



یافتن موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله با هدف کاهش ریسک و عدم قطعیت در فاز نشست

هواپیما

مسعود مرادی راد^{*}، دکتر امیر رضا کوثری^۲، دکتر محمدعلی امیری آتشگاه^۳

۱- دانشجوی دکتری تخصصی مهندسی هوافضا گرایش آیرودینامیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

۲- دانشیار گروه مهندسی هوافضا دانشگاه تهران، تهران، ایران.

۳- دانشیار گروه مهندسی هوافضا دانشگاه تهران، تهران، ایران.

چکیده

کلمات کلیدی

فرود بهینه، سیستم های ناوبری، سیستم اندازه گیری فاصله، پویاسازی مکان یابی، کاهش توربولانس.

در شرایط غیرایده آل جوی، دستگاه سنجش فاصله برای کاهش خطا در فرود هواپیما باید در موقعیت بهینه ای باشند. در این راستا، منطق فازی بازه ای به عنوان روشی کارآمد در تعیین موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله استفاده می شود. با این روش، فاکتورهای نظیر شرایط هوا، مسیر پرواز و سایر متغیرهای مرتبط، به صورت فازی ارزیابی و موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله تعیین می شود. زمانی که فاصله های غیر یکسان از باند فرود نرمال برای هر یک از سنجش گرها برقرار باشد، نیاز به شناسایی مناسب ترین مکان جهت قرارگیری سنجش گر ثانویه وجود دارد. به همین منظور سیستم به صورت پویا طراحی شده است، به شکلی که پس از شناسایی سنترلاین مفروض بر اساس نحوه قرارگیری اولیه هر یک از سنجش گرها، در نهایت جایگاه مناسب و محل قرارگیری بهینه برای سنجش گر ثانویه شناسایی می شود. این شرایط تنها در صورت غیر یکسان بودن هر دو سنجش گر حاصل خواهد شد. نتایج نشان می دهد که استفاده از الگوریتم گرگ خاکستری تأثیر قابل توجهی در بهبود شرایط فرود هواپیما دارد. با استفاده از این الگوریتم، کاهش تأثیر توربولانس از ۲۰٪ به ۴۰٪ افزایش یافته است. احتمال خطای فرود نیز از ۱۰٪ به ۵٪ کاهش یافته و دقت اندازه گیری از ۸۵٪ به ۹۵٪ افزایش پیدا کرده است. این نتایج نشان دهنده بهبود قابل توجه در امنیت فرود هواپیما در شرایط غیرایده آل می باشد. با توجه به کاهش تأثیر توربولانس و افزایش دقت اندازه گیری، الگوریتم گرگ خاکستری نقش مهمی در بهبود ایمنی و کارایی فرود هواپیما ایفا می کند.

۱- مقدمه

جفت شده ضعیف. در سیستم های جفت شده قویی یک حافظه عمومی وجود دارد که میان همه پردازنده ها به اشتراک گذاشته می شود ولی در سیستم های جفت شده ضعیف حافظه اشتراکی وجود ندارد و هر پردازنده حافظه مختص به خود را دارد. معمولاً به سیستم های جفت شده قوی سیستم های پردازش موازی و به سیستم های جفت شده ضعیف سیستم های محاسباتی توزیع شده گفته می شود. بنابراین سیستم های توزیع شده مجموعه ای از پردازنده های متصل به هم در یک شبکه ارتباطی هستند که هر پردازنده حافظه محلی و دستگاه های جانبی خود را دارد که به این پردازنده ها و منابع آن ها گره یا سایت یا

در طول چند دهه اخیر پیشرفت ها در تکنولوژی میکروالکترونیک باعث در دسترس قرار گرفتن پردازنده های ارزان و سریع شده است و از طرفی پیشرفت در تکنولوژی ارتباطات باعث به وجود آمدن شبکه های سریع تر و به صرفه تر شده است. از ترکیب پیشرفت در این دو زمینه تکنولوژی ارزانتر و کاراتری به وجود آمده که به جای اینکه از یک پردازنده خیلی سریع استفاده شود از چند پردازنده معمولی که به هم متصل شده اند استفاده می شود. از نظر معماری کامپیوترهایی که از چند پردازنده متصل به هم تشکیل شده اند راسیستم های جفت شده می نامند که بر دو نوعند: سیستم های جفت شده قوی و سیستم های

* نویسنده مسئول: Masoud.moradirad@yahoo.com

لذا در این مقاله با به کارگیری رویکرد کنترلی فازی بازه‌ای به یافتن مکان بهینه‌ی سیستم سنجش‌گر فاصله به منظور بهبود فرود هواپیما و شناسایی لاین فرود بهینه پرداخته می‌شود.

۱-۱- مروری بر مقدمات سیستم‌های کنترلی

مشکل اصلی در طراحی هر سیستم کنترل فازی، شکل توابع عضویت و انتخاب قوانین فازی است. منطق تصمیم‌گیری را هر است که از آن طریق خروجی کنترلر بدست می‌آید. منطق تصمیم‌گیری از مجموعه‌های فازی ورودی استفاده می‌کند و برای تصمیم‌گیری از مقادیر ورودی‌ها استفاده می‌کند. علاوه بر این پایه اطلاعاتی شامل اطلاعات دامنه کاربرد و هدف کنترل می‌باشد که این شامل دیتاها و کنترل بر پایه قوانین فازی می‌باشد [۶].

یک کنترلر فازی براساس خطای ردیابی، e و مشتق خطا و طراحی می‌شود تا بتواند خطی‌سازی فیدبک ورودی-خروجی و کنترل براساس S.P را پیاده‌سازی کند. محققان بسیاری استفاده از توابع عضویت مثلثی شکل یکنواخت را توصیه کرده‌اند و هم به استفاده از قوانین ویژگی مشترک و یافتن را هر برای بهبود، تنظیم و سازگار کردن آنها با تغییرات سیستم، 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 [۶].

به منظور نوآوری در این مقاله، شرایط غیر ایده‌آل جوی و ناپایدار در نظر گرفته می‌شود. بدیهی است با در نظر گرفتن این شرایط، شناسایی تقرب مناسب به سختی امکان پذیر می‌باشد زیرا لاین فرود در این شرایط می‌تواند منطبق بر لاین بهینه‌ی شناسایی شده نباشد. اما وظیفه‌ی اصلی که در این مقاله به دنبال آن می‌باشیم، شناسایی باند فرود بهینه و جایگیری بهینه‌ی دستگاه سنجش‌گر غاصله در راستای بهبود شرایط فرود می‌باشد. همچنین در این مقاله به شناسایی و کاهش تأثیر توربولانس با استفاده از الگوریتم گرگ خاکستری^۲ پرداخته می‌شود. توربولانس در هنگام فرود هواپیما چالشی است که نیازمند راه حل‌های نوآورانه است. این مقاله به جستجو برای موقعیت‌یابی بهینه دستگاه‌های اندازه‌گیری فاصله برای کاهش خطاهای فرود در شرایط غیر ایده‌آل می‌پردازد. ما استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی گرگ خاکستری را برای کاهش تأثیر توربولانس در هنگام

ماشین می‌گویند. سیستم‌های توزیع شده بازه‌ای برای حصول برآیند کارکرد چندین سیستم از لحاظ پردازش که بازه آن یک بازه قابل قبول و قابل بررسی ریاضی برای نیل به یک هدف خاص است طراحی می‌شوند [۱].

در طول مراحل حیاتی برخاستن، صعود اولیه، نزدیک شدن و فرود در جایی که هواپیما نزدیک به زمین است، قدرت سیگنال سامانه‌های ناوبری ماهواره‌ای جهانی^۱ ممکن است برای تضمین عملکرد ایمن، به ویژه در حضور تداخل احتمالی به حد کافی اتکا نباشد. هنگامی که مکان GNSS گم می‌شود، هواپیما معمولاً به سایر کمک‌های ناوبری باز می‌گردد. دقیق‌ترین کمک ناوبری، تجهیزات اندازه‌گیری فاصله (DME) است. با این حال، در حالی که مکان GNSS به صورت مثلثی است، تجهیزات ناوبری در هواپیما تنها می‌تواند دو سیگنال DME را به طور همزمان اندازه‌گیری کند. یک رویکرد جدید برای موقعیت‌یابی با استفاده از چندین DME ارائه شده است. این رویکرد مبتنی بر تحلیل رگرسیون برای پیش‌بینی فواصل DME در زمان اندازه‌گیری است. این رویکرد دقت موقعیت‌یابی را به دلیل در دسترس بودن داده‌های چندگانه DME در سیستم معادلات ناوبری افزایش می‌دهد [۲].

اندازه‌گیری‌های صعود و فرود در تعیین عملکرد خاص هواپیما در سطوح مختلف باند از اهمیت فراوانی برخوردار هستند. گزارش‌های کوتاه خلبان پس از برخاستن یا فرود در یک فرودگاه معین، در شرایطی که از حالت عادی، خارج گردد حاوی اطلاعات ارزشمندی برای سایر خلبانان جهت شناسایی تأثیر توربولانس بر فرود هواپیما می‌باشد [۳]. فرآیند فازی کردن باعث می‌شود تا یک خروجی نامعمول هم بتواند، توسط مجموعه‌ها براساس اهمیت شان، عمودی شود. یک قانون در پایه اطلاعاتی می‌تواند چنان تعریف شود که نیروی کنترل صفر شود بدون اینکه روی سیستم اثر نامناسبی بگذارد. به طور مشابه، با هر مجموعه می‌توان متفاوت از سایر مجموعه‌ها برخورد کرد. کنترلر فازی مزایای زیادی دارد. ۱- میان گروه‌های متفاوت ورودی، براساس اهمیت‌شان، تمایز قائل می‌شود و بر همان اساس با تعداد کمی عملیات با آن‌ها رفتار شود. ۲- به راحتی می‌تواند عملیاتی را که اثری نامطلوب بر سیستم دارد حذف کند. ۳- با استفاده از مجموعه‌های فازی ذوزنقه‌ای می‌توان سیگنال‌های ورودی را فیلتر کرد. ۴- دی فازی کردن و فازی کردن خروجی‌ها، باعث کاهش تأثیر نویز ورودی و بی‌دقتی‌های محاسباتی کامپیوتر می‌شود [۵].

² GWO

¹ GNSS

تبدیل شده است. به طور کلی، بهره‌برداری از روش‌های کارآمد و موثر در تعیین موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله با هدف، از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است و می‌تواند به افزایش ایمنی در حوزه هوانوردی کمک کند.

۲- معادلات حاکم و فرمول بندی

شرایط اولیه مساله را می‌توان به گونه‌ای طراحی کرد که تنها یک حالت معیار به عنوان پاسخ بهینه وجود داشته باشد. مشاهدات مربوط به سیستم را می‌توان برای یک سیستم ناپایدار نیز بسط داد [۶].

مثال، ممکن است نیروهای اعمال شده دارای فرکانس‌ها، زوایای فاز و دامنه‌های متفاوت و یا ترکیبی از این حالات باشند. با توجه به استفاده از بیش از یک مختصات، امکان وجود فاز نسبی میان مختصات مختلف نیز وجود دارد.

برای درک بهتر حالت بهینه، حالت ساده‌ای را که در آن توابع نیرو هم فرکانس و هم فاز می‌باشند، در نظر می‌گیریم. در این حالت ممکن است دامنه برخی نیروها صفر نیز باشد. اگر توابع نیرو دارای فرکانس‌های متفاوت باشند، می‌توان با استفاده از اصل برهم نهی مساله را به چند بخش با فرکانس تحریک‌های مختلف تقسیم کرده و در نهایت تمام پاسخ‌های بدست آمده را باهم جمع کرد [۹-۱۱].

معادله حرکت سیستم ناپایدار با مجموعه توابع نیرویی با فرکانس و زاویه فاز صفر بصورت زیر نوشته می‌شود:

$$[M]\{\ddot{x}\} + [K]\{x\} = \{F\} \sin \omega t \quad (1)$$

بردار $\{F\}$ شامل دامنه‌های توابع نیرو می‌باشد. فرض پاسخ هماهنگ در معادله را می‌توان بکار برد. در اینصورت معادله ۱ به معادله جبری زیر تبدیل خواهد شد:

$$([K] - \omega^2[M])\{X\} = \{F\} \quad (2)$$

در نهایت پاسخ سیستم ناپایدار بصورت زیر خواهد بود:

$$\{x(t)\} = ([K] - \omega^2[M])^{-1}\{F\} \sin \omega t \quad (3)$$

معادله لاگرانژ مبتنی بر اصل دالامبر و معادله ۴ می‌باشد:

$$\delta W = \sum_{k=1}^n (F_k - m_k \ddot{r}_k) \cdot \delta r_k = 0 \quad (4)$$

دو بخش کار مجازی در این رابطه وجود دارد. بخش اول مربوط به کار مجازی انجام شده توسط نیروهای خارجی است که توسط رابطه ۵ بدست می‌آید. بخش دوم، کار مجازی انجام شده توسط نیروهای اینرسی می‌باشد. عبارت مربوط به این کار مجازی، بدون ارائه اثبات، بصورت زیر است:

فرود بررسی خواهیم کرد. کاهش تأثیر توربولانس برای اطمینان از فرود ایمن از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. توربولانس در هوانوردی به حرکات هوایی نامنظم و اغلب غیرقابل پیش‌بینی اطلاق می‌شود که می‌تواند بر پایداری و کنترل هواپیما تأثیر بگذارد. در هنگام فرود، توربولانس می‌تواند متغیرهایی را ایجاد کند که خطر تصادف را افزایش می‌دهد. توربولانس فرآیند پیچیده فرود را پیچیده می‌کند. این می‌تواند منجر به تغییرات در ارتفاع، سرعت و زاویه فرود شود و یک تاج داوون صاف را چالش برانگیز کند. کاهش توربولانس برای اطمینان از فرود ایمن بسیار مهم است.

در شرایط آشفته، حاشیه خطا به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد. اندازه‌گیری‌های دقیق برای خلبانان برای انجام تنظیمات و اصلاحات سریع ضروری است. سنسورهای پیشرفته اندازه‌گیری فاصله دقت و قابلیت اطمینان بالاتری را ارائه می‌دهند. آنها به روزرسانی داده‌ها را در زمان واقعی فعال می‌کنند و به افزایش ایمنی فرود در شرایط ناپایدار منجر به بروز توربولانس کمک می‌کنند [۷].

مقدمه‌ای کوتاه بر الگوریتم گرگ خاکستری

الگوریتم گرگ خاکستری یک تکنیک بهینه‌سازی هوشمند است که از رفتار شکار گرگ‌های خاکستری الهام گرفته شده است. این به ویژه در سناریوهای حل مسئله که دقت و انطباق ضروری است مؤثر است. این رویکرد می‌تواند قرار دادن دستگاه‌های اندازه‌گیری فاصله را در هواپیما برای کاهش تأثیر توربولانس در هنگام فرود بهینه کند. با تنظیم دقیق موقعیت این دستگاه‌ها، الگوریتم مورد استفاده به خلبانان کمک می‌کند تا داده‌های دقیق را حتی در شرایط چالش برانگیز دریافت کنند که نه تنها خطاهای فرود مربوط به توربولانس را کاهش می‌دهد، بلکه عملکرد هواپیما را بهینه می‌کند و در نتیجه فرود ایمن‌تر و کارآمدتر را به همراه دارد [۸].

تعیین موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله با هدف در شرایط غیرایده‌آل جوی، از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است. در این شرایط، عواملی مانند باد باعث افزایش خطر و کاهش دقت در فرود هواپیما می‌شوند. با تعیین موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله با هدف، خطر خطای فرود هواپیما به حداقل ممکن کاهش پیدا می‌کند و از عواقب تلفات آن جلوگیری می‌شود. استفاده از منطق فازی بازه‌ای در تعیین موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله با هدف، باعث افزایش دقت و کاهش خطا در تعیین موقعیت شده و به دلیل قابلیت اعمال ارزیابی فاکتورهای متعدد، به روشی کارآمد و موثر برای تعیین موقعیت بهینه

۳- معادلات حاکم الگوریتم گرگ خاکستری

هنگام طراحی GWO، به منظور مدل‌سازی ریاضی سلسله مراتب اجتماعی گرگ‌ها، ما مناسب‌ترین راه حل را به صورت آلفا (a) در نظر می‌گیریم. متعاقباً، دومین و سومین راه مناسب به ترتیب بتا (b) و دلتا (d) نامیده می‌شوند.

گرگ‌های خاکستری در هنگام شکار، دور شکار حلقه زده و آن را محاصره می‌کنند. به منظور مدل‌سازی ریاضی رفتار محاصره، معادلات زیر پیشنهاد می‌شود:

$$\vec{D} = |\vec{C} \cdot \vec{X}_p(t) - \vec{X}(t)| \quad (11)$$

$$\vec{X}(t+1) = \vec{X}_p(t) - \vec{A} \cdot \vec{D} \quad (12)$$

که T نشان دهنده تکرار فعلی، A و C بردارهای ضرایب می‌باشند، XP بردار موقعیت شکار و X بردار موقعیت گرگ خاکستری است.

۴- نتایج و بحث

به منظور شبیه‌سازی و استخراج سنتر لاین در این مقاله از منطق فازی استفاده شد. همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است هواپیما به عنوان راس مثلث متساوی الساقین بایستی فاصله یکسانی را با هر یک از سنجش‌گرها داشته باشد. در نمودار ارائه شده نیمساز مثلث متساوی الساقین که به شکل سبز (شکل ۲ و ۳) نشان داده شده است نشان دهنده سنتر لاین می‌باشد. نمودار قرمز رنگ (شکل ۲ و ۳) جهت حرکت و فرود هواپیما را نشان می‌دهد که در ابتدا فاصله هواپیما DME2 کمتر می‌باشد و این نشان دهنده فرود نامناسب و غیر قابل پذیرش می‌باشد به شکلی که فرود بایستی دقیقاً مطابق با نیمساز مثلث متساوی الساقین انجام شود با شناسایی زاویه تشکیل شده است حرکت هواپیما که برخط متصل‌کننده 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 شماره ۲ و ۳ نمایش داده شده است استخراج می‌گردد.

در راستای شناسایی مناسب‌ترین مکان و سنتر لاین 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 سنتر لاین می‌پردازیم. این سیستم به گونه‌ای عمل می‌کند که با شناسایی فاصله ی هواپیما از هریک از سنجش‌گرهای کنار لاین فرود به تشخیص سنتر لاین اصلی

$$\sum_k m_k \ddot{\mathbf{r}}_k \cdot \delta \mathbf{r}_k \sum_{i=1}^n \left[\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) \frac{\partial T}{\partial q_i} \right] \delta q_i \quad (5)$$

با جایگذاری روابط ۴ و ۵ در رابطه ۶ خواهیم داشت:

$$\sum_{i=1}^n \left[\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial T}{\partial q_i} \right] \delta q_i - \sum_{i=1}^n Q_i \delta q_i = 0$$

و یا

$$\sum_{i=1}^n \left[\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial T}{\partial q_i} - Q_i \right] \delta q_i = 0 \quad (6)$$

از آنجا که جابجایی‌های مجازی δq_i اختیاری می‌باشند، می‌توان آنها را به گونه‌ای انتخاب کرد که هر بار تنها یک مختصات تعمیم یافته دارای جابجایی غیر صفر باشد. بنابراین رابطه ۶ به n معادله مستقل زیر تبدیل خواهد شد: [12]

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial T}{\partial q_i} - Q_i = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (7)$$

رابطه فوق به معادله لاگرانژ موسوم است.

اگر سیستم پایستار باشد، با جایگذاری معادلات ۵ در ۶ خواهیم داشت:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial U}{\partial q_i} = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (8)$$

با تعریف تابع لاگرانژ L بصورت زیر:

$$L = T - U \quad (9)$$

و در صورتی که U تابع سرعت نباشد، معادله (۹) را می‌توان بصورت زیر بازنویسی نمود:

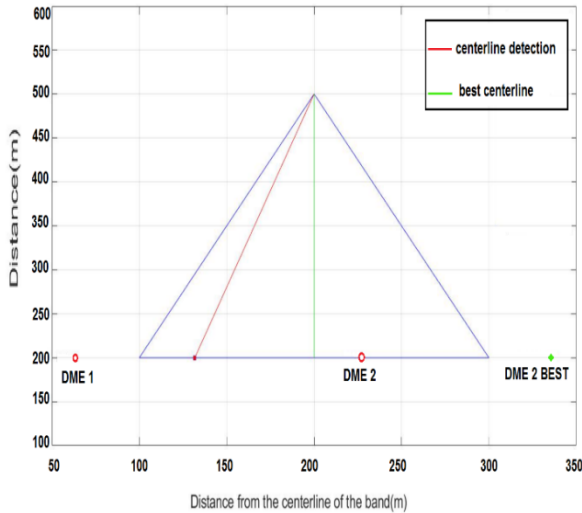
$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial L}{\partial q_i} = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (10)$$

رابطه فوق، شکل فشرده معادله لاگرانژ برای یک سیستم پایدار است.

برای حل مسائل مربوط به سیستم‌های پایستار به کمک معادله لاگرانژ، مراحل زیر باید انجام شوند:

- (۱) تعداد درجات آزادی سیستم را مشخص کرده و مختصات تعمیم یافته را برای توصیف حرکت سیستم انتخاب کنید.
- (۲) انرژی جنبشی سیستم، T را بر حسب سرعت‌های تعمیم یافته بدست آورید.
- (۴) انرژی پتانسیل سیستم، U را بر حسب مختصات تعمیم یافته سیستم بدست آورید.

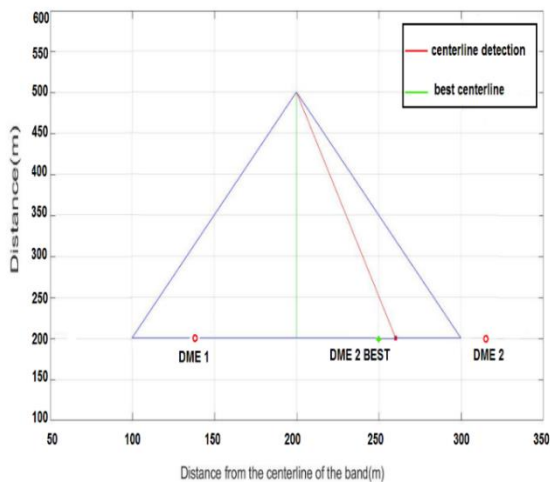
خواهد شد بدیهی است این شرایط تنها در صورت غیر یکسان بودن هر دو سنجش گر حاصل خواهد شد.



شکل ۲: خروجی حاصل از فاصله نابرابر در حالت $DME1 > DME2$

همان طور که در شکل ۲ داده شده است، ابتدا و براساس نابرابر بودن هر دو سنجش گر، سنترلاین پیشنهاد شده مانند آنچه در شکل ۲ به خط قرمز نشان داده شده است شناسایی می شود. با توجه به غیر ایده آل بودن باند فرود، نیاز به بهبود جایگذاری و شناسایی مکان یابی بهینه در $DME2$ وجود دارد که پس از شناسایی جایگاه مناسب به صورت $DME 2 \text{ best}$ (نقطه ی سبز رنگ)؛ فاز نهایی شناسایی باند فرود مانند آنچه در شکل با خط سبز کشیده شده است صورت خواهد پذیرفت.

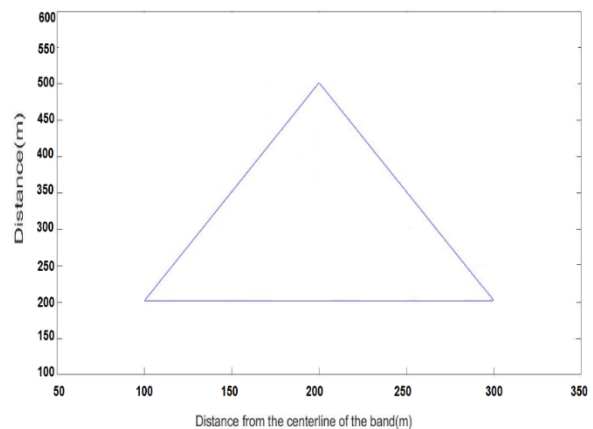
در شکل ۳ به ارائه ی نمودار حاصل از حالت دوم ($DME2 < DME1$) پرداخته شده است.



شکل ۳: خروجی حاصل از فاصله نابرابر در حالت $DME1 < DME2$

می پردازد. اصول اساسی به گونه ای است که هواپیما به عنوان راس یک مثلث قائم الزاویه در نظر گرفته می شود. (مطابق شکل ۱).

مهم ترین بحث در راستای شبیه سازی و ارائه ی رویکرد نوآورانه در این مقاله، شناسایی مکان بهینه ی هریک از سنجش گرهای فاصله با در نظر گرفتن شرایط عدم قطعیت (عدم برابر بودن اولیه ی فاصله ی هریک از سنجش گرها نسبت به لاین فرود اصلی)، می باشد. در این راستا سیستم به گونه ای طراحی شده است که ابتدا به شناسایی لاین فرود غیر ایده آل (با توجه به متفاوت بودن اولیه ی فاصله ی سنجش گرها از لاین اصلی فرود)؛ پرداخته خواهد شد. پس از آن و با وجود عدم تقرب بهینه، سیستم به طور خودکار به شناسایی مکان بهینه ی سنجش گر ثانویه نسبت به باند پرواز اصلی، پرداخته و با ارائه ی جایگاه بهینه ی سنجش گر ثانویه؛ به ارائه ی باند فرود شناسایی شده ی نهایی مطابق آنچه در شکل ۳ نمایش داده شده است خواهد پرداخت.

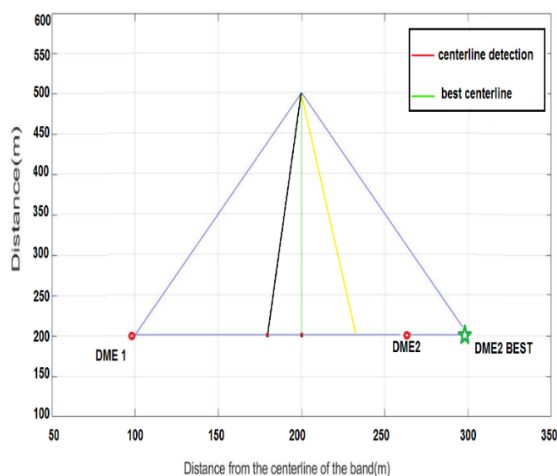


شکل ۱: تشکیل مثلث متساوی الساقین

در شکل ۱ مثلث مفروض به عنوان باند اصلی پرواز در قائده ی مثلث و مکان هواپیما به عنوان راس مثلث می باشد. حالت ایده آل برای فرود نیمساز تشکیل شده از راس مثلث می باشد. چنانچه فاصله ی هواپیما از هریک از سنجش گرها یکسان باشد، هواپیما در راستای مناسب جهت فرود قرار دارد.

زمانی که فاصله های غیر یکسان از باند فرود نرمال برای هر یک از سنجش گرها وجود داشته باشد نیاز به شناسایی مناسب ترین مکان جهت قرارگیری DME ثانویه وجود دارد و همین منظور سیستم به صورت پویا در نظر گرفته می شود به گونه ای که پس از شناسایی سنتر لاین مفروض بر اساس نحوه قرارگیری اولیه هر یک از سنجش گرها در انتها جایگاه مناسب و محل قرارگیری بهینه برای ثانویه شناسایی

سنجش‌گر شماره‌ی ۲؛ شرایط فرود را تا حدود زیادی به حالت ایده‌آل نزدیک کرد.



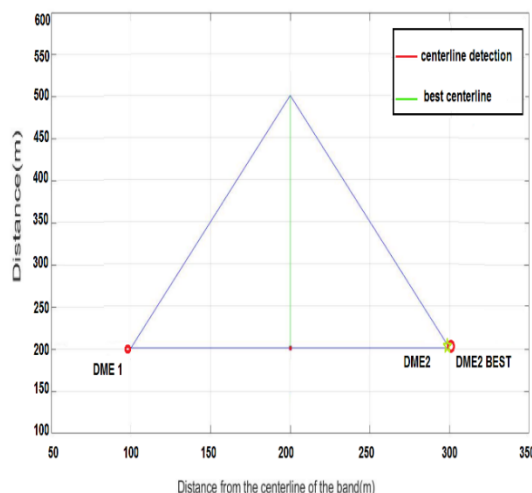
شکل ۵: نمایش خروجی با در نظر گرفتن شرایط غیر ایده‌آل (وزش باد لحظه‌ای).

جدول ۱: بررسی اثرگذاری الگوریتم گرگ خاکستری بر کاهش تأثیر توربولانس.

پارامترها	بدون الگوریتم گرگ خاکستری	با الگوریتم گرگ خاکستری
کاهش تأثیر توربولانس (%)	۲۰٪	۴۰٪
احتمال خطای فرود	۱۰٪	۵٪
دقت اندازه‌گیری فاصله	۸۵٪	۹۵٪
پیچیدگی محاسباتی	بالا	پایین

در راستای تحقق فرود ایمن‌تر، استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی گرگ خاکستری برای به حداقل رساندن خطاهای مربوط به توربولانس پیشنهاد شده است، این الگوریتم با بهینه‌سازی موقعیت دستگاه‌های اندازه‌گیری فاصله در هواپیما به کاهش توربولانس کمک می‌کند و ایمنی فرود را در شرایط غیر ایده‌آل افزایش می‌دهد. صنعت هوانوردی با چالش مستمر اطمینان از فرود ایمن مواجه است، به ویژه زمانی که تأثیر توربولانس دقت این مانورهای حیاتی را مختل کند. انطباق پذیری الگوریتم در حل مسئله، مهم‌ترین عامل در پرداختن به این چالش بوده و ظرفیت آن برای تنظیم دقیق قرارگیری دستگاه‌های اندازه‌گیری فاصله به خلبانان این امکان را می‌دهد که حتی در مواجهه با تأثیر توربولانس داده‌های دقیق را دریافت کنند که در نهایت منجر به فرود ایمن‌تر می‌شود. همانطور که به آینده ایمنی هوانوردی توجه خواهیم داشت، واضح است که ادغام فناوری پیشرفته و استراتژی‌های نوآورانه، مانند الگوریتم گرگ خاکستری، نقشی اساسی ایفا می‌کند. با این حال،

قابل ذکر است با توجه به در نظر گرفتن سیستم فازی بازه‌ای و با فرض بر اینکه عرض باند فرود ۶۰ متر در نظر گرفته شده باشد، این امر منجر به قرارگیری باند فرود بهینه در حداکثر ۱۵ متر شیفت به چپ و راست سنترلاین خواهد شد که ایده‌آل می‌باشد.



شکل ۴: نمایش خروجی حاصل از فرضیه‌ی اساسی فازی بازه‌ای.

همان‌طور که در شکل ۴ نمایش داده شده است، ابتدا DME1 با فاصله‌ای متفاوت و قابل پذیرش در فازی بازه‌ای مورد نظر (متفاوت نسبت به شکل ۲) از DME2 نسبت به سنترلاین قرار داده شده است. با در نظر گرفتن سیستم فازی بازه‌ای، تفاوت بسیار ناچیز و مورد قبول شناسایی شده و همان‌طور که مشاهده می‌گردد، سنترلاین پیشنهاد شده منطبق بر سنترلاین مورد قبول جهت فرود قرار گرفته است. در ادامه و در شکل ۵ به ارائه‌ی نتیجه‌ی حاصل از نوآوری کار و در نظر گرفتن شرایط غیرایده‌آل جوی (وزش باد) پرداخته شده است.

همانطور که مشاهده می‌شود، با در نظر گرفتن شرایط وزش باد لحظه‌ای از سمت سنجش‌گر شماره‌ی ۱ به بدنه‌ی هواپیما، شرایط فرود در حالت دشوارتر قرار خواهد گرفت. بر اساس خروجی شکل ۵ می‌توان بیان کرد که خط سبز رنگ لاین فرود بهینه را نشان می‌دهد. خط قرمز شرایط فرود اولیه با در نظر گرفتن فاصله غیر یکسان سنجش‌گرها از سنترلاین را نشان می‌دهد که در صورت جابجایی سنجش‌گر شماره‌ی ۲ و استقرار آن در محلی که با ستاره‌ی سبز نشان داده شده است، می‌توان لاین فرود را به درستی و منطبق بر خط سبز نشان داد. اما اضافه شدن پدیده‌ی وزش باد و شرایط غیر ایده‌آل ایجاد شده منجر به فرود در شرایط نادرست و منطبق بر خط زرد رنگ می‌شود. بدیهی است به منظور بهبود شرایط فرود می‌توان با شناسایی مکان درست

فاکتورهای مختلفی مانند شرایط آب و هوا، مسیر پرواز، و متغیرهای مرتبط، قادر است موقعیت بهینه دستگاهها را شبیه‌سازی و پیش‌بینی کند. به همین دلیل، در صنعت هوانوردی که در آن دقت و ایمنی از اهمیت بالایی برخوردار است، این روش می‌تواند نقش کلیدی در کاهش خطاهای فرود و بهبود عملکرد کلی ایفا کند.

در شرایط جوی غیرایده‌آل، مانند وزش باد شدید یا تغییرات ناگهانی آب و هوا، عملکرد صحیح دستگاه‌های سنجش فاصله و دقت در اندازه‌گیری بسیار دشوار می‌شود. روش پیشنهادی با استفاده از منطق فازی بازه‌ای به شناسایی بهینه‌ترین موقعیت برای دستگاه‌های سنجش فاصله کمک می‌کند تا تأثیر این شرایط جوی بر دقت اندازه‌گیری به حداقل برسد. به‌عنوان مثال، در مواردی که فاصله‌های غیر یکسان از باند فرود وجود دارد، این روش به‌طور پویا جایگاه بهینه سنجش‌گرهای ثانویه را شناسایی می‌کند و بنابراین، امکان فرود دقیق‌تر و ایمن‌تر را فراهم می‌آورد.

در نهایت، ادغام این تکنیک‌های نوآورانه در صنعت هوانوردی، به‌ویژه در فرودگاه‌های پر تردد و شرایط جوی نامساعد، می‌تواند بهبودهای قابل توجهی در امنیت و کارایی پروازها به همراه داشته باشد. با توجه به چالش‌های مداوم در پیش‌بینی و مدیریت شرایط جوی، استفاده از روش‌های بهینه‌سازی پیشرفته مانند منطق فازی بازه‌ای و الگوریتم گرگ خاکستری، می‌تواند به‌طور چشمگیری در کاهش خطاها و افزایش ایمنی و دقت فرود مؤثر واقع شود. این رویکردها نه تنها به بهبود عملکرد فرودهای کنونی کمک می‌کنند بلکه به‌عنوان پایه‌ای برای تحقیقات و پیشرفت‌های آینده در صنعت هوانوردی نیز به شمار می‌آیند.

برای بهبود و کاربرد عملی روش‌های ارائه‌شده در صنعت هوانوردی، پیشنهادات زیر قابل توجه است:

اولین پیشنهاد، استفاده از روش‌های بهینه‌سازی مانند الگوریتم گرگ خاکستری و منطق فازی بازه‌ای برای طراحی و بهبود سیستم‌های هدایت و فرود هوایی در شرایط جوی نامطلوب است. با به‌کارگیری این روش‌ها، می‌توان به‌طور دقیق‌تری موقعیت بهینه دستگاه‌های سنجش فاصله (DME) را تعیین کرده و تأثیر شرایط جوی را به حداقل رساند. این تکنیک‌ها می‌توانند به طراحان سیستم‌های هدایت پرواز کمک کنند تا سیستم‌های دقیق‌تری برای بهبود ایمنی و کارایی فرود هواپیما در شرایط مختلف جوی توسعه دهند. همچنین، این روش‌ها می‌توانند در شبیه‌سازی‌های پیشرفته و

توجه به این نکته مهم است که تلاش برای افزایش ایمنی صرفاً بر یک الگوریتم یا فناوری نیست. تلاش‌های مشترک در سراسر صنعت هوانوردی، بهبود پیش‌بینی آب‌وهوا، و تعهد مداوم به تحقیق و توسعه، همگی در کاهش بیشتر خطاهای مربوط به تأثیر توربولانس در هنگام فرود بسیار مهم هستند. در نتیجه، الگوریتم بهینه‌سازی گرگ خاکستری، با دقت و سازگاری قابل توجه خود، به عنوان یک چراغ امید در حرکت برای فرود ایمن‌تر عمل می‌کند. این هدف با هدف گسترده‌تر به حداقل رساندن تأثیرات توربولانس در هنگام فرود هواپیما هماهنگ است. براساس جدول ۱ با توجه به مقادیر در جدول، مشخص است که الگوریتم گرگ خاکستری توانسته است بهبود کاهش اثرات توربولانس را از ۲۰٪ به ۴۰٪ افزایش دهد. این نشان‌دهنده اثر مثبت و بهبوددهندگی در کاهش تأثیرات توربولانس با استفاده از این الگوریتم می‌باشد. احتمال خطای فرود از ۱۰٪ به ۵٪ کاهش یافته است. این نتیجه نشان می‌دهد که این الگوریتم بهبود قابل توجهی در امنیت فرود هواپیما در شرایط غیرایده‌آل دارد. دقت اندازه‌گیری از ۸۵٪ به ۹۵٪ افزایش پیدا کرده است. این به معنای بهبود دقت در تعیین موقعیت دستگاه سنجش فاصله می‌باشد.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله به شناسایی مکان بهینه‌ی سیستم سنجش‌گر فاصله جهت شناسایی مناسب‌ترین تقرب در فرود هواپیما و شناسایی سنترلاین بهینه پرداخته شد. از جمله مهم‌ترین عوامل مؤثر در راستای شبیه‌سازی و تجزیه و تحلیل اطلاعات، جای‌گیری اولیه هر یک از سنجش‌گرها و موقعیت اولیه هواپیما و فاصله آن نسبت به هریک از این دو سیستم سنجش‌گر می‌باشد. پس از اتمام فاز اولیه که شناسایی فاصله اولیه هواپیما نسبت به هر یک از سنجش‌گرها و همچنین شناسایی یکسان یا غیر یکسان بودن فاصله‌ی هر یک از سنجش‌گرها نسبت به سنترلاین اصلی پرداخته شد، در فاز دوم به بهینه‌سازی مکان قرار گیری DME ثانویه پرداخته می‌شود و در مرحله‌ی نهایی نیز به انطباق بر سنترلاین واقعی باند فرود شناسایی شده پرداخته خواهد شد. با توجه به نیازهای پیچیده و خاص صنعت هوانوردی، بهینه‌سازی موقعیت دستگاه‌های سنجش فاصله و کاهش خطاهای مربوط به فرود در شرایط جوی نامطلوب از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. استفاده از منطق فازی بازه‌ای برای تعیین موقعیت بهینه دستگاه‌های سنجش فاصله، یک روش نوآورانه است که می‌تواند به‌طور قابل توجهی دقت و ایمنی فرود هواپیما را بهبود بخشد. این روش با توجه به ارزیابی فازی

- 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] G. Feng and J. Ma, "Quadratic stabilization of uncertain discrete-time fuzzy dynamic systems," *IEEE Transactions on Circuits and Systems* <https://doi.org/10.1109/81.964424>.
- [10] 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>.
- [11] 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/10.4050/F-0077-2021-16747>.
- [12] 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>.
- برنامه‌ریزی استراتژیک برای بهبود عملکرد سیستم‌های فرود و کاهش احتمال خطاهای ناشی از توربولانس و دیگر عوامل جوی به کار روند. دومین پیشنهاد، ادغام این روش‌ها با سیستم‌های هوش مصنوعی و یادگیری ماشین برای پیش‌بینی و بهینه‌سازی دینامیک‌های پرواز در زمان واقعی است. با استفاده از داده‌های جمع‌آوری شده از حسگرها و سیستم‌های اندازه‌گیری، می‌توان مدل‌های پیش‌بینی دقیقی برای شرایط جوی و تأثیرات آن بر فرود هواپیما ایجاد کرد. این مدل‌ها می‌توانند به سیستم‌های خودکار فرود کمک کنند تا به صورت پویا و در زمان واقعی موقعیت دستگاه‌های سنجش فاصله را تنظیم کنند و به‌طور مؤثرتری واکنش نشان دهند. این ادغام فناوری‌ها می‌تواند به بهبود ایمنی پرواز و کاهش نیاز به دخالت انسانی در شرایط بحرانی کمک کرده و فرآیند فرود را سریع‌تر و دقیق‌تر کند.

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, 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/navi.376>.
- [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