

یافتن موقعیت بهینه‌ی دستگاه سنجش فاصله با هدف کاهش احتمال خطای فرود هواپیما در شرایط غیر ایده‌آل

مسعود مرادی راد^{۱*}، امیر رضا کوثری^۲، محمدعلی امیری آتشفشان^۳

۱- دانشجوی دکترای تخصصی مهندسی هوافضا، گرایش آیرودینامیک

۲- دانشیار گروه مهندسی هوافضا دانشگاه تهران

۳- دانشیار گروه مهندسی هوافضا دانشگاه تهران

چکیده

در شرایط غیرایده‌آل جوی، دستگاه سنجش فاصله برای کاهش خطا در فرود هواپیما باید در موقعیت بهینه‌ای قرار گیرد. در این راستا، منطق فازی بازه‌ای به عنوان روشی کارآمد برای تعیین موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله استفاده می‌شود. با این روش، عواملی نظیر شرایط هوا، مسیر پرواز و سایر متغیرهای مرتبط به صورت فازی ارزیابی و موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله تعیین می‌شود. زمانی که فاصله‌های غیر یکسان از باند فرود نرمال برای هر یک از سنجش‌گرها برقرار باشد، نیاز به شناسایی مناسب‌ترین مکان جهت قرارگیری سنجش‌گر ثانویه وجود دارد. این سیستم به صورت پویا عمل می‌کند، به گونه‌ای که پس از شناسایی خط فرود مرکزی مفروض، بر اساس نحوه قرارگیری اولیه هر یک از سنجش‌گرها، در نهایت جایگاه مناسب و محل قرارگیری بهینه برای سنجش‌گر ثانویه شناسایی می‌شود. در آزمایش‌های ما، در حالت ایده‌آل فاصله سنجش‌گرها از هواپیما به ترتیب ۱۳۱٫۵ متر و ۱۳۲ متر بود، که سیستم با دقت بالایی مکان مناسب فرود را تشخیص داد. در شرایط غیرایده‌آل، با فاصله‌های ۱۳۴ متر و ۱۲۹٫۴ متر، سیستم نشان داد که نزدیکی بیشتر به سنجش‌گر دوم منجر به خط فرود مرکزی نامناسب می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از منطق فازی بازه‌ای می‌تواند با دقت بالا به شناسایی و بهینه‌سازی مکان سنجش‌گرها کمک کند و احتمال خطای فرود در شرایط جوی نامناسب را کاهش دهد.

کلمات کلیدی

سیستم کنترل فازی بازه‌ای، تخمین خط فرود مرکزی، تقرب فرود.

Finding the optimal position of the DME with the aim of reducing probability airplane landing error in non-ideal conditions

Masoud Moradi Rad^{1*}, Amir Reza Koosari¹, Mohammad Ali Amiri Atashgah¹

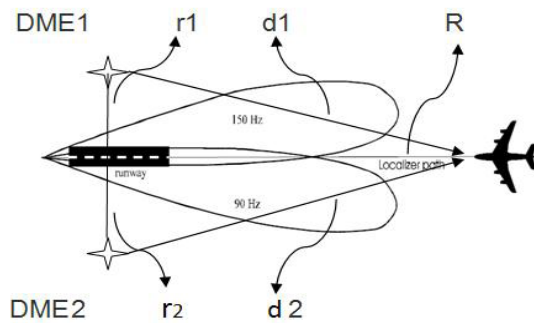
1-Department of Aerospace Engineering, International Pardis Kish, Tehran University, Iran.

Abstract

Under adverse weather conditions, distance measuring equipment (DME) must be optimally positioned to reduce landing errors. Interval type-2 fuzzy logic is employed as an effective method for determining the optimal placement of DME. This approach evaluates factors such as weather conditions, flight paths, and other relevant variables fuzzily to determine the optimal DME positioning. When there are unequal distances from the normal landing strip for each sensor, identifying the optimal location for secondary sensor placement is crucial. This system operates dynamically, identifying the presumed central landing line based on the initial placement of each sensor, and ultimately determining the optimal position for the secondary sensor. In our experiments, the ideal distances from the aircraft to the sensors were 131.5 meters and 132 meters, respectively, allowing the system to accurately determine the appropriate landing spot. In non-ideal conditions, with distances of 134 meters and 129.4 meters, the system indicated that closer proximity to the second sensor led to an unsuitable central landing line. The results demonstrate that using interval type-2 fuzzy logic can accurately identify and optimize sensor placement, thereby reducing the likelihood of landing errors in adverse weather conditions.

Keywords

Interval fuzzy control system, Centerline estimation, Landing approximation



شکل ۱. شمایی از طرح پیشنهادی

اگر r_1 فاصله سنجش گر ۱ از خط مرکز باند و r_2 فاصله سنجش گر ۲ از خط مرکز باند باشد و وسیله پرنده دارای گیرنده دو دستگاه سنجش گر به صورت مجزا باشد با تنظیم کردن فرکانس مربوط به هر سنجش گر در هر لحظه می‌تواند فاصله خود را نسبت به هر کدام از دستگاه‌های سنجش گر ۱ و سنجش گر ۲ رصد نماید اگر فاصله هواپیما تا سنجش گر ۱ را d_1 و فاصله هواپیما تا سنجش گر ۲ را d_2 در نظر بگیریم و R امتداد خط مرکزی باند باشد مادامی که $r_1 = r_2$ باشد و $d_1 = d_2$ در گیرنده‌های سنجش گر کابین پرواز رصد شود پرواز در امتداد خط R که منطبق با خط وسط باند است قرار دارد، اگر $r_1 = r_2$ باشد و $d_1 > d_2$ در گیرنده‌های سنجش گر کابین پرواز رصد شود نشان می‌دهد موقعیت پرواز در سمت چپ خط امتداد وسط باند است و خلبان پرواز بایستی هواپیما را جهت فرار گرفتن در امتداد خط وسط باند بایستی به سمت راست متمایل نماید و اگر $d_1 < d_2$ در گیرنده‌های سنجش گر کابین پرواز رصد شود نشان می‌دهد موقعیت پرواز در سمت راست خط امتداد وسط باند است و خلبان پرواز بایستی هواپیما را جهت فرار گرفتن در امتداد خط وسط باند باید به سمت چپ هدایت نماید. این عمل دقیقاً مطابق با خروجی دستگاه محلی ساز در سیستم فرود ابزاری^۱ است. با برقراری شرایطی که در فوق اشاره شد می‌توان بازه‌های از عرض باند را به دست آورد که در هنگام فرود نه دقیقاً خط مرکز باند بلکه بازه‌ای بر حسب متغیرهای قابل اندازه و قابل قبول نزدیک به خط مرکز باند (منطبق با مدل ریاضی فازی بازه‌ای) برای اولین تماس فرود یا نقطه تماس^۲ به صورت ایمن تعریف و به دست آورد

۱- مقدمه

ایمنی در پروازهای هوایی و جلوگیری از مخاطرات همواره از مسائل اساسی در صنعت هوانوردی بوده است. محققین این حوزه تلاش می‌کنند تا با ارتقاء تجهیزات ناوبری و کاهش خطاها، دقت و صحت پروازها را بهبود بخشند. مرحله فرود، که با کاهش سرعت و ارتفاع هواپیما آغاز می‌شود، یکی از مهم‌ترین مراحل پرواز است که نیازمند دقت بالایی است. روش‌های رایج سرکوب تداخل پالس در حوزه زمانی، با تعیین آستانه‌ای و صفر کردن نمونه‌های سیگنال دریافتی، تداخلات را کاهش می‌دهند، اما این روش ممکن است سیگنال‌های مفید را نیز از دست بدهد. روش‌های فیلتر دامنه فرکانس نیز مؤثر هستند، اما نیاز به فیلترهای متنوعی دارند که در شرایط متغیر پرواز امکان‌پذیر نیست. [۱]

شناسایی خط فرود مرکزی نیز از مسائل مهمی است که اخیراً توجه بسیاری را جلب کرده است. روش‌های مختلفی برای این کار ارائه شده که هر کدام مزایا و معایب خود را دارند. [۲] در این مقاله، با استفاده از کنترلر فازی بازه‌ای و سنجش‌گرهای فاصله، روشی نوین برای شناسایی خط فرود مرکزی پیشنهاد شده است. این روش با استفاده از کنترلر فازی بازه‌ای و جایگزینی سنجش‌گرهای خطی با سنجش‌گرهای فاصله، دقت و کارایی بالایی در شناسایی خط فرود مرکزی دارد که نتایج آن در مقاله بررسی شده است.

۲- هندسه مبنا و فرضیات

در راه کار پیشنهادی در این مقاله می‌توان این گونه عنوان کرد که با استفاده از منطق ریاضی فازی بازه‌ای که حاصل عملکرد یک پردازش سیستمی را در ناحیه یا بازه‌ای از مکان به شکل مقیاسی دقیق و هندسی و قابل قبول برحسب اعداد و به شکل متریک در اختیار می‌گذارد با فرض قرار دادن دو دستگاه سنجش گر در دو طرف باند پرواز با فاصله‌ای مشخص و قابل اندازه‌گیری مثلث فرضی متساوی‌الساقینی را تصور کرد که در دو راس آن دو دستگاه سنجش گر قرار می‌گیرند و در راس دیگر آن وسیله پرنده قرار دارد؛ مطابق با شکل (۱).

۱ ILS

۲ Touch

۳- معادلات و مدل سیگنال

نوآوری مورد نظر در این مقاله بدین صورت است که برای نخستین بار با استفاده از موقعیت مکانی دو سنجش‌گر در دو طرف باند فرود هواپیما به شناسایی مناسب‌ترین لاین فرود و تقرب حداکثری هواپیما نسبت به این لاین شناسایی شده پرداخته خواهد شد. در ادامه به تشریح مدل سیگنال‌های مورد نظر، سیستم کنترلی و معادلات حاکم پرداخته خواهد شد.

۳-۱ مدل سیگنال پالس سنجش‌گر

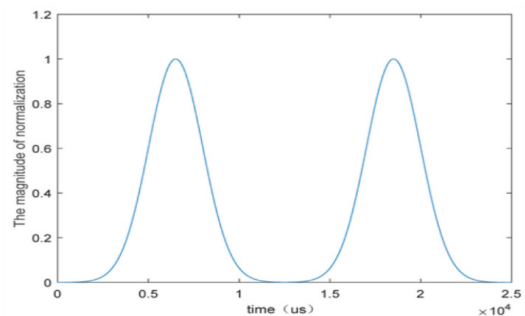
فرمت کدگذاری سیگنال بازجویی و سیگنال پاسخ سنجش‌گر جفت پالس گاوسی است. مدل ریاضی سیگنال جفت پالس سنجش‌گر باند پایه به شرح زیر است:

$$s(t) = e^{\frac{a}{2}t^2} + e^{\frac{a}{2}(t-\Delta t)^2} \quad (1)$$

در میان آنها، عرض پالس نیم دامنه هر دو پالس گاوس ۳٫۵ میکرو ثانیه است و مدل سیگنال سنجش‌گر مدوله شده را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$s_m(t) = \left(e^{\frac{a}{2}t^2} + e^{\frac{a}{2}(t-\Delta t)^2} \right) e^{j(2\pi f_{DME}t + \theta_{DME})} \quad (2)$$

شکل ۳ جفت پالس استاندارد سنجش‌گر/TACAN تولید شده بر اساس مدل ریاضی را نشان می‌دهد. سیگنال ارسالی سنجش‌گر/TACAN از چنین جفت پالسی به طور پیوسته تشکیل شده است و زمان رسیدن جفت پالس تصادفی است.



شکل ۲. شکل موج سنجش‌گر باند پایه

۳-۲ شاخص کیفیت سیگنال سنجش‌گر

شاخص‌های اصلی عملکرد فرستنده سنجش‌گر به شرح زیر است:

(۱) توان خروجی: توان خروجی ترمینال سنجش‌گر بیش از ۱۰۰ وات و توان خروجی سنجش‌گر بیش از ۱ کیلو وات است.

(۲) فرم سیگنال: دارای پاکت گاوسی است. از آنجایی که شکل پاکت بر روی طیف سیگنال تأثیر می‌گذارد، اندازه تداخل کانال مجاور تحت تأثیر قرار می‌گیرد.

(۳) نرخ انتقال: محدوده فرکانس تکرار پالس پاسخ فرونتال پایه فرستنده سنجش‌گر ۲۷۰۰ - ۷۰۰ جفت بر ثانیه است، شاخص عملکرد اصلی گیرنده سنجش‌گر حساسیت است که به توانایی گیرنده در پذیرش سیگنال‌های ضعیف و حداقل آن اشاره دارد. قدرت سیگنال قابل تشخیص داده‌های اندازه‌گیری آن است. نیاز سازمان بین‌المللی هواپیمایی غیرنظامی^۱ برای حساسیت گیرنده ترانسپوندر سنجش‌گر، نیاز به جفت پالس پرس‌وجو با فواصل صحیح و فرکانس‌های اسمی است. هنگامی که حداکثر چگالی توان آن در آنتن ترانسپوندر ۱۰۳ دسی بل وات بر متر مربع است، ترانسپوندر با حداقل ۷۰ درصد راندمان پاسخ می‌دهد. در شرایط بالاترین حساسیت و محیط مناسب ایستگاه، اگر پیک توان پالس ساطع شده توسط ایستگاه سنجش‌گر ۱ کیلو وات باشد، فاصله عملیاتی آن می‌تواند به ۲۰۰ نانومتر (۳۷۰ کیلومتر) برسد

۳-۳ سیستم محلی ساز

معمولاً یک پرواز جهت هدایت به سمت فرودگاه مقصد و نشستن در آن فرودگاه نیاز به دستگاه‌های ناوبری دارد، که بتوانند هواپیما را در شرایط بد آب و هوایی تا ارتفاع و فاصله نزدیکی از سطح باند فرودگاه راهنمایی و هدایت نمایند. امروزه یکی از مهم‌ترین و متداول‌ترین دستگاه‌هایی ناوبری، جهت نشستن هواپیما در فرودگاه‌های پرتراфик و فرودگاه‌های با شرایط جوی نامناسب، "سیستم نشستن بوسیله دستگاه"^۲ می‌باشد. به عبارت دیگر سیستم فرود ابزاری، دستگاه تقرب زمینی است که راهنمایی‌های دقیقی را در طول تقرب و نزدیک شدن به باند فرودگاه هنگام فرود برای هواپیما با استفاده از ترکیب سیگنال‌های

۲ ICAO

۳ ILS

۳-۵- سیستم کنترل فازی

۳-۵-۱ پایدار ساز زیر سیستم سریع، u_f

روش کنترل انعطاف پذیر با شرایط غیر ایده آل باید بتواند حرکت غیرقابل پیش بینی در فرود را کنترل کند و نوسانات حالت انعطاف پذیر را هم میرا کند تا بتوان به نتایج حاصل از سیستم کنترل فازی بازه ای به درستی استناد کرد. در اینجا از زیر سیستم سریع کنترلی برای میرا کردن نوسانات استفاده شده است.

با استفاده از این روش می توان به دقت بیشتری در تعیین خط فرود مرکزی فرود دست یافت. با استفاده از سنجش گرهای فاصله، اندازه گیری فاصله بین هواپیما و زمین انجام می شود و این اطلاعات به کنترلر فازی بازه ای داده می شود. کنترلر با استفاده از قوانین فازی و با توجه به بازه های محاسبه شده، خط فرود مرکزی مناسب فرود را محاسبه می کند. این روش می تواند به دقت بیشتری در تعیین خط فرود مرکزی فرود کمک کند و خطاهای ناشی از عدم دقت در محاسبات را کاهش دهد.

۳-۵-۲ کنترلر فازی زیرسیستم کند \bar{u}

یک کنترلر فازی بازه ای برای زیر سیستم کند طراحی شده است که از خطای تعقیب، مشتق خطا، برای خطی سازی فیدبک ورودی نسبت به خروجی و کنترل آن توسط سیستم مشتق گیر استفاده می کند. بنابراین خطای شناسایی شده در فیدبک سیستم کنترلی برای تعیین دقیق پارامترهای فرود بهینه در زیرسیستم کند انتخاب می شود.

۳-۵-۳ توابع عضویت و پایه قوانین فازی

مشکل اصلی در طراحی هر سیستم کنترل فازی، شکل توابع عضویت و انتخاب قوانین فازی است. منطق تصمیم گیری کنترلی، مبتنی بر مقایسه ی سیگنال ورودی با سیگنال فیدبک است که از طریق مقایسه ی این دو سیگنال با خروجی کنترلر بدست می آید. منطق تصمیم گیری از مجموعه های فازی ورودی استفاده می کند و علاوه بر این پایه اطلاعاتی شامل اطلاعات دامنه کاربرد و هدف کنترل می باشد که این موارد شامل دیتاها و کنترل بر پایه قوانین فازی می باشد.

رادیویی، ارائه می نماید، که در هنگام کاهش دید افقی به دلایل شرایط غیر ایده آل جوی از قبیل مه، باران، کولاک برف و هنگام پایین بودن ارتفاع سقف ابر برای فرود امن هواپیما کمک قابل توجه ای ارائه می کند.

دستورالعمل تقرب با دستگاه سیستم فرود ابزاری برای هر تقرب به طور جداگانه و خاص طراحی می شود و نقشه ها و چارت هایی را شامل می شود که اطلاعات مورد نیاز خلبان (مانند فرکانس های سیستم فرود ابزاری و حداقل دید افقی مورد نیاز برای انجام طرح تقرب) را در طول تقرب بر طبق قوانین پرواز با دستگاه^۱ (پرواز کور) را ارائه می دهد.

۳-۴- مشخصات دستگاه سیستم فرود ابزاری

دستگاه سیستم فرود ابزاری دارای دو سیستم مستقل فرعی می باشد که یکی برای راهنمایی های عرضی هواپیما و دیگری برای راهنمایی های عمودی در هنگام تقرب هواپیما به باند فرودگاه ارائه می دهد. برای مشخص کردن موقعیت عرضی باند به کار می رود و این فرستنده بر روی فرکانس بسیار بالا^۲ کار می کند و معمولاً در فاصله ۱۰۰۰ پا (۳۳۰ متر) در انتهای باند مورد استفاده نصب می گردد و از فاصله ۱۸ مایلی (حدود ۳۳ کیلومتری) هواپیمای در حال نشستن را برای عرض باند راهنمایی می کند و دستگاه گیرنده موجود در کابین خلبان به خلبان یا خلبان اتوماتیک اعلام می کند که نسبت به خط مرکزی باند چه مقدار در چپ یا راست قرار دارد؛ البته این راهنمایی با شیب خاصی صورت می گیرد که باید آن شیب نیز در نظر گرفته شود تا کم کردن ارتفاع هواپیما کاملاً دقیق و به سوی نقطه مشخصی در ابتدای باند باشد. در بعضی از سیستم های محلی ساز^۳ قدیمی برای باند مخالف (اگر هواپیما از سمت دیگر باند در حال نشستن باشد) نیز سیگنال هایی ارسال می کردند تا خلبان توجه داشته باشد که از این باند برای طرح تقرب دقیق نمی توان استفاده نمود. اما لوکالایزرهای جدید این سیگنال را دیگر نمی فرستند.

۱ IFR

۲ VHF

۳ Localizer

در هر بازه انتظار ۲۴۰۰ میکروثانیه، گیرنده حدود ۷ پالس را دریافت می‌کند. بنابراین و به عنوان مثال، گیرنده هواپیما در هر بازه دریافت پالس‌های همانندی را دریافت می‌کند. پالس‌ها در فواصل تصادفی از پالس سوال قرار دارند، زیرا پاسخ‌های هواپیما هستند که به صورت تصادفی سوال می‌کنند. تنها یک پاسخ که در جواب هواپیمای ما تولید شده در تمام بازه‌ها در فاصله‌ای ثابت، برابر با فاصله تا ایستگاه قرار می‌گیرد. باید توجه داشت که سریع‌ترین هواپیماها نیز، در مدت زمان بین ارسال دو پالس پرسش متوالی تغییر مکان محسوسی ندارند و بنابراین فاصله بین زمان ارسال پرسش و زمان دریافت پاسخ در دو پرسش متوالی الزاما برابر خواهد بود.

فرستنده زمینی تقریبا به ۱۰۰ میکروثانیه زمان برای ریکواری و پاسخ دادن به سوال بعدی نیاز دارد. به همین دلیل به علت نبود زمان ریکواری، پاسخی در جواب تولید نشده است. دلایل تصادفی دیگری نیز برای فقدان یک پاسخ وجود دارند.

توصیف سیستم کنترلی و معادلات حاکم بر آن

کنترل‌کننده تناسبی، انتگرالی و مشتق‌گیر^۱ در ساختار کنترل فرود هواپیمای معمولی استفاده می‌شود. ورودی‌های آن شامل دستورات ارتفاع و نرخ ارتفاع هواپیما می‌باشد. در این سیستم می‌توان فرمان را از طریق کنترلر فرود هواپیما بدست آورد. به منظور توانمندسازی هواپیما برای فرود پایدارتر زمانی که هواپیما به مسیر مورد نظر می‌رسد، یک زاویه شیب ثابت به کنترلر اضافه می‌شود. در صورت بروز اختلال شدید، کنترل‌کننده تناسبی، انتگرالی و مشتق‌گیر ممکن است نتواند هواپیما را به فرود ایمن هدایت کند. با مد لغزشی و پیشبین، سیستم کنترل پیشنهادی می‌تواند بر این معایب غلبه کند. طرح کنترل از یک کنترلر مد لغزشی برای تثبیت سیستم و آموزش پیشبین برای ارائه کنترل دقیق استفاده می‌کند. پارامترهای کنترلر مد لغزشی بر اساس محاسبات تکاملی تنظیم می‌شوند. مد لغزشی راه‌حل‌های قابل اتکا ارائه می‌دهد. کنترلر پیشبین می‌تواند سیگنال‌های کنترل نادقیق مد لغزشی را جبران کند. سیگنال کنترلی، فیدبک مجموع

یک کنترلر فازی براساس خطای ردیابی و مشتق خطا طراحی می‌شود تا بتواند خطای سازی فیدبک ورودی-خروجی و کنترل بر اساس سیستم مشتق‌گیر را پیاده‌سازی کند. محققان بسیاری استفاده از توابع عضویت مثلثی شکل یکنواخت را توصیه کرده‌اند و به استفاده از قوانین شناسایی ویژگی‌های مشترک و یافتن تفاوت‌ها را هر برای بهبود، تنظیم و سازگار کردن آن‌ها با تغییرات سیستم (در این مقاله منظور شرایط غیر ایده‌آل می‌باشد)، دینامیک‌های مدل نشده یا اعوجاجات خارجی توصیه کرده‌اند. یک سیستم کنترل فازی را وقتی سیستم کنترل فازی تطبیقی می‌گوییم که یک مجموعه از قوانین فازی برای بهبود یا تغییر ساختار کنترلر فازی موجود (شامل توابع عضویت یا قوانین فازی)، وجود داشته باشد.

سنجش‌گر تمامی هواپیماها، بر روی یک فرکانس پالس‌های پاسخ را ارسال می‌کنند و بر روی یک فرکانس پالس‌های پاسخ را دریافت می‌نمایند. بنابراین، هر هواپیما پالس‌های پاسخ مربوط به تمامی هواپیماهای دیگر را به همراه پالس‌های اسکوتر^۱ دریافت می‌کند و لازم است بتواند پاسخ مربوط به خود را تشخیص داده و با توجه به فاصله زمانی پرسش و پاسخ، فاصله مکانی خود تا ایستگاه را کشف کند. هر پرسشگر سنجش‌گر(فرستنده یا گیرنده هواپرسشگر)، پالس‌های پرسش را با یک نرخ متغیر تصادفی ارسال می‌کند. البته میانگین فرکانس تکرار پالس ثابت خواهد ماند. در این شرایط، مدار فاصله، پالس هواپیما را از طریق یک جستجوی یکنواخت پیدا می‌کند.

پس از ارسال پالس پرسش، هواپیما منتظر دریافت پاسخ می‌ماند و پس از سپری شده یک مدت زمان معقول برای دریافت پاسخ، پالس پرسش بعدی ارسال می‌شود. بنابراین این مدت انتظار، تعیین‌کننده حداکثر فاصله دریافتی توسط گیرنده سنجش‌گر خواهد بود. مثلا اگر بخواهیم گیرنده هواپیما تا فاصله ۲۰۰ مایلی را کشف کند، لازم است پس از ارسال پالس پرسش، ۲۴۰۰ میکروثانیه مدت زمان انتظار در نظر بگیریم. از آنجا که ایستگاه زمینی، بطور متوسط ۳۰۰۰ پالس در ثانیه ارسال می‌کند،

^۱ Squitter

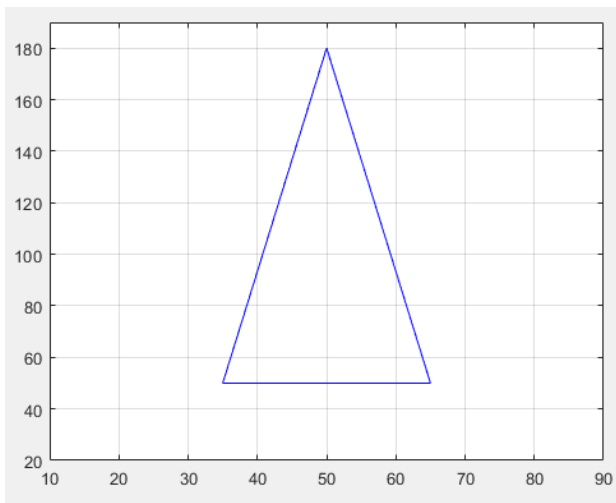
^۲ PID

$$-\Delta\omega + \frac{\pi}{180}U_0\Delta\theta \quad (7)$$

بر اساس معادلات فوق حرکت مفروض اولیه هواپیما در نظر گرفته شده و در الگوریتم مورد نظر شرایط حرکتی تعریف می‌گردد. بر همین اساس است که الگوریتم در انتها به شناسایی خط فرود مرکزی‌های ایده آل و غیرایده آل می‌پردازد.

۴- نتایج و بحث

در این بخش به ارائه‌ی نتایج حاصل از سیستم کنترلی فازی بازه‌ای به منظور شناسایی مناسب‌ترین مکان فرود و شناسایی خط فرود مرکزی مناسب جهت فرود هواپیما پرداخته می‌شود. در راستای شناسایی مناسب‌ترین مکان و خط فرود مرکزی فرود، سه حالت در نظر گرفته می‌شود. سیستم کلی به گونه‌ای می‌باشد که با تنظیم فرکانس هریک از سنجش‌گرهای موجود در هواپیما با یکی از سنجش‌گرهای کنار لاین فرود، به شناسایی خط فرود مرکزی می‌پردازیم. این سیستم به گونه‌ای عمل می‌کند که با شناسایی فاصله‌ی هواپیما از هریک از سنجش‌گرهای کنار لاین فرود به تشخیص خط فرود مرکزی اصلی می‌پردازد. اصول اساسی به گونه‌ای است که هواپیما به عنوان راس یک مثلث قائم‌الزاویه در نظر گرفته می‌شود. (مطابق شکل ۳)



شکل ۳. تشکیل مثلث متساوی‌الساقین

در شکل ۳ مثلث مفروض به عنوان باند اصلی پرواز در قاعده‌ی مثلث و مکان هواپیما به عنوان رأس مثلث می‌باشد. حالت ایده‌آل برای فرود نیمساز تشکیل شده از راس مثلث می‌باشد. چنانچه

خروجی کنترلر مد لغزشی و خروجی سیستم هوشمند می‌باشد. سیستم هوشمند مورد استفاده در این مطالعه از نوع فازی بازه‌ای و مد پیشبین است. ورودی‌های کنترلر پیشبین و مد لغزشی عبارتند از: ارتفاع، فرمان ارتفاع، نرخ ارتفاع و فرمان میزان ارتفاع. در هر بازه زمانی، کنترلر پیشبین شامل فرآیند فراخوانی و فرآیند یادگیری است که در فرآیند فراخوانی، از خروجی سیستم مورد نظر در بازه زمانی بعدی و خروجی واقعی سیستم به عنوان آدرس برای تولید سیگنال کنترل Y استفاده می‌کند. در فرآیند یادگیری، سیگنال کنترلی خلبان خودکار، U، به عنوان یک مینا تلقی می‌شود. خروجی مورد نظر برای تغییر سیگنال شناسایی شده‌ی پیشبین ذخیره شده در مکانی استفاده می‌شود که با خروجی سیستم واقعی و خروجی سیستم در بازه زمانی بعدی آدرس دهی شده یکسان باشد. خروجی سیگنال کنترل شده‌ی پیشبین به منظور جبران فرمان pitch استفاده می‌شود. هنگامی که با اختلال باد مواجه می‌شویم، سیستم معمولی نمی‌تواند هواپیما را به فرود ایمن هدایت کند. در این مطالعه ما از طرح کنترل هوشمند پیشنهادی برای غلبه بر چنین تغییرات محیطی استفاده می‌کنیم. معادلات حرکت هواپیما به شرح زیر است:

$$\Delta\dot{x} = Xu(\Delta u - u_g) + X_\omega(\Delta\omega - \omega_g) + X_q\Delta q - g\left(\frac{\pi}{180}\right)\cos(\gamma_\theta)\Delta\theta + X_E\delta_E + X_T\delta_T \quad (3)$$

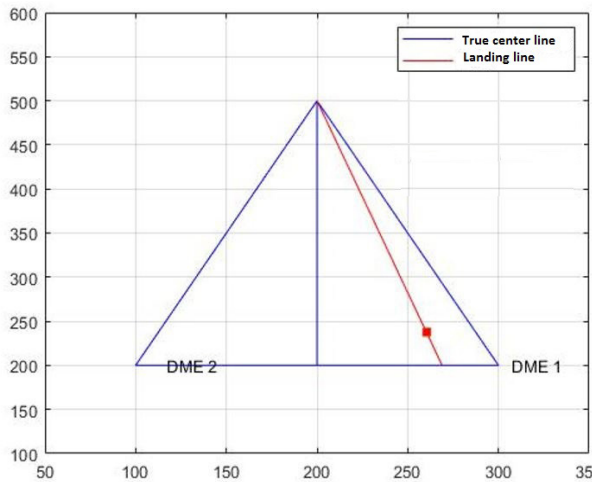
$$\Delta\dot{y} = Zu(\Delta u - u_g) + Z_\omega(\Delta\omega - \omega_g) + \left(Z_q - \frac{\pi}{180}U_0\right)\Delta q - g\left(\frac{\pi}{180}\right)\sin(\gamma_\theta)\Delta\theta + Z_E\delta_E + Z_T\delta_T \quad (4)$$

$$\Delta\dot{\phi} = M_u(\Delta u + u_g) + M_\omega(\Delta\omega - \omega_g) + M_q\Delta q + M_E\delta_E + M_T\delta_T \quad (5)$$

$$\dot{\delta} = \Delta q \quad (6)$$

به عنوان یکی از خط فرود مرکزی‌های نامناسب در نظر گرفته می‌شود.

همین مورد در شکل ۶ برای تقرب هواپیما به سنجش گر ۱ در نظر گرفته شده است.



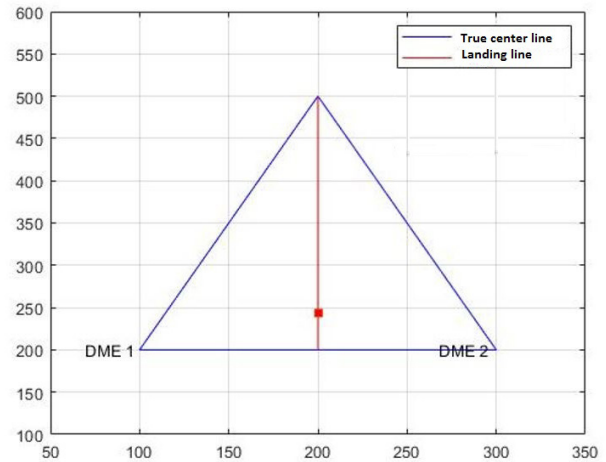
شکل ۶. تقرب نزدیک هواپیما به سنجش گر ۱ و خط فرود مرکزی تشکیل شده در تقرب نزدیک به سنجش گر ۲

در این حالت غیرایده‌آل، سنجش گر ۱ درون مثلث در نظر گرفته شده و سنجش گر ۲ خارج از مثلث، همان‌طور که مشاهده می‌شود، در این حالت نامناسب‌ترین خط فرود مرکزی حاصل شده است.

۵- نتیجه‌گیری

برای دستیابی به یک سطح عملکرد بالا در طول عملیات زمینی، دینامیک جانبی یک هواپیما باید با استفاده از تمام محرک‌های موجود (سکان، سیستم فرمان دماغه چرخ، موتورها و ترمزها) و تحت محدودیت‌های مختلف کنترل شود، که باعث ایجاد یک مشکل تخصیص چالش برانگیز می‌شود. برای پرداختن به این موضوع، ابتدا یک مدل هواپیمای زمینی ساده و در عین حال دقیق طراحی شد. تأثیرات آیرودینامیک، رانش و برهمکنش‌های تأثیر-زمین، هم به صورت جانبی و هم طولی، و برای چندین حالت باند را در نظر می‌گیرد. این مورد با در نظر گرفتن شاخصه‌ی سنجش گر و محاسبه‌ی فاصله هواپیما از دو سنجش گر موجود در باند فرودگاه با استفاده از سیستم کنترلی مبتنی بر منطق فازی بازه‌ای و شبیه‌سازی با استفاده از نرم افزار متلب در نظر گرفته شد.

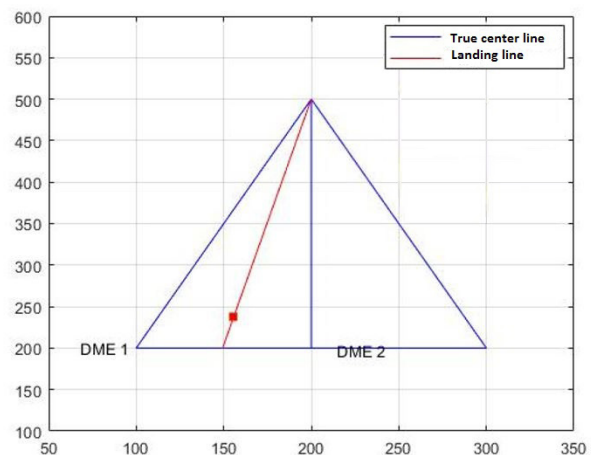
فاصله ی هواپیما از هریک از سنجش‌گرها یکسان باشد، هواپیما در راستای مناسب جهت فرود قرار دارد. (شکل ۴).



شکل ۴. مکان مناسب فرود هواپیما در نیمساز مثلث متساوی‌الساقین

در این حالت فاصله‌ی هریک از سنجش‌گرها برابر با ۱۳۱٫۵ متر (در مد شبیه‌سازی) برای سنجش گر ۱ و ۱۳۲ برای سنجش گر ۲ می‌باشد. با در نظر داشتن روش کنترل فازی بازه‌ای این تفاوت ناچیز در نرم‌افزار قابل پذیرش بوده و مکان مناسب فرود به درستی تشخیص داده می‌شود.

در شکل ۵ به ارائه‌ی نتیجه با در نظر گرفتن فاصله‌ی ۱۳۴ متر و ۴/۱۲۹ متر به ترتیب برای سنجش گر ۱ و سنجش گر ۲ پرداخته می‌شود.



شکل ۵. شناسایی مکان فرود با تقرب نزدیک تر نسبت به سنجش گر ۲ همان‌طور که مشاهده می‌شود، با نزدیک بودن فاصله هواپیما نسبت به سنجش گر ۲، سنتر لاین در نظر گرفته شده جهت فرود تقرب بیشتری نسبت به سنجش گر ۱ را دارا می‌باشد که این مورد

وجود توانایی بالا در یادگیری و تطبیق با شرایط مختلف، نیازمند داده‌های آموزشی زیاد و زمان پردازش طولانی هستند. در مقایسه، منطق فازی بازه‌ای با استفاده از قواعد و منطق زبانی ساده‌تر، قادر است با سرعت و کارایی بیشتری عمل کند. نتایج نشان می‌دهد که منطق فازی بازه‌ای نه تنها از دقت بالاتری در تعیین موقعیت بهینه برخوردار است، بلکه به دلیل نیاز کمتر به داده‌های آموزشی و توانایی در مدیریت عدم قطعیت‌ها، یک گزینه مناسب‌تر برای استفاده در شرایط جوی غیرایده‌آل است.

روش ارائه شده با استفاده از کنترلر فازی بازه‌ای و سنجش‌گرهای فاصله در صنعت هوانوردی کاربردهای عملی گسترده‌ای دارد. یکی از مهم‌ترین کاربردهای این روش در افزایش ایمنی پروازها به‌ویژه در شرایط جوی نامساعد است. با استفاده از این روش، می‌توان به دقت بالاتری در شناسایی خط فرود مرکزی دست یافت، که این امر می‌تواند از بروز خطاهای فرود و سوانح هوایی جلوگیری کند. علاوه بر این، این روش به بهینه‌سازی موقعیت دستگاه‌های سنجش فاصله کمک می‌کند. با قرارگیری بهینه این دستگاه‌ها، هواپیماها می‌توانند با دقت بیشتری مسیر فرود خود را تنظیم کنند. این موضوع به ویژه در فرودگاه‌های پرتراфик و با شرایط جوی متغیر، از اهمیت بالایی برخوردار است. با کاهش خطاهای فرود و افزایش دقت ناوبری، زمان و هزینه‌های مرتبط با تعمیر و نگهداری هواپیماها نیز کاهش می‌یابد.

همچنین، این روش می‌تواند در طراحی و توسعه سیستم‌های ناوبری و کمک ناوبری هوایی جدید مورد استفاده قرار گیرد. شرکت‌های سازنده تجهیزات هوانوردی می‌توانند با بهره‌گیری از این فناوری، محصولات خود را بهبود بخشیده و به بازار عرضه کنند. در نهایت، با ارتقاء سطح ایمنی و کارایی پروازها، اعتماد مسافران به سفرهای هوایی افزایش یافته و صنعت هوانوردی به رشد و توسعه بیشتری دست خواهد یافت.

با وجود اینکه استفاده از منطق فازی و الگوریتم گرگ خاکستری برای یافتن موقعیت بهینه دستگاه‌های DME یک ایده جدید محسوب می‌شود، تحقیقات قبلی نیز در این زمینه انجام شده است. بر اساس نتایج به دست آمده می‌توان بیان کرد

به منظور شبیه‌سازی و استخراج سنتر لاین در این مقاله از منطق فازی بازه‌ای استفاده شد. همانطور که در شکل ۳ نشان داده شده است هواپیما به عنوان راس مثلث متساوی‌الساقین بایستی فاصله یکسانی را با هر یک از سنجش‌گرها داشته باشد. در نمودار ارائه شده نیمساز مثلث متساوی‌الساقین که به شکل قرمز (شکل ۴) نشان داده شده است نشان‌دهنده سنتر لاین بهینه می‌باشد. نمودار قرمز رنگ (شکل ۵ و ۶) جهت حرکت و فرود هواپیما را نشان می‌دهد که در ابتدا فاصله هواپیما سنجش‌گر ۲ کمتر می‌باشد و این نشان‌دهنده فرود نامناسب و غیر قابل پذیرش است، به شکلی که فرود بایستی دقیقاً مطابق با نیمساز مثلث متساوی‌الساقین انجام شود با شناسایی زاویه تشکیل شده است حرکت هواپیما که برخط متصل کننده هر دو سنجش‌گر عمود می‌شود نسبت به نیمساز مثلث و قرار دادن آن در منطقه فازی به عنوان بازه کنترل نشده این بازه در فیدبک سیستم کنترلی تعریف شده و خروجی نهایی مطابق آنچه که در شکل ۶ نمایش داده شده استخراج می‌گردد.

نتایج به دست آمده از استفاده از منطق فازی بازه‌ای برای یافتن موقعیت بهینه دستگاه‌های سنجش فاصله نشان می‌دهد که این روش در مقایسه با روش‌های سنتی و موجود کارایی بالاتری دارد. در روش‌های سنتی، معمولاً از الگوریتم‌های مبتنی بر قواعد ثابت و محاسبات ریاضی مستقیم استفاده می‌شود که توانایی کمتری در پردازش شرایط جوی پیچیده و تغییرات غیرمنتظره دارند. به عنوان مثال، در روش‌های مبتنی بر بهینه‌سازی خطی یا غیرخطی، سیستم به‌سختی می‌تواند به تغییرات سریع در شرایط محیطی واکنش نشان دهد، که این موضوع می‌تواند منجر به افزایش احتمال خطا در فرود هواپیما شود. در مقابل، منطق فازی بازه‌ای با توجه به توانایی در مدیریت عدم قطعیت‌ها و انعطاف‌پذیری بیشتر، می‌تواند به طور دقیق‌تر و با دقت بالاتری موقعیت بهینه دستگاه‌های DME را تعیین کند.

علاوه بر این، روش‌های دیگری مانند شبکه‌های عصبی مصنوعی و الگوریتم‌های ژنتیک نیز برای یافتن موقعیت بهینه دستگاه‌های DME مورد استفاده قرار گرفته‌اند. این روش‌ها با

J., Błażejczak, D., Gnapowski, E., ... & Gierczak, K. (2022). Measurement of aircraft ground roll distance during takeoff and landing on a grass runway. *Measurement*, 195, 111130. <https://doi.org/10.1016/j.measurement.2022.111130>

[4] Lo, S., Chen, Y. H., Enge, P., Pelgrum, W., Li, K., Weida, G., & Soelter, A. (2020). Flight test of a pseudo-ranging signal compatible with existing distance measuring equipment) DME (ground stations). *Navigation*, 67(3), 567-582. <https://doi.org/10.1002/navi376>.

[5] Zhuang, H., Zhang, X., Sun, Q., & Chen, Z. (2023). Fuzzy Adaptive Sliding Mode Attitude Control of Quaternion Model for Aircraft Based on Back-stepping Method. 2023 IEEE 12th Data Driven Control and Learning Systems Conference (DDCLS), 243-248. <https://doi.org/10.1109/DDCLS58216.2023.10166739>

[6] Singh, D.J., & Verma, N.K. (2022). Design of Fuzzy Control System for Generic Aircraft/UAVs. 2022 Second International Conference on Power, Control and Computing Technologies (ICPC2T), 1-6. <https://doi.org/10.1109/ICPC2T53885.2022.9776784>

[7] Tang, L., Yang, M., & Sun, J. (2021). Adaptive fuzzy constraint control for switched nonlinear systems in nonstrict feedback form. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 35, 1594 - 1611. <https://doi.org/10.1002/acs.3277>

[8] Teimoori, M., Taghizadeh, H., Pourmahmoud, J., & Azimi, M.H. (2021). A Multi-Objective Grey Wolf Optimization Algorithm for Aircraft Landing Problem. <https://doi.org/10.22105/jarie.2021.261337.1230>

[9] Ayala, M., & González, O.R. (2022). Fuzzy Logic Model-less 3-DOF Flight Controllers. 2022 IEEE Aerospace Conference (AERO), 01-11. <https://doi.org/10.1109/AERO53065.2022.9843779>

[10] G. Feng and J. Ma, "Quadratic stabilization

که روش پیشنهادی بهبود قابل توجهی در دقت و کارایی شناسایی موقعیت بهینه دستگاه‌های DME فراهم می‌کند. این روش به طور خاص در شرایط جوی نامساعد عملکرد بهتری داشته و نسبت به روش‌های پیشین، سرعت و انعطاف‌پذیری بالاتری در پاسخ به تغییرات محیطی نشان می‌دهد. به علاوه، استفاده از الگوریتم گرگ خاکستری بهینه‌سازی فرآیند جستجو و تعیین موقعیت را تسریع می‌بخشد و نتایج دقیق‌تری ارائه می‌دهد. بنابراین، مقاله حاضر با ارائه این نوآوری‌ها و بهبودها، به طور واضح به دانش موجود در این زمینه افزوده و راهکارهای عملی و مؤثرتری برای صنعت هوانوردی معرفی می‌کند.

برای تحقیقات آینده، پیشنهاد می‌شود که مطالعات بیشتری بر روی ترکیب منطق فازی بازه‌ای با سایر الگوریتم‌های بهینه‌سازی نوین انجام شود تا بهبودهای بیشتری در دقت و کارایی سیستم‌های ناوبری هوایی حاصل شود. به علاوه، بررسی تأثیرات شرایط جوی مختلف بر عملکرد این سیستم‌ها و توسعه مدل‌های پیش‌بینی دقیق‌تر می‌تواند به افزایش ایمنی پروازها کمک کند. تحقیقات میدانی و اجرای آزمایش‌های واقعی در فرودگاه‌ها نیز می‌تواند کاربردپذیری و عملکرد عملی این روش‌ها را ارزیابی کند. همچنین، بررسی امکان استفاده از داده‌های بزرگ و یادگیری ماشینی برای بهبود فرآیند شناسایی و بهینه‌سازی موقعیت دستگاه‌های DME می‌تواند موضوع جالبی برای تحقیقات آینده باشد. نهایتاً، همکاری میان دانشگاه‌ها و صنعت هوانوردی برای توسعه و پیاده‌سازی این فناوری‌ها می‌تواند منجر به پیشرفت‌های قابل توجهی در این حوزه شود.

۶- مرجع‌ها

[1] Öztürk, Ş., & Örs, İ. (2020). An overview for effects on aerodynamic performance of using winglets and wingtip devices on aircraft. <https://dergipark.org.tr/en/pub/ijaa/issue/62591/945018>

[2] Ostroumov, I., Marais, K., & Kuzmenko, N. (2022). Aircraft positioning using multiple distance measurements and spline prediction. *Aviation*, 26(1), 1-10. <https://doi.org/10.3846/aviation.2022.16589>

[3] Pytka, J., Budzyński, P., Tomiło, P., Michałowska,

of uncertain discrete-time fuzzy dynamic systems,” IEEE Transactions on Circuits and Systems <https://doi.org/10.1109/81.964424>

[11] Ning, B. A. I., Xiaochao, L. I. U., Juefei, L. I., Zhuangzhuang, W. A. N. G., Pengyuan, Q. I., SHANG, Y., & Zongxia, J. I. A. O. (2023). An aircraft brake control algorithm with torque compensation based on RBF neural network. Chinese Journal of Aeronautics. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2023.06.010>

[12] Miller, J.D., Godfroy-Cooper, M., & Szoboszlai, Z.P. (2021). Degraded Visual Environment Mitigation (DVE-M) Program, Bumper RADAR Obstacle Cueing Flight Trials 2020. Proceedings of the Vertical Flight Society 77th Annual Forum. <https://doi.org/110.4050/F-0077-2021-16747>

[13] Rabah, M., Haghbayan, H., Immonen, E., & Plosila, J. (2022). An AI-in-Loop Fuzzy-Control Technique for UAV’s Stabilization and Landing. IEEE Access, 10, 101109-101123. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2022.3208685>