمک سیستم همراه با کنترل سرعت از وضعیت شروع نزدیک و عقب‌تر از هدف



شکل(۵-۵۵): تعقیب هدف به کمک سیستم همراه با کنترل سرعت از وضعیت شروع نزدیک و جلوتر از هدف



شکل(۵-۵۶): تعقیب هدف به کمک سیستم همراه با کنترل سرعت از وضعیت شروع دور و جلوتر از هدف



شکل(۵-۵۷): تعقیب هدف به کمک سیستم همراه با کنترل سرعت از وضعیت شروع دور و عقب‌تر از هدف

اگر نگاهی دقیق به پاسخ‌های چهار وضعیت متفاوت که هدایت به کمک سیستم همراه با کنترل سرعت انجام شده است داشته باشیم در میابیم که اگر موقعیت آغاز ماموریت در نزدیکی هدف باشد جلوتر از هدف بودن یا عقب‌تر از هدف بودن تاثیر چندانی در مدت زمان اولین برخورد نداردکه این موضوع از بررسی شکل‌های (۵-۵۴) و (۵-۵۵) بدست می‌آید.

اگر نگاه کلی به چهار پاسخ داشته باشیم در میابیم که نحوه تعقیب بعد از اولین برخورد در تمامی حالات شباهت زیادی دارند و هواپیمای تعقیب‌کننده در اطراف هدف حرکت چرخشی یا رفت و برگشتی خواهد داشت.

همانطور که در ابتدای بخش بیان شد مقایسه از منظر شبیه‌سازی‌ها برای این بخش در نظر گرفته شده است و از مقایسه عملیاتی دو روش صرف نظر شده است چون پارامترهای متفاوتی همچون ابعاد هدف، تسلیحاتی یا غیر تسلیحاتی بودن هدف، حد اکثر مدت زمان برخورد، میزان سوخت و .... در آن نقش دارد.

پس با توجه به شکل‌های ارائه شده در این بخش مقایسه اجمالی بر معایب و محاسن دو روش خواهیم داشت. با مقایسه نتایج شبیه‌سازی‌های با وضعیت آغاز یکسان برای دو روش در میابیم که بدون شک پاسخ‌های سیستم همراه با کنترل سرعت در زمان کمتری برخورد را سبب می‌شوند به همین دلیل بوده است که پاسخ‌های سیستم اول در ۲۰۰۰ ثانیه ترسیم گشته‌اند و پاسخ‌های سیستم همراه با کنترل سرعت برای ۱۰۰۰ ثانیه رسم گشته‌اند. البته از مقایسه شکل های (۵-۵۳) و (۵-۵۷) برداشت می‌شود که اگر تعقیب هدف بدون مانوور از فاصله خیلی دور(چه جلوتر از هدف چه عقب‌تر از هدف) آغاز گردد تفاوت چندانی در زمان اولین برخورد وجود نخواهد داشت.

در روش هدایت بدون کنترل سرعت، بیشینه اندازه خطای عرضی با هدف بیشتر از روش همراه با کنترل سرعت است و وضعیت برای بیشینه خطای طولی کاملا برعکس است یعنی آنکه متوسط و بیشینه خطای طولی در هدایت بدون کنترل سرعت کم‌تر از روش همراه با کنترل سرعت است.

در سیستم هدایت همراه با کنترل سرعت فرمان جهت در حالت عادی هیچگونه جهشی ندارد و مقدار آن همیشه بین ۹۰ و ۹۰- است در حالی که فرمان جهت در سیستم اول دارای جهش و دامنه زیادی می‌باشد.

فصل ششم

نتیجه گیری و پیشنهادات

در این پایان‌نامه سیستم هدایت فازی برای اجرای عملیات خاص و دشواری همچون برخورد با هدف متحرک برگزیده شد و در دو حالت بدون کنترل سرعت و همراه با کنترل سرعت سیستم‌های هدایت کارآمد، توانمند ودر عین حال ساده‌ای با تکیه بر قابلیت‌های سیستم‌های فازی ارائه شد.

برای هدایت هواپیمای بدون سرنشینی که امکان کنترل سرعت را نداشته باشد و به آن عملیات برخورد با هدف متحرک محول شده است، یک سیستم فازی دو ورودی و تک خروجی پیشنهاد شده که بر اساس موقعیت هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه هدف در هرلحظه جهت مطلوب را پیشنهاد می‌دهد و برای هواپیمای بدون سرنشینی که از امکان کنترل سرعت بهره‌مند است سیستمی متشکل از دو سیستم فازی تک ورودی و تک خروجی به صورت همزمان هدایت سیستم را به دست دارد و توسط هر یک از سیستم‌ها برای تعیین جهت و سرعت مطلوب در هر لحظه تلاش می‌شود.

انتقال داده‌ها به دستگاه هدف و سناریوهای برخوردی که بر اساس موقعیت در دستگاه هدف بنا شده-اند توانسته‌اند به سیستم‌های هدایت پیشنهادی توانایی تعقیب و برخورد با هدف دارای مانوورهای مختلف را بدهند، زیرا درهر لحظه از مانوور هدف، موقعیت هواپیمای تعقیب‌کننده در دستگاه جدیدی که متاثر از جهت جدید هدف است در نظر گرفته می‌شود و بنابر این مانوور هدف در خروجی سیستم‌های فازی و فرمان‌های سیستم هدایت لحاظ می‌گردد.

سیستم هدایت همراه با کنترل سرعت هم از جلوتر از هدف و هم از پشت‌سر هدف می‌تواند برخورد با هدف را ایجاد کند در حالی که سیستم هدایت بدون کنترل سرعت همیشه ابتدا خود را به پشت‌سر هدف خواهد آورد و پس از آن برای ایجاد برخورد تلاش می‌کند.

یکی از نتایجی که از بخش شبیه‌سازی سیستم هدایت همراه با کنترل سرعت حاصل می‌شود این است که تغییرات دائمی و ناگهانی فرمان سرعت باعث ایجاد اختلال در انجام برخورد می‌شوند، بنا بر این استفاده از سیستم نرم‌کننده تغییرات فرمان سرعت برای تضمین برخورد با هدف ضرورت دارد که باید با توجه به شرایط مد نظر ماموریت بهترین بازه زمانی برای این سامانه در نظر گرفته شود؛ می-

توان از انواع روش‌های بهینه سازی و رایانش نرم در بدست آوردن بازه زمانی مناسب برای سامانه پیشنهادی استفاده کرد.

نتایج این پایان‌نامه پیشنهاد می‌دهدکه می‌توان از قابلیت سیستم‌های فازی در ارائه سیستم‌های هدایت توانمند و در عین حال ساده در سایر زمینه‌های هدایت هواپیماهای بدون سرنشین همچون تعقیب مسیر و طراحی مسیر به عنوان جایگزین مناسبی برای روش‌های دارای روابط ریاضیاتی طولانی وپیچیده استفاده کرد.

از جمله پیشنهاداتی که در زمینه تکمیل هرچه بیشتر این پایان‌نامه مطرح هستند می‌توان از طراحی سیستم واسطی برای اعمال فرمان جهت به ورودی حلقه کنترل با توجه به در نظر گرفتن جهت مطلوب و جهت فعلی هواپیمای تعقیب‌کننده اشاره کرد، همچنین می‌توان از روش‌های مختلف بهینه سازی در بخش‌های مختلفی همچون سامانه‌های جانبی طراحی شده بهره برد که انتظار می‌رود در بهبود هر چه بیشتر پاسخ‌ها موثر باشد.

مراجع

1. T.M. Lam, (2009), “**Aerial Vehicles**,” In-Tech, Croatia.

2. R. Yanushevsky, (2011), “**Guidance Of Unmanned Aerial Vehicles**,” CRC Press, USA.

3. K.V. Passino, S. Yurkovich, (1998), “**Fuzzy Control**,” Addison Wesley, USA.

4. G.Chen, T.T. Pham, (2001), “**Introduction to fuzzy sets, fuzzy logic, and fuzzy control systems**,” CRC Press, USA.

5. T.J. Ross, (2004), “**Fuzzy Logic With Engineering Applications**,” Second Edition, John Wiley & Sons Ltd, England.

6. P. Gurfil, (2003), “Zero-Miss-Distance Guidance Law Based On Line-Of-Sight Rate Measurement Only,” *Control Engineering Practice 11*, pp.819-832.

7. K. Kim, Y.Kim, (2004), “Design Of Generalized Conceptual Guidance Law Using Aim Angle,” *Control Engineering Practice 12*, pp.291-298.

8. A. Betser, P.A. Vela, G. Pryor, A. Tannenbum, (2005), “Flying in Formation Using a Pursuit Guidance Algorithm,” *American Control Conference, Portland*.

9. S.E. Talole, A. Ghosh, S.B. Phadke, (2006), “Proportional navigation guidance using predictive and time delay control,” *Control Engineering Practice 14*, pp.1445-1453.

10. S. Pan, H. Su, J. Chu, H. Wang, (2010), “Applying a novel extended Kalman filter to missile–target interception with APN guidance law: A benchmark case study,” *Control Engineering Practice 18*, pp.159-167.

11. H-L.Choi, M-J. Tahk, H. Bang, (2006), “neural network guidance based on pursuit-evasion games with enhanced performance,” *Control Engineering Practice 14*, pp.735-742.

12. *W-C. Lu,F. Mora, K. Achaibou, (2005), “*A Flatness Based Flight Guidance Control Using Neural Networks*,” 24th Digital Avionics Systems Conference.*

13. E.W. Frew, D.A. Lawrence, C. Dixon, J. Elston, W.J. Pisano, (2007), "Lyapunov Guidance Vector Fields for Unmanned Aircraft Applications," *American Control Conference*, New York, pp.371-376.

14. M. Kim, Y. Kim, (2011), **"**Error Dynamics-Based Lyapunov Guidance Law for Stationary Target Observation**,"** *International Federation of Automatic Control 18, Milano,* pp.2042-2047.

15. C-L. Lin, Y-P. Lin, T-L. Wang, (2009), "A fuzzy guidance law for vertical launch interceptors," *Control Engineering Practice 17,* pp.915-923.

16. M. Innocenti, L. Pollini, D. Turra, (2008), "A Fuzzy Approach to the Guidance of Unmanned Air Vehicles Tracking Moving Targets," *IEEE Transactions On Control Systems Technology,* vol.16, no.6, pp.1123-1137.

17. **S**. Kurnaz, O.Cetin, O. Kaynak, (2009), "Fuzzy Logic Based Approach to Design of Flight Control and Navigation Tasks for Autonomous Unmanned Aerial Vehicles," *Intell Robot System*, pp.229-244.

18. **S**. Kurnaz, O.Cetin, (2010), "Autonomous Navigation and Landing Tasks for Fixed Wing Small Unmanned Aerial Vehicles," *Acta Polytechnica Hungarica*vol. 7, no. 1,pp.88-102.

19. S. Kurnaz, O.Cetin, O. Kaynak, (2010), "Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System Based Autonomous Flight Control Of Unmanned Air Vehicles," *Expert Systems with Applications 37*,pp.1229–1234.

20. J. Yu, Q. Xu, Y. Zhi, (2011), "A Self-adaptive Region Fuzzy Guidance Law Based on RBF Neural Network for Attacking UAV,"IEEE , pp.426-630.

21. F. Geng, X. Zhu, (2007), "A Guidance Law for Multipurpose Unmanned Attack Air Vehicle Based on the Nonlinear Predictive Control," International *Conference on Mechatronics and Automation,* china, pp.1501-1507.

22. T. Yamasaki, S.N. Balakrishnan, H. Takano, (2011), "Integrated guidance and autopilot design for a chasing UAV via high-order sliding modes,"*Journal of the Franklin Institut,* pp.1-28.

23. R. wise, (2006), PHD Thesis, "UAV Control and Guidance for Autonomous Cooperative Tracking of a Moving Target,"University of Washington.

24. U. Zengin, (2007), PHD Thesis ,"Autonomous And Cooperative Multi-Uav Guidance In Adversarial Environment," University Of Texas At Arlington.

25. J.R. Rufa, (2007), Master of Science Thesis, "Development Of An Experimental Platform For Testing Autonomous UAV Guidance And Control Algorithms," Department Of The Air Force, Air University.

26. M. Soto, (2007), Master of Science Thesis, “Unmanned Aerial Vehicle Real-Time Guidance System Via State Space Heuristic Search,” Department of Electrical & Computer Engineering, University Of Texas At El Paso.

27 A.S. Rosenberg, (2009), PHD Thesis, “An Evaluation Of A UAV Guidance System With Consumer Grade GPS Receivers,” Department Of Agricultural And Biosystems Engineering, University Of Arizona.

28. J. Moon, (2009), PHD Thesis, “Mission-Based Guidance System Design For Autonomous UAVs,” Department Of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology.

29. E.P. Anderson, R.W. Beard, T. W. McLain, (2003), “Real Time Dynamic Trajectory Smoothing for Uninhabited Aerial Vehicles,” *IEEE Transactions On Control Systems Technology*.

30. W. Liu, Zh. Zheng, L. Zhao, K-Y. Cai, (2011), “Smooth Path Planning in On-line Mode for Unmanned Air Vehicles,” *IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications*.

31. G. Ducard, K. C. Kulling, H.P. Geering, (2007), “A Simple and Adaptive On-line Path Planning System for a UAV,” *Mediterranean Conference On Control And Automation*, Athen.

32. H. Chen, K. Chang, C.S. Agate, (2009), “Tracking with UAV using Tangent-plus-Lyapunov Vector Field Guidance,” 12th International Conference on Information Fusion Seattle, USA.

33. P.C.S. Eng, (2011), PHD Thesis, “ Path Planning, Guidance and Control For A UAV Forced Landing,” Queensland University of Technology.

34. W. Ren, R.W. Beard, (2004), “Trajectory Tracking for Unmanned Air Vehicles With Velocity and Heading Rate Constraints,” IEEE *Transactions On Control Systems Technology*, vol. 12, no. 5, pp.706-716.

35. B. Vanek, T. Peni, J. Bokor, G. Balas, (2005), “Practical approach to real-time trajectory tracking of UAV formations,” *American Control Conference*, USA, pp.122-127.

36. T. Yamasaki, H. Sakaida, K. Enomoto, H. Takano, Y. Baba, (2007), “Robust Trajectory-Tracking Method for UAV Guidance Using Proportional Navigation,” *Int. Conf. on Co., Automation and Systems*, Seoul, pp. 1405-1409.

37. L.-Ch. Wang, Ch.-Yu Wen, (2010), “Adaptive Trajectory Tracking for UAV GuidanceWith Bayesian Filtering,” IEEE *Conference on Industrial Electronics and Applicationsis*, pp.2311-2316.

38. T. Dong, X.H. Liao, R. Zhang, Z. Sun, Y.D. Song, (2005), “Path Tracking and Obstacle Avoidance of UAVs - Fuzzy Logic Approach ,”IEEE *International Conference on Fuzzy Systems*, pp.43-48.

39. T. Soleymani, F. Saghafi, (2010), "Fuzzy Trajectory Tracking Control of an Autonomous Air Vehicle," *2nd Int. Conf. on Mechanical and Electronics Eng.* ,vol. 2, pp.347-352.

40. M. Niculescu, (2001), "Lateral Track Control Law For AerosondeUAV," *American Institute Of Aeronautics And Astronautics* (AIAA)

41. R. Beard, D. Kingston, M. Quigley, D. Snyder, R. Christiansen, W. Johnson,T. McLain, M. A. Goodrich, (2005), "Autonomous Vehicle Technologies for Small Fixed-Wing UAVs," *J. OF Aerospace Computing, Information, And Communication*, vol 2, pp.92-108.

42. J. Osborne, R. Rysdyk, (2005), "Waypoint Guidance for Small UAVs in Wind,"*American Institute Of Aeronautics And Astronautics* (AIAA)

43. G. Chowdhary, E.N. Johnson, (2007), "Adaptive Neural Network Flight Control Using both Current and Recorded Data," AIAA *Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit,* South Carolina.

44. A.T. Klesh, A.R. Girardy, P.T. Kabambaz, (2008), "Real-Time Path Planning for Time-Optimal Exploration," *American Institute Of Aeronautics And Astronautics* (AIAA)

45. M. A. Al-Jarrah,(2011), "Autonomous aerial vehicles, guidance, control and signal processing platform," 8*th International Multi-Conference on Systems, Signals & Devices*(IEEE).

46. J. Belangery, A. Desbiensy, E. Gagnon, (2008), "UAV Guidance with Respect of Arrival Specifications," *16th Mediterranean Conference on Control and Automation,* France, pp. 689-694.

47. Y.V. Pehlivanoglu, (2012), "A New Vibrational Genetic Algorithm Enhanced With A Voronoi Diagram For Pathplanning Of Autonomous UAV," *Aerospace Science and Technology 16,* pp.47–55.

48. M. Montazeri-Gh, M. Nasiri, M. Rajabi, M. Jamshidfard, (2012), "Actuator-based hardware-in-the-loop testing of a jet engine fuel control unit in flight conditions,"*Simulation Modelling Practice and Theory 21,* pp.65–77.

49. K. Bickraj, A. Yenilmez, M. Li, I.N. Tansel, (2006), "Fuzzy Logic Based Integrated Controller for Unmanned Aerial Vehicles," *Florida Conference on Recent Advances in Robotics*, florida.

50. Wu-fa Liu, Zh. Jiang, Zh.-b. Gong,(2007), "Online Fuzzy Self-Adaptive PID Attitude Control of a Sub Mini Fixed-Wing Air Vehicle," *International Conference on Mechatronics and Automation*(IEEE), china, pp.153-157.

51. M. Kumon, Y. Udo, H. Michihira, M. Nagata, I. Mizumoto, Z. Iwai, (2006), “Autopilot System for Kiteplane,” *IEEE/ASME Transactions On Mechatronics*, vol. 11, no. 5, pp.615-624.

52. A.R. Babaei, M. Mortazavi, M.H. Moradi, (2011),” Classical and fuzzy-genetic autopilot design for unmanned aerial vehicles,” *Applied Soft Computing 11* , pp.365–372

53. G. Landolfo, (2008), Master of Science Thesis, “Aerodynamic And Structural Design Of A Small Nonplanar Wing UAV ,”Aerospace Engineering Department, University Of Dayton.

54. J.E. Ortiz, (2010), Master of Science Thesis, “Development of a Low Cost Autopilot System for Unmanned Aerial Vehicles,” Virginia Commonwealth University

.۵۵ ب. کریمی، م.ر. همتی، ح.ر. بهبهانی فرد، (۱۳۸۸)، "مروری بر سیستم های هدایت و کنترل موشک و هواپیما"، دومین کنفرانس ملی مهندسی برق ایران، دانشگاه آزاد اسلامی واحد نجف آباد.

.۵۶ ح.ر. دهدشتیان، ا.ع. نیکخواه، ح.خالوزاده، (۱۳۸۹) ،" طراحی ساختار سلسله مراتبی جهت هدایت و کنترل وسیله پرنده بدون سرنشین"، دهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه تربیت مدرس.

.۵۷ ش.اسفراینی، (۱۳۹۰)، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، " طراحی و شبیه سازی سامانه‌های هدایت و کنترل در هواپیمای بدون سرنشین آذرخش"، دانشکده برق، دانشگاه سیستان و بلوچستان.

Abstract

In this thesis, new methods for UAV guidance in the final phase for tracking of moving target is proposed in order to collide with the target. In this study we have utilized the fuzzy inference system to provide effective guidance.The guidance system design is based on concepts of intuitive tracking. Also we suggest an integrated procedure for either far or near distances.This thesis focuses on the design of the guidance system in lateral plane .the commands of desired speed and heading are created instantaneously by the designed fuzzy systems.A specific tracking strategy has been utilized for either with speed control or without it to have the UAV in a proper position in order to collide the target and to have a great performance against the maneuvering of the target.The strategies are based on the position of tracker with respect to the position and velocity of the target. So a new coordinate system is considered and it is called target coordinate system. The position of tracker UAV is computed in this coordinate system.Target coordinate system help tracker UAV to find its position on the basis of target and its speed direction. According to position in target coordination system, appropriate commands for UAV heading and speed are generated.

Keywords: Guidance, Unmanned Aerial Vehicle (UAV), Fuzzy System, Moving Target Tracking, Collision.

Shahrood University of Technology

Faculty of Electrical and Robotic Engineering

Control Department

Fuzzy Guidance of Unmanned Air Vehicle

Masoud Rezazadeh

Supervisor:

Ali Akbarzadeh

January 2013