



## Finding the Optimal Position of the Distance Measuring Device with the Aim of Reducing Risk and Uncertainty in the Aircraft Landing Phase

Masoud Moradi Rad<sup>\*1</sup>, Amir Reza Kosari<sup>2</sup>, Mohammad Ali Amiri Atashgah<sup>2</sup>

1. Ph.D. Student, Department of Aerospace Engineering, University of Tehran Kish International Campus, Tehran, Iran.

2. Associate Professor, Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran.

### Abstract

Under non-ideal weather conditions, distance measuring equipment (DME) must be optimally positioned to reduce landing errors. In this context, interval type-2 fuzzy logic is used as an efficient method for determining the optimal position of the DME. With this method, factors such as weather conditions, flight path, and other related variables are evaluated fuzzily to determine the optimal position of the DME. When unequal distances from the normal landing strip exist for each of the DMEs, it is necessary to identify the most suitable location for the secondary DME. To this end, the system is designed dynamically so that after identifying the assumed centerline based on the initial placement of each DME, the optimal location for the secondary DME is ultimately determined. These conditions only apply if both DMEs have unequal distances. The results show that the use of the Grey Wolf Optimization (GWO) algorithm has a significant impact on improving aircraft landing conditions. With this algorithm, the reduction in the impact of turbulence has increased from 20% to 40%. The probability of landing error has decreased from 10% to 5%, and measurement accuracy has increased from 85% to 95%. These results indicate a substantial improvement in landing safety under non-ideal conditions. Given the reduction in the impact of turbulence and the increase in measurement accuracy, the GWO algorithm plays a crucial role in enhancing the safety and efficiency of aircraft landings.

### Keywords

Optimum Landing  
Navigation Systems  
Distance Measurement equipment  
Positioning Dynamics  
Turbulence Reduce

Received: 05.11.2024

Revised: 07.24.2024

Accepted: 10.01.2024

\*Corresponding Author

Masoud Moradi Rad

Email

[Masoud.moradirad@yahoo.com](mailto:Masoud.moradirad@yahoo.com)

### 1- Introduction

During the last few decades, advances in microelectronics technology have made cheap and fast processors available, and on the other hand, advances in communication technology have made faster and more cost-effective networks. The combination of advances in these two fields has resulted in a cheaper and more efficient technology that instead of using a very fast processor, uses regular multiprocessors that are connected together. In terms of architecture, computers that consist of multiple processors connected together are called coupled systems, which are of two types: strong coupled systems and weak coupled systems. In strongly coupled systems, there is a common memory that is shared among all processors, but in

weakly coupled systems, there is no shared memory and each processor has its own memory.

Usually, strongly coupled systems are called parallel processing systems and weakly coupled systems are called distributed computing systems. Therefore, distributed systems are a set of processors connected together in a communication network, where each processor has local memory and peripheral devices. It has its own that these processors and their resources are called nodes or sites or machines. Interval distributed systems are designed to achieve the result of the operation of several systems in terms of processing, the efficiency of which is an acceptable and



mathematically verifiable interval to achieve a specific goal [1].

## 2- Control System

The experimental setup is constructed around a dual-axis mechanism, where a rotating base supports an elongated arm equipped with reaction wheels at its extremities. The arm's rotation relative to the base defines the inclination angle ( $\theta$ ), while a secondary rotational axis ( $\psi$ ) is facilitated through a turntable that underpins the entire assembly. The frame, crafted using 3D printing technology, leverages PLA polymer for its lightweight nature, production flexibility, and suitability for intricate designs. These characteristics ensure precise alignment during assembly, reducing the risk of component misalignment and enhancing operational stability.

To control the system's orientation, reaction wheels generate rotational forces. Achieving substantial angular momentum without excessive weight was realized by integrating 3D-printed components with. The orthogonal arrangement of these wheels minimizes cross-axis torque disturbances, ensuring efficient control. Additionally, movable counterweights are strategically positioned to balance the structure and maintain equilibrium in diverse configurations. Even when motors are inactive, the system incorporates stabilizing joints that uphold structural integrity.

This modular and lightweight setup provides a versatile platform for testing advanced control algorithms, making it ideal for dynamic experiments in orientation regulation. As demonstrated in Fig. 1, the design effectively addresses challenges associated with multi-axis dynamics.

The developed system incorporates diverse control algorithms, which can be implemented on the processing hardware. It facilitates seamless online communication with a computer, supporting real-time monitoring and enabling adjustments to the controller parameters. This feature allows for the

implementation, testing, and observation of various control strategies. The structure of the control system is depicted in fig. 2.

The main problem in designing any fuzzy control system is the shape of membership functions and selection of fuzzy rules. The decision logic is whatever the output of the controller is. Decision logic uses input fuzzy sets and uses input values to make decisions. In addition, the information base includes information on the scope of application and the purpose of control, which includes data and control based on fuzzy rules. [6]

In Figure 1, the assumed triangle is the main runway in the triangle rule and the location of the plane is the vertex of the triangle. The ideal situation for landing is the semi-circle formed by the apex of the triangle. If the distance of the plane from each of the gauges is the same, the plane is in the right direction for landing

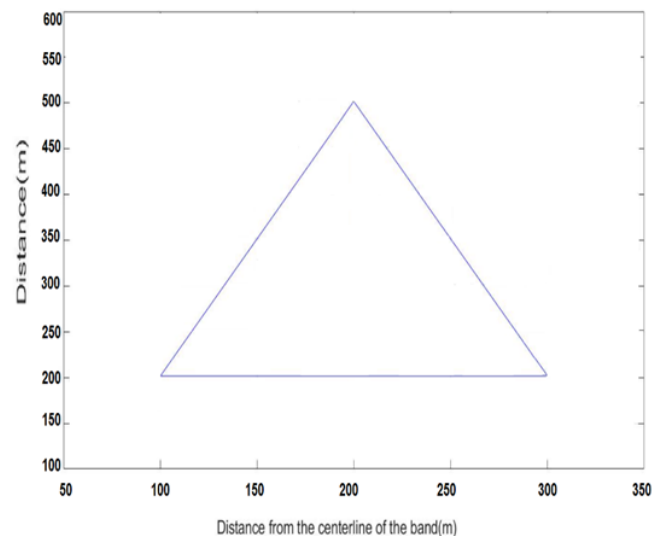


Figure 1 :Formation of an isosceles triangle.

As shown in Figure 2, first DME1 is placed with a different and acceptable distance in the desired phase from DME2 to the centerline. Considering the interval fuzzy system, a very small and acceptable difference has been detected and as it can be seen, the proposed centerline is in accordance with the accepted centerline for landing.

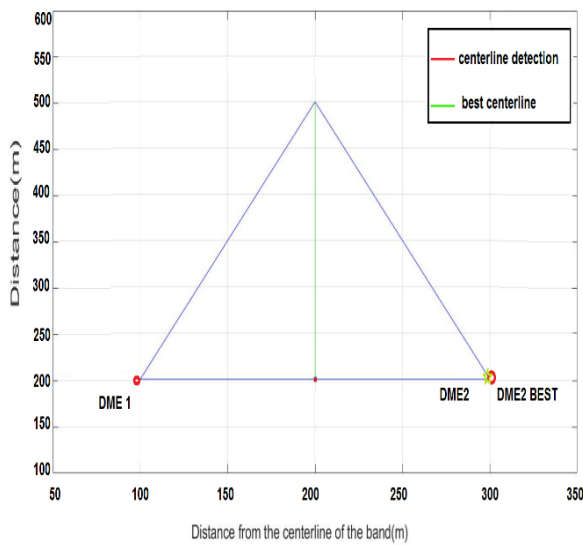


Figure 2 :Display of the output obtained from the basic hypothesis of interval fuzzy.

In the following, in Figure 3, the result of work innovation and consideration of non-ideal atmospheric conditions (wind) has been presented.

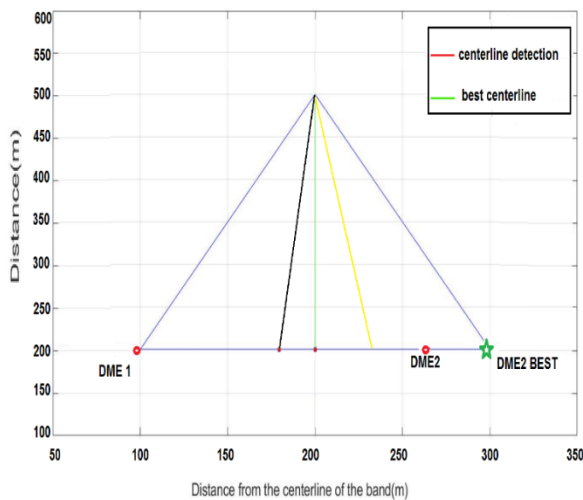


Figure 3 :Output display considering non-ideal conditions (momentary wind).

As can be seen, taking into account the momentary wind conditions from the side of gauge number 1 to the aircraft body, the landing conditions will be more difficult. Based on the output of Figure 3, it can be said that the green line shows the optimal landing line. The red line shows the initial landing conditions, taking into account the non-uniform distance of the sensors from the centerline.

It is possible to show the landing line correctly and according to the green line. But the addition of the wind phenomenon and the created non-ideal conditions lead to landing in incorrect conditions and corresponding to the yellow color. Obviously, in order to improve the landing conditions, by identifying the correct location of gauge number 2; Landing conditions were very close to ideal.

### 3- Results

In this article, the identification of the optimal location of the distance measuring system was discussed in order to identify the most suitable approach in the landing of the plane and to identify the optimal centerline. Among the most important effective factors in simulating and analyzing information is the initial placement of each sensor and the initial position of the aircraft and its distance from each of these two sensor systems. After the completion of the first phase, which identified the initial distance of the aircraft to each of the sensors and also identified whether the distance of each sensor to the main centerline was the same or not, in the second phase, the location of the secondary DME was optimized. and in the final stage, compliance with the actual centerline of the identified runway will be done.

In non-ideal weather conditions, such as strong winds or sudden weather changes, it becomes very difficult for distance measuring devices to function correctly and accurately. The proposed method using interval fuzzy logic helps to identify the most optimal position for distance measuring devices to minimize the effect of these atmospheric conditions on the measurement accuracy.

For the improvement and practical application of the presented methods in the aviation industry, the following suggestions are significant:

The first suggestion is to use optimization methods such as the gray wolf algorithm and interval fuzzy logic to design and improve navigation and landing systems in adverse weather conditions. By using these methods, it is possible to more accurately determine the optimal position of

distance measuring devices (DME) and minimize the influence of atmospheric conditions.

The second proposal is to integrate these methods with artificial intelligence and machine learning systems to predict and optimize flight dynamics in real time. Using data collected from sensors and measurement systems, accurate predictive models can be created for atmospheric conditions and their effects on aircraft landings.

#### 4- References

- [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 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., & Szoboszlay, 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>.



## یافتن موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله باهدف کاهش ریسک و عدم قطعیت در فاز نشست

### هواپیما

مسعود مرادی راد<sup>۱\*</sup>، امیر رضا کوثری<sup>۲</sup>، محمدعلی امیری آتشگاه<sup>۲</sup>

۱- دانشجوی دکترا، گروه مهندسی هوافضا، پردیس بین المللی کیش دانشگاه تهران، تهران، ایران.

۲- دانشیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران.

#### چکیده

#### کلمات کلیدی

فرود بهینه  
سیستم‌های ناوبری  
سیستم اندازه‌گیری فاصله  
یویاسازی مکان‌یابی  
کاهش توربولانس

در شرایط غیرایده‌آل جوی، دستگاه سنجش فاصله برای کاهش خطا در فرود هواپیما باید در موقعیت بهینه‌ای باشند. در این راستا، منطق فازی بازه‌ای به‌عنوان روشی کارآمد در تعیین موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله استفاده می‌شود. با این روش، فاکتورهایی 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. به همین منظور سیستم به صورت پویا طراحی شده‌است، به شکلی که پس از شناسایی سنترلاین مفروض بر اساس نحوه قرارگیری اولیه هر یک از سنجش‌گرها، درنهایت جایگاه مناسب و محل قرارگیری بهینه برای سنجش‌گر ثانویه شناسایی می‌شود. این شرایط تنها در صورت غیر یکسان بودن هر دو سنجش‌گر حاصل خواهد شد. نتایج نشان می‌دهد 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 اندازه‌گیری از ۸۵٪ به ۹۵٪ افزایش پیدا کرده است. این نتایج نشان‌دهنده بهبود قابل توجه در امنیت فرود هواپیما در شرایط غیرایده‌آل می‌باشد. با توجه به کاهش تأثیر توربولانس و افزایش دقت اندازه‌گیری، الگوریتم گرگ خاکستری نقش مهمی در بهبود ایمنی و کارایی فرود هواپیما ایفا می‌کند.

دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۰۲/۲۲

بازنگری مقاله: ۱۴۰۳/۰۵/۰۳

پذیرش مقاله: ۱۴۰۳/۰۷/۱۰

\*نویسنده مسئول

مسعود مرادی راد

ایمیل

[Masoud.moradirad@yahoo.com](mailto:Masoud.moradirad@yahoo.com)

#### ۱- مقدمه

می‌شود ولی در سیستم‌های جفت شده ضعیف حافظه اشتراکی وجود ندارد و هر پردازنده حافظه مختص به خود را دارد. معمولاً به سیستم‌های جفت شده قوی سیستم‌های پردازش موازی و به سیستم‌های جفت شده ضعیف سیستم‌های محاسباتی توزیع شده گفته می‌شود. بنابراین سیستم‌های توزیع شده مجموعه‌ای از پردازنده‌های متصل به هم در یک شبکه ارتباطی هستند که هر پردازنده حافظه محلی و دستگاه‌های جانبی خود را دارد که به این پردازنده‌ها و منابع آن‌ها گره یا سایت یا 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 چند دهه اخیر پیشرفت‌ها در تکنولوژی میکروالکترونیک باعث در دسترس قرار گرفتن پردازنده‌های ارزان و سریع شده‌است و از طرفی پیشرفت در تکنولوژی ارتباطات باعث به وجود آمدن شبکه‌های سریع تر و به صرفه تر شده‌است. از ترکیب پیشرفت در این دو زمینه تکنولوژی ارزان تر و کارتری به وجود آمده که به جای اینکه از یک پردازنده خیلی سریع استفاده شود از چند پردازنده معمولی که به هم متصل شده‌اند استفاده می‌شود. از نظر معماری کامپیوترهایی که از چند پردازنده متصل به هم تشکیل شده‌اند راسیستم‌های جفت شده می‌نامند که بر دو نوع هستند: سیستم‌های جفت شده قوی و سیستم‌های جفت شده ضعیف. در سیستم‌های جفت شده قوی یک حافظه عمومی وجود دارد که میان همه پردازنده‌ها به اشتراک گذاشته



### 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 به دست 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].

به‌منظور 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 به‌سختی امکان‌پذیر 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 فاصله در راستای بهبود شرایط فرود می‌باشد. همچنین در این مقاله به شناسایی و کاهش تأثیر توربولانس با استفاده از الگوریتم گرگ خاکستری<sup>۲</sup> پرداخته می‌شود. توربولانس در هنگام فرود هواپیما چالشی است که نیازمند راه‌حل‌های 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 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،

در طول مراحل حیاتی برخاستن، صعود اولیه، نزدیک شدن و فرود درجایی که هواپیما نزدیک به زمین است، قدرت سیگنال سامانه‌های ناوبری ماهواره‌ای جهانی<sup>۱</sup> ممکن است برای تضمین عملکرد ایمن، به‌ویژه 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 به‌طور 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 اهمیتشان، عمودی شود. یک قانون در پایه اطلاعاتی می‌تواند چنان تعریف شود که نیروی کنترل صفر شود بدون اینکه روی سیستم اثر نامناسبی بگذارد. به‌طور 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- به‌راحتی می‌تواند عملیاتی را که اثری نامطلوب بر سیستم دارد حذف کند. ۳- با استفاده از مجموعه‌های فازی دوزنقه‌ای 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].

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

<sup>2</sup> GWO

<sup>1</sup> GNSS

## ۲- معادلات حاکم و فرمول‌بندی

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

مثال، ممکن است نیروهای اعمال‌شده 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 برهم‌نهی مصالح را به چند بخش با فرکانس تحریک‌های مختلف تقسیم کرده و در نهایت تمام پاسخ‌های به دست آمده را باهم جمع کرد [۹-۱۱].

معادله حرکت سیستم ناپایدار با مجموعه توابع نیرویی با فرکانس و زاویه فاز صفر به‌صورت 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 این صورت معادله ۱ به معادله جبری زیر تبدیل خواهد شد:

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

در نهایت پاسخ سیستم ناپایدار به‌صورت 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:

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

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

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

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

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

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 چالش‌برانگیز کند. کاهش توربولانس برای اطمینان از فرود ایمن بسیار مهم است.

در شرایط آشفته، حاشیه خطا به‌طور 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 به‌روزرسانی 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 به‌ویژه 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 چالش‌برانگیز 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 باهدف 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 باهدف، 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 باهدف، باعث افزایش دقت و کاهش خطا در تعیین موقعیت شده و به دلیل قابلیت اعمال ارزیابی فاکتورهای متعدد، به روشی کارآمد و مؤثر برای تعیین موقعیت بهینه تبدیل شده است. به‌طور کلی، بهره‌برداری از روش‌های کارآمد و مؤثر در تعیین موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله باهدف، از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است و می‌تواند به افزایش ایمنی در حوزه هوانوردی کمک کند.

گرگ‌های خاکستری در هنگام شکار، دور شکار حلقه‌زده 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 نشان‌دهنده 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 به‌عنوان رأس مثلث متساوی‌الساقین بایستی فاصله یکسانی را با هر یک از سنجش‌گرها داشته باشد. در نمودار ارائه شده نیمساز مثلث متساوی‌الساقین که به شکل سبز (شکل ۳و۲) نشان داده شده است نشان‌دهنده سنترلاین می‌باشد. نمودار قرمز رنگ (شکل ۳و۲) جهت حرکت و فرود هواپیما را نشان می‌دهد که در ابتدا فاصله هواپیما DME2 کمتر می‌باشد و این نشان‌دهنده فرود نامناسب و غیرقابل‌پذیرش می‌باشد به شکلی که فرود بایستی دقیقاً مطابق با نیمساز مثلث متساوی‌الساقین 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 به‌عنوان بازه کنترل نشده این بازه در فیدبک سیستم کنترلی تعریف شده و خروجی نهایی مطابق آنچه در شکل شماره ۲ و ۳ نمایش داده شده است استخراج می‌گردد.

در راستای شناسایی مناسب‌ترین مکان و سنترلاین فرود، سه حالت در نظر گرفته می‌شود. سیستم کلی به‌گونه‌ای می‌باشد که با تنظیم فرکانس هریک از سنجش‌گرهای موجود در هواپیما با یکی از سنجش‌گرهای کنار لاین فرود، به شناسایی سنترلاین می‌پردازیم. این سیستم به‌گونه‌ای عمل می‌کند که با شناسایی فاصله‌ی هواپیما از هریک از سنجش‌گرهای کنار لاین فرود به تشخیص سنترلاین اصلی می‌پردازد. اصول اساسی به‌گونه‌ای است که هواپیما به‌عنوان رأس یک مثلث قائم‌الزاویه در نظر گرفته می‌شود. (مطابق شکل ۱).

مهم‌ترین بحث در راستای شبیه‌سازی و ارائه‌ی رویکرد نوآورانه در این مقاله، شناسایی مکان بهینه‌ی هریک از سنجش‌گرهای فاصله با در نظر گرفتن شرایط عدم قطعیت (عدم برابر بودن اولیه‌ی فاصله‌ی هریک

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 آنجاکه جابجایی‌های مجازی  $\delta q_i$  اختیاری می‌باشند، می‌توان آنها را به‌گونه‌ای 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  $L$  به‌صورت زیر:

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

و در صورتی که  $U$  تابع سرعت نباشد، معادله (۹) را می‌توان به‌صورت 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:

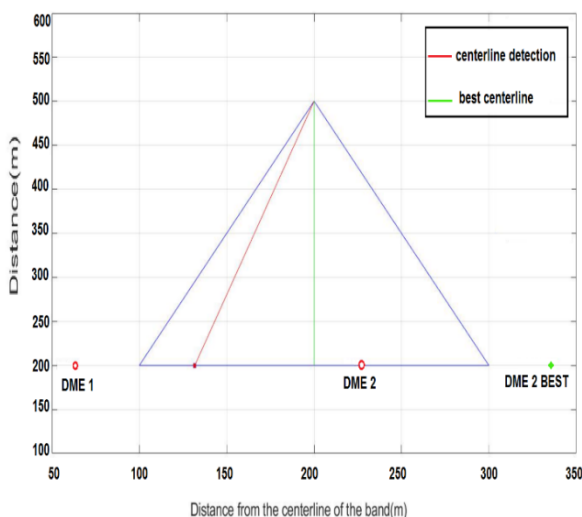
- (۱) تعداد درجات آزادی سیستم را مشخص کرده و مختصات تعمیم یافته را برای توصیف حرکت سیستم انتخاب کنید.
- (۲) انرژی جنبشی سیستم،  $T$  را برحسب سرعت‌های تعمیم یافته به دست آورید.
- (۴) انرژی پتانسیل سیستم،  $U$  را برحسب مختصات تعمیم یافته سیستم به دست آورید.

#### ۳- معادلات حاکم الگوریتم گرگ خاکستری

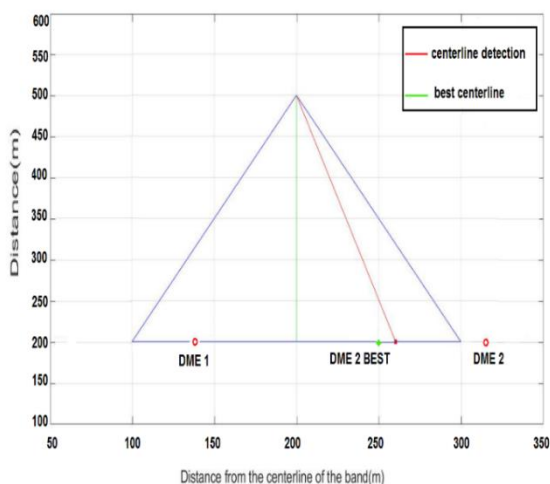
هنگام طراحی GWO، به منظور مدل‌سازی ریاضی سلسله‌مراتب اجتماعی گرگ‌ها، ما مناسب‌ترین راه‌حل را به صورت آلفا (a) در نظر می‌گیریم. متعاقباً، دومین و سومین راه مناسب به ترتیب بتا (b) و دلتا (d) نامیده می‌شوند.

صورت DME 2 best (نقطه‌ی سبز رنگ)؛ فاز نهایی شناسایی باند فرود مانند آنچه در شکل با خط سبز کشیده شده‌است صورت خواهد پذیرفت.

در شکل ۳ به ارائه‌ی نمودار حاصل از حالت دوم ( $DME2 < DME1$ ) پرداخته شده‌است.



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

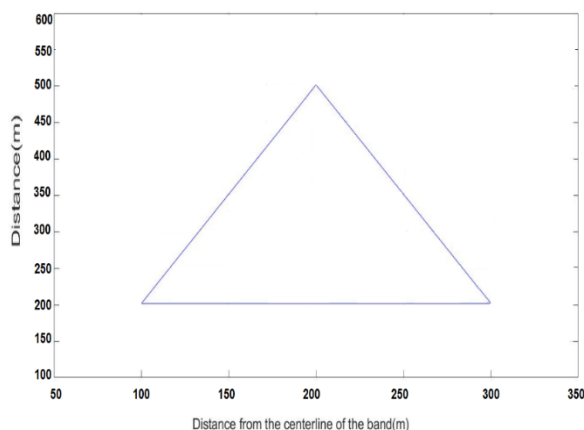


شکل ۳: خروجی حاصل از فاصله نابرابر در حالت  $DME1 < DME2$

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.

همان‌طور که در شکل ۴ نمایش داده شده‌است، ابتدا  $DME1$  با فاصله‌ی متفاوت و قابل‌پذیرش در فازی بازه‌ای موردنظر (متفاوت نسبت

از سنجش‌گرها نسبت به لاین فرود اصلی)، می‌باشد. در این راستا سیستم به‌گونه‌ای طراحی شده‌است که ابتدا به شناسایی لاین فرود غیرایده‌آل (با توجه به متفاوت بودن اولیه‌ی فاصله‌ی سنجش‌گرها از لاین اصلی فرود)؛ پرداخته خواهد شد. پس از آن و باوجود عدم تقرب بهینه، سیستم به‌طور خودکار به شناسایی مکان بهینه‌ی سنجش‌گر ثانویه نسبت به باند پرواز اصلی، پرداخته و با ارائه‌ی جایگاه بهینه‌ی سنجش‌گر ثانویه؛ به ارائه‌ی باند فرود شناسایی‌شده‌ی نهایی مطابق آنچه در شکل ۳ نمایش داده شده‌است خواهد پرداخت.



شکل ۱: تشکیل مثلث متساوی‌الساقین

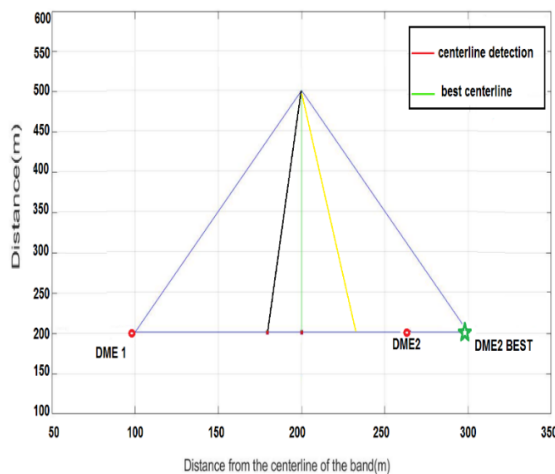
در شکل ۱ مثلث مفروض به‌عنوان باند اصلی پرواز در قائده‌ی مثلث و مکان هواپیما به‌عنوان رأس مثلث می‌باشد. حالت ایده‌آل برای فرود نیمساز تشکیل شده از رأس مثلث می‌باشد. چنانچه فاصله‌ی هواپیما از هر یک از سنجش‌گرها یکسان باشد، هواپیما در راستای مناسب جهت فرود قرار دارد.

زمانی که فاصله‌های غیر یکسان از باند فرود نرمال برای هر یک از سنجش‌گرها وجود داشته باشد نیاز به شناسایی مناسب‌ترین مکان جهت قرارگیری DME ثانویه وجود دارد و همین منظور سیستم به صورت پویا در نظر گرفته می‌شود به‌گونه‌ای که پس از شناسایی سنتر لاین مفروض بر اساس نحوه قرارگیری اولیه هر یک از سنجش‌گرها در انتها جایگاه مناسب و محل قرارگیری بهینه برای ثانویه شناسایی خواهد شد بدیهی است این شرایط تنها در صورت غیر یکسان بودن هر دو سنجش‌گر حاصل خواهد شد.

همان‌طور که در شکل ۲ داده شده‌است، ابتدا و براساس نابرابر بودن هر دو سنجش‌گر، سنترلاین پیشنهاد شده مانند آنچه در شکل ۲ به خط قرمز نشان داده شده‌است شناسایی می‌شود. با توجه به غیر ایده‌آل بودن باند فرود، نیاز به بهبود جایگذاری و شناسایی مکان‌یابی بهینه در  $DME2$  وجود دارد که پس از شناسایی جایگاه مناسب به

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

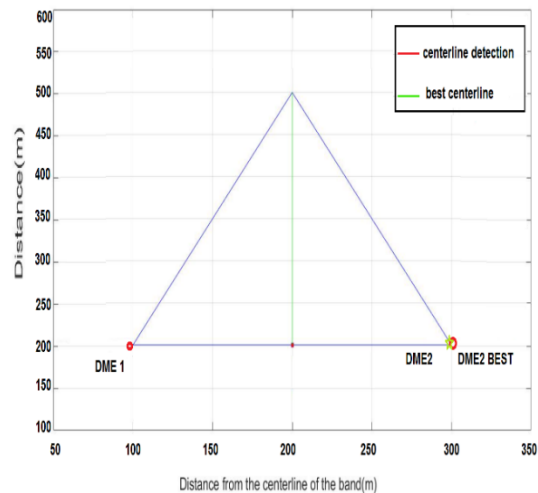
پارامترها	بدون الگوریتم گرگ خاکستری	با الگوریتم گرگ خاکستری
کاهش تأثیر توربولانس(%)	۲۰٪	۴۰٪
احتمال خطای فرود	۱۰٪	۵٪
دقت اندازه‌گیری فاصله	۸۵٪	۹۵٪
پیچیدگی محاسباتی	بالا	پایین



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

در راستای تحقق فرود ایمن‌تر، استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی گرگ خاکستری برای به حداقل رساندن خطاهای مربوط به توربولانس پیشنهاد شده‌است، 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، به‌ویژه زمانی که تأثیر توربولانس دقت این مانورهای حیاتی را مختل کند. انطباق‌پذیری 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، توجه به این نکته مهم است که تلاش برای افزایش ایمنی صرفاً بر یک

به شکل ۲) از DME2 نسبت به سنترلاین قرار داده شده‌است. با در نظر گرفتن سیستم فازی بازه‌ای، تفاوت بسیار ناچیز و موردقبول شناسایی شده و همان‌طور که مشاهده می‌گردد، سنترلاین پیشنهادشده منطبق بر سنترلاین موردقبول جهت فرود قرار گرفته است.



شکل ۴: نمایش خروجی حاصل از فرضیه‌ی اساسی فازی بازه‌ای

در ادامه و در شکل ۵ به ارائه‌ی نتیجه‌ی حاصل از نوآوری کار و در نظر گرفتن شرایط غیرایده‌آل جوی (وزش باد) پرداخته شده‌است.

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 شده‌است، می‌توان لاین فرود را به‌درستی و منطبق بر خط سبز نشان داد. اما اضافه شدن پدیده‌ی وزش باد و شرایط غیر ایده‌آل ایجادشده منجر به فرود در شرایط نادرست و منطبق بر خط زرد رنگ می‌شود. بدیهی است به‌منظور بهبود شرایط فرود می‌توان با شناسایی مکان درست سنجش‌گر شماره‌ی ۲؛ شرایط فرود را تا حدود زیادی به حالت ایده‌آل نزدیک کرد.

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 آب‌وهوا، 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.

درنهایت، ادغام این تکنیک‌های نوآورانه در صنعت هوانوردی، به‌ویژه در فرودگاه‌های پرتردد و شرایط جوی نامساعد، می‌تواند بهبودهای قابل‌توجهی 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، پیشنهادها زیر قابل‌توجه 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 برنامه‌ریزی استراتژیک برای بهبود عملکرد سیستم‌های فرود و کاهش احتمال خطاهای ناشی از توربولانس و دیگر عوامل جوی به کار روند.

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 قابل‌توجه خود، به‌عنوان یک چراغ امید در حرکت برای فرود ایمن‌تر عمل می‌کند. این هدف باهدف 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 قابل‌توجهی 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 هر یک 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 قرارگیری 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 قابل‌توجهی دقت و ایمنی فرود هواپیما را بهبود بخشد. این روش با توجه به ارزیابی فازی فاکتورهای مختلفی مانند شرایط آب‌وهوا، مسیر پرواز، و متغیرهای مرتبط، قادر است موقعیت بهینه دستگاه‌ها را شبیه‌سازی و پیش‌بینی

- 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>.
- 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- منابع

- [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 Data Driven Control and Learning Systems