

Coordinated Control of Multiple Agents for Automatic Landing and Execution of Formation Flights using Fuzzy Control Allocation Approach

Saba Nikseresht ^a, Mahdi Jafari-Nadoushan ^{b*}

^{a, b} Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT

In many next-generation platforms, the application of control allocation approaches is one of the most effective methods for performing coordinated aerial maneuvers. This approach minimizes the energy required for various operations, compensates for actuator faults, enhances reliability and dependability, and prevents actuator saturation. This paper addresses the coordinated control of multiple agents for autonomous landing and coordinated maneuvers using a fuzzy control allocation approach. In this framework, one of the platforms assumes the role of a leader agent, while the other two operate as follower agents. By employing a fuzzy controller, optimizing its parameters with a genetic algorithm, and allocating control signals among lift actuators and the thrust vector control system, agents can be guided with desired stability, sufficient accuracy, and minimal control effort to a specific altitude, followed by executing well-organized and synchronized maneuvers. The results demonstrate that the fuzzy control allocation method achieves high precision in controlling the landing of platforms to a designated altitude. Ultimately, the platforms execute coordinated autonomous landing maneuvers with favorable conditions, sufficient stability, high accuracy, relatively short execution time, and minimal control effort.

KEYWORDS

Fuzzy Control Allocation, Multi-Agent Systems, Formation Flights, Autonomous Landing, Multi-Objective Optimization, Genetic Algorithm

* Corresponding Author: mjafari@kntu.ac.ir

1. Introduction

In recent years, advancements in aviation technologies, particularly in automatic landing and maneuvering, have highlighted the importance of advanced control systems like control allocation. These algorithms optimize control signal distribution among actuators to enhance maneuverability, fault tolerance, and safety. In coordinated flight scenarios, effective communication between agents is critical, with a leader agent managing formation and follower agents adhering to commands. This hierarchical structure improves overall performance, safety, and efficiency. Analyzing coordinated flight data helps identify optimal collaboration patterns and agent configurations [1]. In this study, one module is introduced as the leader, while two other modules act as followers, maintaining the desired distance and formation relative to the leader. For this purpose, the study utilizes aerodynamic lift actuators and thrust vector control systems to optimize control allocation among actuators, aiming to reduce control effort, enhance stability, and improve precision in controlling module landings and executing coordinated maneuvers. Hao et al. explored a formation control problem involving unmanned aerial vehicles (UAVs) by dividing them into distinct groups with no interference between them. Leaders of each group execute coordinated paths to manage missions, while followers track their leaders' paths to maintain group coordination [2]. Kartal et al. proposed a distributed formation control method based on the backstepping approach, ensuring stability independent of communication delays between UAVs. They considered a distributed control design where agents update their position and status based on situational data collected from neighbors [3]. Wang et al. investigated the input delay issue in multi-agent system control using directed graphs. Sequential predictive observers were first designed to estimate future states for each agent, followed by the design of adaptive controllers [4]. Yan et al. studied formation and coordinated control for multi-agent systems with time delays, proposing an event-based controller to reduce communication loads. A test platform with four UAVs demonstrated the expected coordinated formation was achieved, and the proposed controller effectively resolved formation control with time delays [5]. The present study examines the coordinated control of multiple modules for automatic landing and coordinated maneuvers using a fuzzy control allocation approach. Fuzzy controllers have lower computational complexity than many other controllers and exhibit reasonable robustness against uncertainties. Additionally, fuzzy controllers are model-free, making them highly applicable in complex or poorly modeled systems. To enhance the efficiency of the proposed controller, improve its precision in coordinated agent landing control, and reduce control effort, a genetic

algorithm is utilized. This algorithm optimizes the fuzzy controller parameters based on the problem's objectives, significantly improving the quality of coordinated landings. The novelties of this article are summarized as follows:

- 1) A fuzzy controller is used for the optimal allocation of control signals between lift actuators and thrust vector control systems for coordinated agent landings.
- 2) Unlike most studies where either aerodynamic actuators (ailerons, rudder, elevator) or thrust vector control systems are used individually, this study simultaneously employs both types of actuators. The control signals generated by the fuzzy control allocation unit are optimally distributed between these actuators to minimize control effort.
- 3) A genetic algorithm is employed to optimize the fuzzy controller parameters considering two defined control objectives, enabling coordinated landing and agent formation with minimal control effort, sufficient accuracy, and reasonable time while achieving highly acceptable system stability.

2. Methodology

2.1. Dynamic model

This section outlines the nonlinear six degree of freedom dynamic model for a rigid-body satellite. The force equations in the body-fixed system are:

$$\begin{aligned} m(\dot{u} - vr + wq) &= -mg \cdot \sin \theta + F_{A_x} + F_{T_x} \\ m(\dot{v} - ur + wp) &= mg \cdot \sin \phi \cos \theta + F_{A_y} + F_{T_y} \\ m(\dot{w} - uq + vp) &= mg \cdot \cos \phi \cos \theta + F_{A_z} + F_{T_z} \end{aligned} \quad (1)$$

Where u , v , and w are the linear velocity components, and F_A and F_T are aerodynamic and thrust forces. The moment equations are:

$$\begin{aligned} \dot{p}I_{xx} - I_{xz}(r + pq) + (I_{zz} - I_{yy})rq &= L_A + L_T \\ \dot{q}I_{yy} - pr(I_{xx} - I_{zz}) - (p^2 - r^2)I_{xz} &= M_A + M_T \\ \dot{r}I_{zz} - \dot{p}I_{xz} - pq(I_{yy} - I_{xx}) + rqI_{xz} &= N_A + N_T \end{aligned} \quad (2)$$

While q , p , and r represent the angular velocities around the body axes.

2.2. Longitudinal flight control System Design.

Fuzzy logic controllers operate based on rules rather than precise values. These controllers manage the state and formation of the satellite using lift force control and thrust vectoring to coordinate agents during the landing process. The fuzzy rules and knowledge base enable the system to dynamically adapt and operate efficiently even under uncertainty and noise. In this article, a fuzzy controller based on 49 rules is used to control the agents in the longitudinal channel.

3. Results and Discussion

This section presents the results obtained from the simulations. Figure 4 illustrates the system outputs, including the flight path angle, pitch rate, and altitude for

each agent at every moment. Figure 5 demonstrates the behavior of the lift actuators and the thrust vectoring system over time, showing the deviation of each actuator for all agents during coordinated automatic landing. A general schematic of the fuzzy flight control system and its performance is presented in Figure 6.

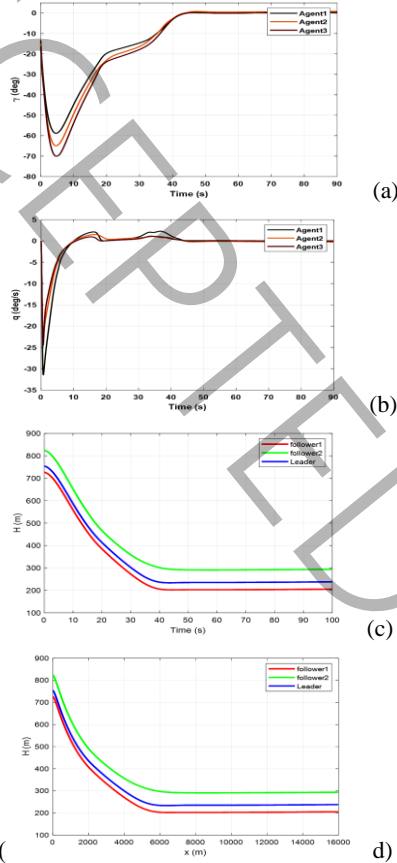


Figure 4: State Variables of Agent (a) Gamma Angle (γ) (b) Pitch Rate (q) (c) Altitude of Agents (H) (d) Coordinated Formation of Agent

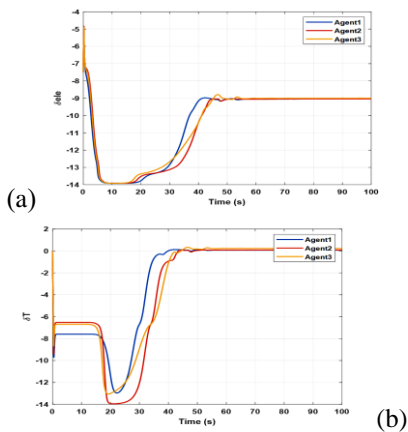


Figure 5: Angles of Actuators During the Mission (a) Elevator Angle (b) Thrust Vector Angle of the Engine

In Figure 4(a), agents converge their flight path angles to zero and stabilize at a specific altitude. Figure 4(b) shows the pitch rates converging to zero. Figure 4(c) highlights the agents' stable altitude maintenance. Figure 4(d) demonstrates the triangular formation and precise

spacing among agents. In Figure 5(a), lift actuator angles are shown, and in Figure 5(b), thrust vector angles remain within ± 15.5 degrees.

4. Conclusion

This paper investigates the impact of using a fuzzy controller for the autonomous landing of multiple agents and the execution of coordinated aerial maneuvers from different initial altitudes. The simulation results indicate that the use of this controller can serve as an effective tool for autonomous landing of the agents and for establishing adequate conditions with sufficient positioning to initiate aerial maneuvers at specific altitudes. In this controller, by distributing the control signal between the lift actuators and the thrust vectoring system, the agents perform the descent process with adequate accuracy, appropriate speed, minimal control effort, and in a relatively short time, guiding them to the desired altitude. Then, a coordinated maneuver is executed, with both follower agents maintaining a specified distance from the lead agent. This paper not only contributes to improving the control of the landing process for the agents but also presents an innovative approach for utilizing fuzzy controllers to solve the technical challenges associated with this process. Given the positive results obtained from the fuzzy controller in the autonomous landing and coordinated maneuver execution process, it is suggested that future research assess the controller's capabilities in more complex scenarios. The controller's ability to adapt and compensate in the case of faults in the agents' actuators, such as lift or thrust vectoring system failures, can be explored. Furthermore, the development and use of fuzzy controllers integrated with neural networks could enhance system accuracy and reduce reaction time.

5. References

- [1] S.A. Tohidi, Control of Fault Tolerance using Adaptive Control for Allocation of Virtual Inverse Manipulators along Null Space, K. N. Toosi University of Technology, 1391.
- [2] C. Hao, W. Xiangke, S. Lincheng, C. Yirui, Formation flight of fixed-wing UAV swarms: A group-based hierarchical approach, Chinese Journal of Aeronautics, 34(2) (2021) 504-515.
- [3] Y. Kartal, K. Subbarao, N.R. Gans, A. Dogan, F. Lewis, Distributed backstepping based control of multiple UAV formation flight subject to time delays, IET Control Theory & Applications, 14(12) (2020) 1628-1638.
- [4] J. Wang, Z. Zhou, C. Wang, Z. Ding, Cascade structure predictive observer design for consensus control with applications to UAVs formation flying, Automatica, 121 (2020) 109200.
- [5] Z. Yan, L. Han, X. Li, X. Dong, Q. Li, Z. Ren, Event-triggered formation control for time-delayed discrete-time multi-agent system applied to multi-UAV formation flying, Journal of the Franklin Institute, 360(5) (2023) 3677-3699.

ACCEPTED MANUSCRIPT

کنترل هماهنگ چند عامل برای انجام فرود خودکار و اجرای مانورهای هماهنگ با استفاده از رویکرد تخصیص کنترل فازی

صبا نیک سرشت^۱، مهدی جعفری ندوشن^{۲*}

^۱ دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

* mjafari@kntu.ac.ir

چکیده

در بسیاری از پیمایه‌های نسل جدید، استفاده از رویکرد تخصیص کنترل، یکی از روش‌های موثر برای انجام مانورهای هماهنگ هوایی به منظور کاهش انرژی مورد نیاز جهت انجام عملیات مختلف، جبران‌سازی عیوب عملگرهای سیستم، افزایش قابلیت اطمینان، افزایش قابلیت اعتماد و جلوگیری از به اشباع رسیدن عملگرها است. این مقاله، به کنترل هماهنگ چند عامل برای فرود خودکار و انجام مانورهای هماهنگ با استفاده از رویکرد تخصیص کنترل فازی می‌پردازد. برای انجام پرواز هماهنگ، نقش پیشرو برعهده یکی از پیمایه‌ها است که به عنوان عامل پیشرو شناخته می‌شود، در حالی که دو پیمایه دیگر، به عنوان عامل‌های پیرو عمل می‌کنند. با استفاده از کنترل‌کننده فازی، بهینه‌سازی پارامترهای آن با استفاده از الگوریتم ژنتیک و تخصیص سیگنال‌های کنترلی بین عملگرهای بالابر و سیستم کنترل بردار نیروی پیشران، می‌توان عامل‌ها را با پایداری مطلوب، دقت کافی و حداقل تلاش کنترلی به ارتفاعی مشخص هدایت نمود و سپس مانورهای هماهنگ و منظمی را به انجام رسانید. نتایج نشان می‌دهد که روش تخصیص کنترل فازی، دقت بالایی را در کنترل فرود پیمایه به یک ارتفاع مشخص دارا بوده و در نهایت، پیمایه‌ها با شرایط مناسب، پایداری کافی، دقت بالا، زمان نسبتاً کوتاه و کمترین میزان تلاش کنترلی به اجرای مانور فرود خودکار هماهنگ می‌پردازند.

کلمات کلیدی

تخصیص کنترل فازی، سیستم‌های چند عامله، پرواز هماهنگ، فرود خودکار، بهینه‌سازی چند هدفه، الگوریتم ژنتیک.

در دهه‌های اخیر، توسعه فناوری‌های پیشرفته در زمینه هوانوردی، به ویژه در فرود خودکار و مهارت‌های مانوردهی پیمایه‌ها از جمله هواپیمایه‌ها به عنوان یکی از موضوعات چالش برانگیز علمی، پیشرفت چشمگیری داشته است. در سیستم‌های کنترلی سامانه‌های پیشرفته مانند هواپیمایه‌ها، برای بهبود قابلیت مانور، مقاوم شدن سیستم در برابر عیب، کم شدن تلاش و هزینه‌های کنترلی، افزایش قابلیت اطمینان و غیره، از الگوریتم‌های تخصیص کنترل استفاده می‌شود. تخصیص کنترل به معنای تقسیم و توزیع سیگنال‌های کنترلی در بین عملگرهای سیستم است. تخصیص کنترل، هنگامی مطرح می‌شود که سیستم تحت کنترل، تعداد عملگرهای بیشتری نسبت به اهداف کنترلی گفته شده داشته باشد [۱]. در مقاله حاضر به بررسی نتایج استفاده موثر از تخصیص کنترل فازی در کنترل فرود خودکار و هم‌زمان چند عامل در قالب پیمایه‌ها و سپس اجرای پرواز هماهنگ با آرایش‌بندی مشخص پرداخته می‌شود. برای انجام پروازهای هماهنگ، ارتباط مؤثر بین عامل‌ها امری حیاتی است. معمولاً برای انجام پرواز هماهنگ، نقش پیشرو توسط یکی از پیمایه بر عهده گرفته می‌شود که به عنوان عامل پیشرو شناخته می‌شود، در حالی که پیمایه‌های دیگر، به عنوان عامل‌های پیرو عمل می‌کنند. سامانه‌های مدیریت ارتباطات پیمایه‌ها، امکان تبادل داده‌ها و اطلاعات را فراهم می‌کنند تا از تداخل جلوگیری شده و اطمینان به عدم برخورد بین عامل‌ها افزایش یابد. پیمایه پیشرو نقشی محوری در هماهنگی پروازها، هدایت و کنترل آرایش عامل‌ها، تعیین مسیر پرواز و غیره را به عهده دارد. به علاوه، این پیمایه کنترل ترافیک هوایی را مدیریت می‌کند و از بروز برخورد بین پیمایه‌ها جلوگیری می‌کند. پیمایه‌های پیرو با رعایت دقیق دستورات پیشرو که شامل حفظ فاصله ایمن از سایر پیمایه‌ها و حفظ ارتفاع مشخص است، نقش فعالی را در پرواز هماهنگ و بدون تضاد ایفا می‌کنند. علاوه بر این، آن‌ها موظف به گزارش وضعیت خود به پیمایه پیشرو هستند. در این ساختار سلسله‌مراتبی امکان دارد هر پیمایه دستورات پیشرو را با دقت دنبال کند که به بهبود عملکرد، ایمنی و کارایی کلی کمک می‌کند. با تجزیه و تحلیل داده‌های پروازهای هماهنگ، نمودارها ارائه می‌شوند تا نقش هر عامل در طول زمان نشان داده شود. این نمودارها، ارتفاع و فاصله بین پیمایه‌ها را توضیح می‌دهند. علاوه بر این، مقایسه این نمودارها به شناسایی الگوهای بهینه در پروازهای هماهنگ کمک می‌کند که می‌توانند به عنوان یک رفتار مشارکتی در میان عوامل که موظف به دست‌یافتن به یک الگوی خاص می‌باشند، توصیف شوند. در پژوهش حاضر، یکی از عوامل (پیمایه) به عنوان پیشرو معرفی می‌شود در حالی که دو عامل دیگر به عنوان پیرو عمل می‌کنند و موظف به حفظ فاصله و آرایش مطلوب نسبت به پیشرو هستند. برای این منظور در این مقاله، با استفاده از عملگر آیرودینامیکی بالابر و سیستم کنترل بردار پیشران، می‌توان تخصیص کنترل بین عملگرها را با هدف کاسته شدن تلاش کنترلی، افزایش پایداری و بالا بردن دقت در کنترل فرود پیمایه‌ها و انجام مانور هماهنگ انجام داد. هائو و همکاران، به بررسی یک مسئله کنترل تشکیلاتی، متشکل از پهپادهای بدون سرنشین می‌پردازند که آن‌ها را به چندین گروه متمایز و بدون تداخل با یکدیگر تقسیم می‌کند. پیشران هر گروه مسیرهای هماهنگی را برای مدیریت مأموریت اجرا می‌کنند و دنبال‌کنندگان مسیر پیشران خود را پیگیری می‌کنند تا هماهنگی گروه را برقرار کنند [۲]. کارتل و همکاران، یک روش کنترل تشکیلاتی توزیع‌شده را ارائه می‌کنند که پایداری آن مستقل از تاخیرهای زمانی در ارتباطات بین پهپادهای بدون سرنشین است. برای این مسئله، یک طرح کنترل توزیع‌شده را مدنظر قرار می‌دهند که در آن عامل‌ها، موقعیت و وضعیت خود را براساس اطلاعات وضعیتی که از همسایگانش جمع‌آوری کرده است، به روز کند [۳]. وانگ و همکاران، مسئله تأخیر ورودی در کنترل سیستم‌های چندعاملی را با گراف جهت‌دار مورد بررسی قرار می‌دهند. ابتدا مشاهده‌گرهای پیش‌بینی ساختار پیاپی طراحی می‌شوند تا وضعیت آینده برای هر عامل به‌دست آید. سپس کنترل‌کننده‌های تطبیقی برای عوامل طراحی می‌شوند [۴]. یان و همکاران، مسئله کنترل تشکیلاتی و هماهنگی را برای یک سیستم چندعاملی با تأخیر زمانی مطالعه می‌کنند. سپس یک کنترل‌کننده مبتنی بر حوادث پیشنهاد می‌شود تا بار ارتباطی سیستم را کاهش دهد. در نهایت، یک پلتفرم آزمایشی با چهار پهپاد ساخته می‌شود، نتایج نشان می‌دهد که آرایش هماهنگ مورد انتظار، به‌دست آمده و کنترل‌کننده پیشنهادی می‌تواند مسئله کنترل تشکیلاتی با تأخیر زمانی را حل کند [۵]. کنکاشور و همکاران، یک رویکرد نوآورانه بر اساس یادگیری تقویتی چند عامله را برای پرواز هماهنگ فضایی ارائه می‌دهند. در این طرح، فضاپیمایه استراتژی کنترل را از طریق یادگیری انتقالی فرا می‌گیرند. دو الگوریتم یادگیری پیشنهاد می‌شود، در الگوریتم اول، هر عامل به طور مستقل کنترل بهینه را یاد می‌گیرد. در الگوریتم دوم، هر عامل اطلاعات یادگرفته شده را با سایر عاملان به اشتراک می‌گذارد [۶]. آرتیتان و همکاران، یک کنترل‌کننده لغزشی بهینه و پایدار را برای مقابله با مسئله اشباع

تراستر در پیگیری مسیر تشکیلاتی برای پرواز هماهنگ فضاپیماهای کولمبی ارائه می‌دهند. طراحی کنترل‌کننده بهینه بر اساس تئوری کنترل بهینه، با استفاده از تکنیک کنترل لغزشی انتگرالی تکمیل شده است [۷]. مارتینز و همکاران، تأثیر پرواز تشکیلاتی و هماهنگ را بر انرژی و پایداری کشف و برای طراحی سیستم‌های پرواز خودکار کارآمدتر، اطلاعات مناسبی را فراهم می‌کنند. دیدگاه‌های به دست آمده از این تحقیق، پیامدهای گسترده‌ای برای فناوری پهپاد به ویژه در برنامه‌هایی که نیاز به مدت زمان طولانی پرواز و پایداری عملیاتی مانند نظارت محیطی و مأموریت‌های جستجو و نجات دارند، ارائه می‌کند [۸]. الگوهای و همکاران، دو کنترل‌کننده تطبیقی شامل کنترل‌کننده پیش‌بینی مدل و کنترل‌کننده جستجوی مسیر بهینه را پیاده‌سازی می‌کنند. از کنترل‌کننده پیش‌بینی مدل به عنوان کنترل‌کننده پایدار، برای حفظ شکل هماهنگ عامل‌ها استفاده می‌شود، در حالی که کنترل‌کننده جستجوی مسیر بهینه برای جستجوی موقعیت بهینه با هدف کم کردن مصرف انرژی به صورت بلادرنگ، برای پیمایه پیرو به کار می‌رود [۹]. در مقاله وانگ و همکاران، یک پرواز هماهنگ با شرط عدم برخورد عامل‌ها انجام می‌شود که شامل یک مازول کنترل شکل هماهنگ و یک مازول جلوگیری از برخورد با موانع است. پرند بدون سرنشین پیرو، همواره سرعت و موقعیت خود را با پیشرو تنظیم می‌کند [۱۰]. مقاله پیش‌رو، به بررسی کنترل هماهنگ چند پیمایه برای انجام فرود خودکار و اجرای مانورهای هماهنگ با استفاده از رویکرد تخصیص کنترل فازی می‌پردازد. کنترل‌کننده‌های فازی حجم و پیچیدگی محاسباتی بسیار کمی نسبت به بسیاری از کنترل‌کننده‌های دیگر دارند و تا حد مناسبی می‌توانند عدم قطعیت را تحمل کنند. علاوه بر آن، کنترل‌کننده‌های فازی بر پایه مدل نبوده و در سیستم‌های پیچیده یا سیستم‌های با مدل نامعلوم، بسیار کاربردی هستند. به منظور ارتقای کارایی کنترل‌کننده مزبور، بالا بردن دقت آن در کنترل فرود هماهنگ عامل‌ها و نیز کاستن میزان تلاش کنترلی از الگوریتم ژنتیک استفاده می‌شود و پارامترهای کنترل‌کننده فازی با توجه به اهداف مسأله بهینه و اصلاح می‌شوند و در نهایت به بهبود کیفیت فرود هماهنگ عامل‌ها، کمک شایانی می‌کند. تازه‌های این مقاله به شرح زیر هستند:

- از کنترل‌کننده فازی برای تخصیص بهینه سیگنال کنترلی بین عملگرهای بالابر و سیستم کنترل بردار پیشران برای فرود هماهنگ عامل‌ها استفاده می‌شود.
- در بسیاری از مقالات، برای کنترل پیمایه، معمولاً یا از عملگرهای آیرودینامیکی (مانند بالابر، شهپر، سکان عمودی و سکان افقی) و یا از سیستم کنترل بردار پیشران، به صورت مجزا استفاده می‌شود، اما در مقاله حاضر از عملگرهای آیرودینامیکی و سیستم کنترل بردار پیشران به طور هم‌زمان استفاده می‌شود و سیگنال‌های کنترلی تولید شده توسط بخش تخصیص کنترل فازی، بین دو عملگر مزبور به صورت بهینه به نحوی که تلاش کنترلی کمینه گردد، تخصیص داده می‌شوند.
- از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی پارامترهای کنترل‌کننده فازی با در نظر گرفتن دو هدف کنترلی تعریف شده که در ادامه بیان می‌شود، استفاده شده است، به نحوی که امکان انجام فرود هماهنگ و آرایش‌بندی عامل‌ها با کمترین تلاش کنترلی، دقت کافی و در زمان معقول فراهم شود و سیستم پایداری کاملاً مناسب و قابل قبولی به همراه داشته باشد.
- در ادامه و در بخش دوم به بیان مدل دینامیکی مورد استفاده برای پیمایه پرداخته می‌شود. در بخش سوم، طراحی سیستم کنترل پرواز طولی که خود شامل زیربخش‌های سیستم‌های فازی و بهینه‌سازی پارامترهای کنترل‌کننده فازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک است، اختصاص داده می‌شود و در نهایت در بخش چهارم نتایج شبیه‌سازی‌ها ارائه می‌شود.

۲- مدل دینامیکی پیمایه

در این بخش، مدل غیرخطی شش درجه آزادی یک پیمایه نمونه با بدنه صلب ارائه می‌شود. با این فرض که نرخ زمانی تغییر جرم و ممان اینرسی پیمایه، در کل مأموریت ناچیز است. معادلات نیرو در دستگاه مختصات بدنی به صورت زیر محاسبه می‌شود [۱۱، ۱۲]:

$$\begin{aligned}
 m(\dot{u} - vr + wq) &= -mg \cdot \sin \theta + F_{A_x} + F_{T_x} \\
 m(\dot{v} - ur + wp) &= mg \cdot \sin \phi \cos \theta + F_{A_y} + F_{T_y} \\
 m(\dot{w} - uq + vp) &= mg \cdot \cos \phi \cos \theta + F_{A_z} + F_{T_z}
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

که u, v, w مولفه‌های سرعت خطی در دستگاه بدنی I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} ممان اینرسی حول سه محور بدنی، I_{xy}, I_{yz}, I_{xz} ممان اینرسی ضربی و m نیز جرم پیمایه هستند. پیمایه‌ها معمولاً دارای تقارن نسبت به محور طولی (محور x) یا محور عرضی (محور y) هستند. به دلیل این تقارن، بخش‌های خارج از قطر ماتریس اینرسی (مانند I_{yz}, I_{xy}) به مقادیر بسیار کوچکی نزدیک می‌شوند. این مقادیر کوچک تأثیر ناچیزی بر رفتار دینامیکی پیمایه دارند و به همین دلیل اغلب در محاسبات نادیده گرفته می‌شوند. معادلات ممان در دستگاه بدنی به شرح زیر است [۱۱]:

$$\begin{aligned} \dot{p}I_{xx} - I_{xz}(\dot{r} + pq) + (I_{zz} - I_{yy})rq &= L_A + L_T \\ \dot{q}I_{yy} - pr(I_{xx} - I_{zz}) - (p^2 - r^2)I_{xz} &= M_A + M_T \\ \dot{r}I_{zz} - \dot{p}I_{xz} - pq(I_{yy} - I_{xx}) + rqI_{xz} &= N_A + N_T \end{aligned} \quad (2)$$

در حالی که p, q, r بیانگر سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای مختصات بدنی هستند. با توجه به اینکه حرکت پیمایه تنها در کانال طولی بررسی می‌شود، از بررسی متغیرهای سمتی جانبی و رفتار پیمایه در این کانال صرف‌نظر می‌گردد. معادلات موقعیت به شکل ماتریسی به صورت زیر بیان می‌شود [۱۳]:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3)$$

x, y, z موقعیت پیمایه و $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ بیانگر نرخ تغییر مکان در هر لحظه خواهد بود. ψ, θ, ϕ در رابطه بالا، نشان‌دهنده زوایای اوایلر بوده که معادلات آن به شکل ماتریسی به صورت زیر بیان می‌شود [۱۱، ۱۳، ۱۴]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

ϕ, θ, ψ زوایای اوایلر، $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ نرخ تغییرات زوایای اوایلر هستند. معادلات ضرایب نیرو و ممان‌های آیرودینامیکی از روابط زیر محاسبه می‌شود [۱۱]:

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{D_{\alpha}} \alpha + C_{D_q} q \\ C_L &= C_{L_0} + C_{L_{\alpha}} \alpha + C_{L_q} q + C_{L_{\Delta_{ele}}} \Delta_{ele} \\ C_Y &= C_{Y_0} + C_{Y_{\beta}} \beta + C_{Y_p} p + C_{Y_r} r + (C_{Y_{\Delta_{ail\alpha}}} \alpha + C_{Y_{\Delta_{ail}}}) \Delta_{ail} + (C_{Y_{\Delta_{ail\alpha}}} \alpha + C_{Y_{\Delta_{rud}}}) \Delta_{rud} \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} C_m &= C_{m_0} + C_{m_{\alpha}} \alpha + C_{m_q} q + C_{m_{\Delta_{ele}}} \Delta_{ele} \\ C_l &= C_{l_{\alpha}} \alpha + C_{l_{\beta}} \beta + C_{l_p} p + C_{l_r} r + (C_{l_{\Delta_{ail\alpha}}} \alpha + C_{l_{\Delta_{ail}}}) \Delta_{ail} + (C_{l_{\Delta_{rud\alpha}}} \alpha + C_{l_{\Delta_{rud}}}) \Delta_{rud} \\ C_n &= C_{n_{\alpha}} \alpha + C_{n_{\beta}} \beta + C_{n_p} p + C_{n_r} r + (C_{n_{\Delta_{ail\alpha}}} \alpha + C_{n_{\Delta_{ail}}}) \Delta_{ail} + (C_{n_{\Delta_{rud\alpha}}} \alpha + C_{n_{\Delta_{rud}}}) \Delta_{rud} \end{aligned} \quad (6)$$

C_D, C_L, C_Y ضرایب نیروهای آیرودینامیکی و C_m, C_l, C_n ضرایب ممان‌های آیرودینامیکی هستند. $[\Delta_T, \Delta_R, \Delta_E, \Delta_A, T]$ به ترتیب نیروی پیشران، زاویه شهپر، زاویه بالابر، زاویه سکان عمودی و زاویه بردار رانش هستند. همچنین شرایط اولیه پرواز برای هر ۳ عامل، طبق جدول ۱ و فاصله عامل‌های پیرو از عامل پیشرو هم مطابق جدول ۲ در نظر گرفته شده است.

۳- طراحی سیستم کنترل پرواز طولی

۳-۱- کنترل‌کننده فازی

سیستم فازی، نوعی سیستم هوشمند است که بر خلاف سیستم‌های کلاسیک که با ارزش‌های دقیق و منطق بولین کار می‌کند، می‌تواند عدم قطعیت و ابهام در داده‌ها را در نظر بگیرد. با استفاده از مفاهیم فازی و تعیین احتمالات، سیستم‌های فازی می‌توانند با داده‌هایی که در محیط‌های واقعی معمولاً مبهم و روشن نیستند، کار کنند. بنابراین، این سیستم‌ها به طور گسترده در کنترل فرایند، تصمیم‌گیری هوشمندانه و سیستم‌های پردازش اطلاعات پیچیده قابل استفاده هستند. سیستم‌های فازی، بر اساس دانش و قوانین کار می‌کنند، به طوری که هسته یک سیستم فازی از قوانین اگر و آنگاه تشکیل شده است. کنترل‌کننده‌های فازی نیز، بر اساس منطق فازی عمل می‌کنند. در این کنترل‌کننده‌ها، ورودی‌ها و خروجی‌ها به جای مقادیر دقیق با مقادیر فازی تعریف می‌شوند. با این حال، مقادیر ورودی و خروجی سیستم‌های کنترل شده، تماماً مقادیر دقیق هستند. بنابراین، روش فازی‌سازی باید برای تبدیل مقدار دقیق به مقادیر فازی استفاده شود. این کنترل‌کننده‌ها، با استفاده از مجموعه‌ای از قوانین فازی که توسط انسان‌ها یا به صورت خودکار تعیین شده‌اند، عمل می‌کند که با استفاده از منطق فازی می‌توانند با محیط‌های پویا و غیرخطی سازگاری پیدا کرده و در برابر عدم قطعیت و نویز، عملکرد بهتری داشته باشد. کنترل‌کننده‌های فازی معمولاً در مواردی استفاده می‌شوند که مدل دقیقی از سیستم در دسترس نیست و یا سیستم پیچیده و غیرخطی است. در این مقاله، برای طراحی سیستم کنترل پرواز طولی که وظیفه کنترل طولی عامل‌ها را برای فرود خودکار هماهنگ برعهده دارد، از کنترل‌کننده فازی استفاده می‌شود. کنترل‌کننده فازی، کنترل طولی پیمایه را در طول فرآیند فرود با دو عملگر کنترلی، یعنی بالابر و سیستم کنترل بردار پیشران (انجام می‌دهد، برای هر یک از عامل‌ها یک کنترل‌کننده فازی طراحی می‌شود که کنترل وضعیت و کنترل آرایش بندی عامل‌ها را نسبت به عامل پیشرو بر عهده می‌گیرد. در ادامه مراحل طراحی کنترل‌کننده فازی، برای فرود خودکار با کنترل زاویه بردار رانش و زاویه بالابر، شرح داده می‌شود.

۳-۱-۱- انتخاب متغیرهای ورودی و متغیرهای کنترلی

در ابتدا، متغیرهای ورودی سیستم که بتواند ویژگی کلیدی سیستم تحت کنترل را مشخص کند به همراه متغیر کنترلی که بر حالت سیستم اثرگذار باشد، تعیین می‌شود. با توجه به این که کنترل‌کننده فازی، کنترل طولی پیمایه را در طی فرآیند فرود هماهنگ، با دو عملگر کنترلی بالابر و سیستم برداردهی نیروی پیشران انجام می‌دهد، لازم است متغیرهای مناسبی را به عنوان ورودی کنترل‌کننده تعیین کرد. برای این منظور، متغیرهای \dot{h}, γ, α را که به ترتیب، زاویه حمله، زاویه اوج‌گیری، تغییرات ارتفاع پیمایه در هر لحظه هستند، به عنوان متغیرهای ورودی و متغیرهای کنترلی یا خروجی‌های کنترل‌کننده فازی، زوایای عملگر بالابر Δ_E و زاویه بردار نیروی پیشران Δ_T در نظر گرفته می‌شود.

۳-۱-۲- تعیین مجموعه‌های فازی ورودی‌ها و خروجی‌های سیستم فازی

مجموعه‌های فازی ورودی‌ها $A_i^l (i=1,2,3)$ و خروجی‌ها $B_i^l (i=1,2)$ در این مسأله، متناسب با سیستم تحت کنترل و با در نظر گرفتن عدم قطعیت و نویز، از نوع گوسی انتخاب می‌شود، زیرا در بین انواع فازی‌سازها، فازی‌ساز گوسی توان حذف نویز را دارد و به سبب روابط ساده‌ای که دارد، باعث کاسته شدن پیچیدگی محاسبات می‌شود. لازم به ذکر است که در این گام، ساختار و پارامترهای اولیه که شامل مراکز \bar{x}_0^l و انحراف از معیار σ_0^l توابع عضویت ورودی‌های \dot{h}, γ, α و خروجی‌ها که شامل عملگر بالابر Δ_E و زاویه بردار نیروی پیشران Δ_T هستند، تعیین می‌شوند. هم‌چنین، مقادیر انحراف از معیار توابع عضویت هر ورودی، ثابت در نظر گرفته می‌شود و در مراحل بعدی در صورت نیاز، به هریک از توابع عضویت انحراف از معیار متفاوتی اختصاص داده می‌شود. تابع عضویت گوسی به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۵]:

$$\mu_{A_i^l}(x_i) = \exp\left(-\frac{(x_i - x_i^*)}{\sigma_i}\right)^2 \quad (7)$$

σ_i پارامتری مثبت که انحراف از معیار نام دارد و x_i^* مرکز تابع عضویت مربوط به هر یک از ورودی‌ها یا خروجی‌ها است که بیش‌ترین عضویت (عضویت یک) را دارا است. در شکل ۱، تابع عضویت یک نمونه از ورودی‌ها که مربوط به زاویه گاما (γ) می‌باشد، نشان داده شده است. تابع عضویت سایر متغیرها مانند α و \dot{h} نیز تقریباً مشابه زاویه گاما است، بنابراین از ارائه آن اجتناب می‌شود. در شکل ۱،

هفت تابع عضویت برای توصیف γ استفاده می‌گردد که به ترتیب به عنوان بزرگ منفی (NB)، متوسط منفی (NM)، کوچک منفی (NS)، صفر (ZE)، کوچک مثبت (PS)، متوسط مثبت (PM) و بزرگ مثبت (PB) تعریف بیان شده است.

۳-۱-۳- تدوین قواعد فازی

در این مرحله، $N_1 \times N_2 \times \dots \times N_n$ قانون فازی، مربوط به هر یک از ورودی-خروجی‌ها، تعیین می‌شود. که در حقیقت، n شماره متغیر و N تعداد توابع عضویت مربوط به هر کدام از ورودی‌ها است. برای طراحی سیستم کنترل کننده فازی، دو دسته قوانین وجود دارد. دسته اول، مرتبط با عملگر سیستم کنترل بردار پیشران و دسته دوم، مرتبط با عملگر کنترلی بالابر است. متغیرهای ورودی مرتبط با پایگاه قواعد مربوط به بالابر، زاویه حمله و زاویه اوج‌گیری پیمایه هستند، که در جدول ۳، به ازای مقادیر مختلف ورودی، خروجی هر قاعده که میزان انحراف زاویه بالابر است، مشخص شده، که تنها به بیان ۲۵ قانون آن پرداخته می‌شود. متعاقباً چهل و نه قاعده نیز برای سیستم کنترل بردار پیشران تعریف شده است که به علت تشابه با قوانین عملگر بالابر، از بیان آن صرف‌نظر می‌شود. موتور استنتاج انتخابی نیز، از نوع ضرب ممدانی است. موتور استنتاج ضرب، از مهم‌ترین موتورهای در سیستم فازی و کنترل فازی بوده و دارای سادگی محاسباتی می‌باشد، هم‌چنین در کاربردهای عملی در کنترل فازی، مفهوم مشخصی دارد.

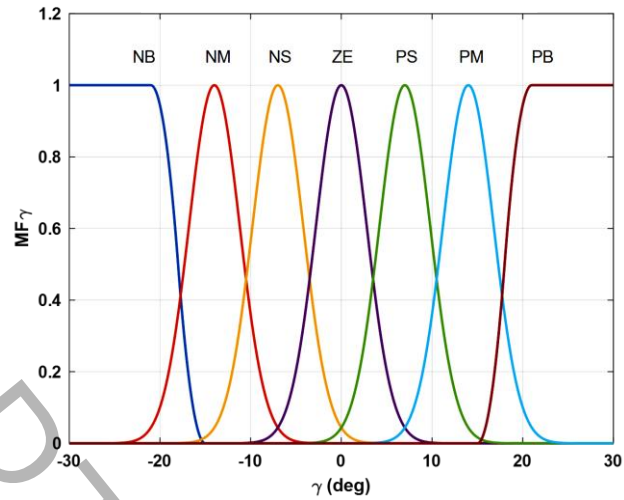
۳-۱-۴- انتخاب نافازی‌ساز

نافازی‌ساز، نگاشت از مجموعه فازی خروجی موتور استنتاج فازی به نقطه قطعی

y^* را برقرار می‌کند. وظیفه نافازی‌ساز، تعیین یک مقدار حقیقی است که بهترین نماینده مجموعه فازی باشد. در واقع، نافازی‌ساز با انتخاب یک عنصر قطعی براساس خروجی موتور استنتاج فازی، اعداد فازی را تبدیل به اعداد حقیقی می‌کند. در این مسأله از بین انواع روش‌های نافازی‌ساز، روش میانگین مراکز انتخاب می‌شود، زیرا متداول‌ترین روش در سیستم‌های فازی و کنترل فازی به شمار می‌رود زیرا از نظر شهودی باورپذیر است و دارای سادگی محاسبات می‌باشد [۱۵]:

$$y^* = \frac{\sum_{l=1}^M \bar{y}^l w_l}{\sum_{l=1}^M w_l} \quad (l = 1, \dots, 49) \quad (8)$$

\bar{y}^l ، مراکز توابع عضویت خروجی هر قاعده و w_l ، وزن‌های متناظر با آن‌ها می‌باشند. پس از طی مراحل بالا، نوبت به ارزیابی توانایی کنترل کننده فازی می‌رسد. با توجه به این‌که کنترل کننده، باید توانایی بالایی در حفظ پایداری و کنترل پیمایه، در حین فرود داشته باشد، چنان‌چه الگوی فرود، به شکل دل‌خواه نباشد، می‌توان با روش‌های مختلفی از جمله گرادیان نزولی، الگوریتم ژنتیک و سایر روش‌های بهینه، به اصلاح پارامترهای کنترل کننده فازی و سپس ارزیابی سیستم حلقه پرداخت. در شکل ۱ توابع عضویت γ نشان داده شده است:



شکل ۱: توابع عضویت زاویه گاما

Figure 1. Membership Functions of Gamma Angle

جدول ۱: شرایط اولیه عامل‌ها

Table 1. Initial Conditions of Agents

عامل سوم	عامل دوم	عامل اول	پارامتر
۴۵ m/s	۴۵ m/s	۴۵ m/s	V_0
۸/۳ deg	۸/۳ deg	۸/۳ deg	α_0
· deg	· deg	· deg	β_0
· m	· m	· m	x_0
· m	· m	· m	y_0
۷۲۶ m	۷۵۴ m	۸۲۴ m	z_0
· deg	· deg	· deg	ϕ_0
۵/۳ deg	۵/۳ deg	۵/۳ deg	θ_0
· deg	· deg	· deg	ψ_0
· deg/s	· deg/s	· deg/s	p_0
· deg/s	· deg/s	· deg/s	q_0
· deg/s	· deg/s	· deg/s	r_0

جدول ۲: فاصله عامل‌های پیرو از عامل پیشرو

Table 2. The distance between follower agents and the leader agent

مقدار	فاصله عامل‌ها با پیشرو
-۱۰۰۰, -۳۱ m	$[x_1, y_1]$
-۱۰۰۰, -۵۷ m	$[x_2, y_2]$

جدول ۳: پایگاه قواعد موتور استنتاج فازی برای عملگر بالابر

Table 3. Fuzzy Inference Motor Rule Base for the Elevator Actuator

شماره قوانین	ورودی ۱ (\dot{h})	ورودی ۲ (γ)	خروجی (δ_{TVC})
۱	PB	ZE	PL
۲	ZE	NB	NL
۳	NB	ZE	NL
۴	ZE	PB	PL
۵	PM	ZE	PM
۶	ZE	NM	NM
۷	NM	ZE	NM
۸	ZE	PM	PL
۹	PS	ZE	PS
۱۰	ZE	NS	NS
۱۱	NS	ZE	NS
۱۲	ZE	PS	PS
۱۳	ZE	ZE	ZE
۱۴	PB	NS	PM
۱۵	PS	NB	NM
۱۶	NB	PS	NM
۱۷	NS	PB	PM
۱۸	PB	NM	PS
۱۹	PB	NB	ZE
۲۰	PB	PS	PXL
۲۱	PB	PM	P2XL
۲۲	PB	PB	PB
۲۳	NB	PM	NS
۲۴	NB	PB	ZE
۲۵	NB	NS	NXL

با توجه به جدول ۳، قانون اول به صورت زیر بیان می‌شود:

If \dot{h} is PB and γ is ZE Then Δ_{TVC} is PL

۳-۲- بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک

به منظور عملکرد بهتر کنترل‌کننده فازی، پارامترهای آن با استفاده از الگوریتم ژنتیک بهینه می‌شوند. با این هدف که با بهینه کردن پارامترهای $\bar{y}_0^l, \bar{x}_0^l, \sigma_0^l$ ، پاسخ‌های بهینه‌ای به دست آید که کم‌ترین میزان هزینه و تلاش کنترلی را فراهم کند و انحراف نامطلوب پیمایه کاهش یابد. در نهایت، هر ۳ عامل (پیمایه) با پایداری مناسب و دقت کافی، فرود هماهنگ با آرایش‌بندی مناسب را به انجام برسانند. برای این منظور مراکز توابع عضویت (\bar{y}_0^l, \bar{x}_0^l) و انحراف از معیار σ ورودی‌ها و خروجی‌های سیستم فازی بهینه می‌شوند. توابع هزینه مساله بهینه‌سازی که بیانگر زاویه بالابر و زاویه بردار رانش است، به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$J_1 = \int (\Delta_{ele})^2 dt \quad (9)$$

$$J_2 = \int (\Delta_{eng})^2 dt \quad (10)$$

مسئله بهینه‌سازی چند هدفه، محدود به قیود زیر است [۱۱]:

$$S = \text{Min}\{J_1, J_2\} \quad (11)$$

$$S.t. \left\{ \begin{array}{l} |x_i| \leq X_i \\ |\Delta_{ele}| \leq \Delta_{ELE} \\ |\Delta_{eng}| \leq \Delta_{ENG} \\ |sse_i| \leq SSE_i \\ |po_i| \leq PO_i \\ |tr_i| \leq TR_i \end{array} \right. \quad (12)$$

$\Delta_{ENG}, \Delta_{ELE}$ ، مجموعه‌ای از راه‌حل‌های بهینه است. x_i انحراف متغیرهای حالت حول نقطه تعادل و X_i حداکثر مقدار مجاز آن است. نیز، حداکثر میزان انحراف زوایای بالابر و زاویه بردار رانش را نشان می‌دهند. TR_i, tr_i به ترتیب نشان‌دهنده زمان صعود و مقدار بیشینه آن، PO_i, po_i بیان‌گر درصد ماکزیمم فراجهدش از مقدار مطلوب و بیشینه آن، SSE_i, sse_i نشان‌دهنده خطای حالت ماندگار و حداکثر مقدار مجاز برای هر کدام از متغیرهای حالت i هستند [۱۱]. مراحل بهینه‌سازی به شرح زیر است:

گام اول: یک گروه اولیه از کروموزوم‌های P با ابعاد $N_{pop} \times V_{dim}$ تعریف می‌شوند که در آن N_{pop} تعداد کروموزوم‌ها و V_{dim} تعداد پارامترهای کنترلی مورد نیاز برای بهینه‌سازی را نشان می‌دهد. در بهینه‌سازی، نمونه‌گیری اولیه برای جستجو در دامنه مسئله مهم است. برای جستجوی اولیه بهتر، کروموزوم‌ها باید اختلاف کمی با یک‌دیگر داشته باشند و بتوانند به طور یکنواخت، فضای جستجو را پر کنند. با استفاده از استراتژی نمونه‌گیری کلاسیک سوپول، می‌توان به خوبی تقسیم‌بندی‌های یکنواخت در بازه واحد را ایجاد کرد. موقعیت‌های تصادفی با اختلاف کم برای کروموزوم P_i ، در محدوده L_u و L_l تعریف می‌شود. کروموزوم‌های اولیه، طبق رابطه زیر تولید می‌شوند [۱۱]:

$$P_{v,n}^0 = P_{v,n-1}^0 \oplus d_{v,n-1} \text{ and } P_{1v}^0 = 0 \quad (13)$$

$$d_{v,n} = \frac{m_{v,n}}{2v} \quad (14)$$

گام دوم: به هر کروموزوم P_i ، دو مقدار هزینه J_i ($i=1,2$) تخصیص داده می‌شود. سپس کروموزوم‌هایی که تمام قیدها و محدودیت‌ها را برآورده کنند، با استفاده از استراتژی مرتب‌سازی فاصله ازدحام و کروموزوم‌هایی که قیدها را برآورده نمی‌کنند، براساس استراتژی مرتب‌سازی تک‌شی مرتب می‌شوند. با این حال، برای بسیاری از مسائل دشوار در مقیاس بزرگ با وجود قیدهای چندگانه، دشوار است که کروموزوم‌ها به سرعت و با اطمینان به ناحیه هدفی که محدودیت‌ها را برآورده می‌کند، همگرا شوند. در طول فرآیند بهینه‌سازی، محدودیت‌های تعریف شده در جدول ۴، براساس اهمیتشان به ترتیب نزولی مرتب می‌شوند. اگر پس از تعداد مشخصی تکرار، الگوریتم نتواند به ناحیه هدف که اولین قید i را برآورده می‌کند همگرا شود، قیدها را از مهم‌ترین آن‌ها برآورده می‌کند تا همگرایی را تسریع ببخشد.

گام سوم: یک فرآیند گزینش، برای انتخاب کروموزوم‌های عالی از جمعیت برای عملیات تقاطع و جهش انجام می‌شود. سپس با استفاده از عملگر تقاطع باینری شبیه‌سازی شده، کروموزوم‌های منتخب، اطلاعات ژنتیکی خود را با کروموزوم‌های دیگر مبادله می‌کنند که منجر به کروموزوم‌های نو ترکیب می‌شود. در همین حال، عملگر جهش برای ایجاد تنوع در جمعیت، به فرزندان اعمال می‌شود. برای بهبود کارایی الگوریتم، معادلات تقاطع تطبیقی و جهش به شرح زیر بیان می‌شوند [۱۱]:

$$P_i^{new} = 0.5[(1 + \beta)P_i^{Parents} + (1 - \beta)P_j^{Parents}] \quad (15)$$

$$P_j^{new} = 0.5[(1 - \beta)P_i^{Parents} + (1 + \beta)P_j^{Parents}] \quad (16)$$

$$\beta = \begin{cases} \frac{1}{[r_1(2 - \varepsilon^{-(\eta_c+1)})]^{\eta_c+1}} & r_1 \leq \frac{1}{2 - \varepsilon^{-(\eta_c+1)}} \\ \frac{1}{[2 - r_1(2 - \varepsilon^{-(\eta_c+1)})]^{\eta_c+1}} & r_1 > \frac{1}{2 - \varepsilon^{-(\eta_c+1)}} \end{cases} \quad (17)$$

$$\varepsilon = \begin{cases} 1 + \frac{2}{(P_j^{parents} - P_i^{parents})} \cdot \min[(P_i^{parents} - L_l), (L_u - P_j^{parents})] & P_i^{parents} < P_j^{parents} \\ 1 + \frac{2}{(P_i^{parents} - P_j^{parents})} \cdot \min[(P_j^{parents} - L_l), (L_u - P_i^{parents})] & P_j^{parents} < P_i^{parents} \end{cases} \quad (18)$$

$$\begin{cases} P_i^{new} = P_i^{new} + \chi \xi (L_u - L_l) \\ P_j^{new} = P_j^{new} + \chi \xi (L_u - L_l) \end{cases} \quad (19)$$

$$\chi = \begin{cases} [2r_2 + (1-2r_2)(1-\kappa)^{n_m+1}]^{\frac{1}{(n_m+1)}} - 1 & r_2 \leq 0.5 \\ 1 - [2(1-r_2) + 2(r_2-0.5)(1-\kappa)^{(n_m+1)}]^{\frac{1}{(n_m+1)}} & r_2 > 0.5 \end{cases} \quad (20)$$

$$\kappa = \frac{1}{L_u - L_l} \min[(P_{i,j}^{new} - L_l), (L_u - P_{i,j}^{new})] \quad (21)$$

$$\xi = \begin{cases} 1 & r_3 \leq M_p \\ 0 & r_3 > M_p \end{cases} \quad (22)$$

که در آن $P_j^{parents}, P_i^{parents}$ ، دو والد منتخب را نشان می‌دهد. P_j^{new}, P_i^{new} فرزندان تولید شده در هر نسل هستند. در واقع $r_i (i = 1, 2, 3)$ همگی متغیرهای تصادفی با توزیع یکنواخت هستند. η_m, η_c شاخص‌های توزیع مورد استفاده برای توابع تقاطع و جهش می‌باشند. M_p احتمال جهش و I_ω وزن اینرسی می‌باشد که برای کنترل اندازه گام در هر نسل استفاده می‌شود. در فرایند بازسازی، β کوچک تمایل دارد که فرزندان نزدیک به والدین خود را ایجاد کند در حالی که β بزرگ، به فرزندان اجازه می‌دهد تا از والدین خود دور باشند. یک χ کوچک، می‌تواند کروموزوم‌ها را بر جستجوی محلی متمرکز کند، در حالی که χ بزرگ، برای اکتشافات بزرگ و گسترده، مناسب است.

گام چهارم: جمعیت بعدی با انتخاب از بین والدین و فرزندان که تابع هزینه کمتری دارند، ایجاد می‌شود. این فرآیند تولید، تا زمانی تکرار می‌شود که بهترین راه‌حل، شرط توقف از پیش تعیین شده را برآورده کند. برای الگوریتم بهینه‌سازی به روز شده، مرزهای از پیش تعریف شده L_l, L_u ممکن است به طور کامل، خواسته‌های مورد نیاز را برآورده نکند. برای بهبود کارایی الگوریتم استراتژی تنظیم مرز برخط، به صورت زیر ارائه شده است:

$$L_u = \max(P_{best}^t, P_{best}^{t+1}) + \max[(P_{max}^t - P_{min}^t), 0.5N_{pop}] \quad (23)$$

$$L_l = \min(P_{best}^t, P_{best}^{t+1}) - \max[(P_{max}^t - P_{min}^t), 0.5N_{pop}] \quad (24)$$

$$P_{best}^{t+1} = P_{best}^t + I_\omega (P_{best}^t - P_{best}^{t-1}) \quad (25)$$

که در آن $P_{best}^{t-1}, P_{best}^t$ به ترتیب بهترین راه‌حل‌های مرحله فعلی و قبل هستند. P_{best}^{t+1} بهترین راه‌حل پیش‌بینی شده در مرحله بعدی است. P_{min}^t, P_{max}^t به ترتیب حداکثر و حداقل موقعیت گروه جستجوی فعلی هستند. حداقل آستانه مرزی روی pop ۰.۵ تنظیم شده است تا مطمئن شویم الگوریتم، همواره توانایی بالایی برای جستجوی قوی دارد. در فرآیند بهینه‌سازی، مرز به طور پویا با توجه به پراکندگی جمعیت فعلی و تبادل بین اکتشاف محلی و سراسری به روز می‌شود [۱۱].

گام پنجم: الگوریتم پس از رسیدن به حداکثر تکرار (I_{max})، متوقف می‌شود. در غیر این صورت به گام دوم برمی‌گردد. جبهه پرتو در شکل ۲ ارائه و نقطه انتخابی به عنوان نقطه بهینه در نظر گرفته می‌شود. سپس پارامترهای مربوط به آن، به کنترل‌کننده فازی اعمال می‌گردد. برای انتخاب نقطه بهینه، توابع هزینه می‌بایست به حداقل برسند و عامل‌ها نیز رفتار دینامیکی مناسبی از خود نشان بدهند. حال با آن که نقاط دیگری در شکل ۲ وجود دارد که توابع هزینه آن‌ها کمتر از نقطه برگزیده است، اما اعمال پارامترهای آن‌ها به کنترل‌کننده

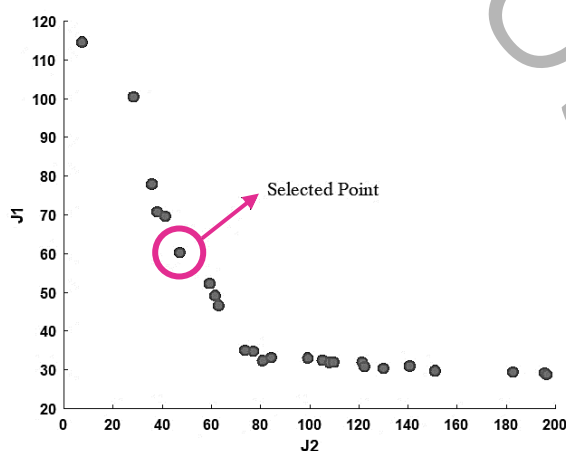
فازی، باعث ایجاد نوسانات جزئی در ارتفاع توافقی برای عامل‌ها می‌شود، که این مورد، مطلوب نیست، زیرا باید عوامل، فارغ از هر گونه نوسانی فرودهای هماهنگ را در ارتفاع مشخص انجام دهند و پایداری خود را حفظ نمایند. در جدول ۴، مقادیر و محدوده مجاز هر کدام از قیدها، بیان می‌شود. پارامترهای الگوریتم ژنتیک در بهینه‌سازی پارامترهای کنترل‌کننده فازی مطابق جدول ۵ ارائه می‌شود. در شکل ۳ روند نمای الگوریتم ژنتیک نشان داده شده است:

جدول ۴: محدوده تعریف شده برای قیدهای مساله بهینه‌سازی
Table 4. Defined Range for the Constraints of the Optimization Problem

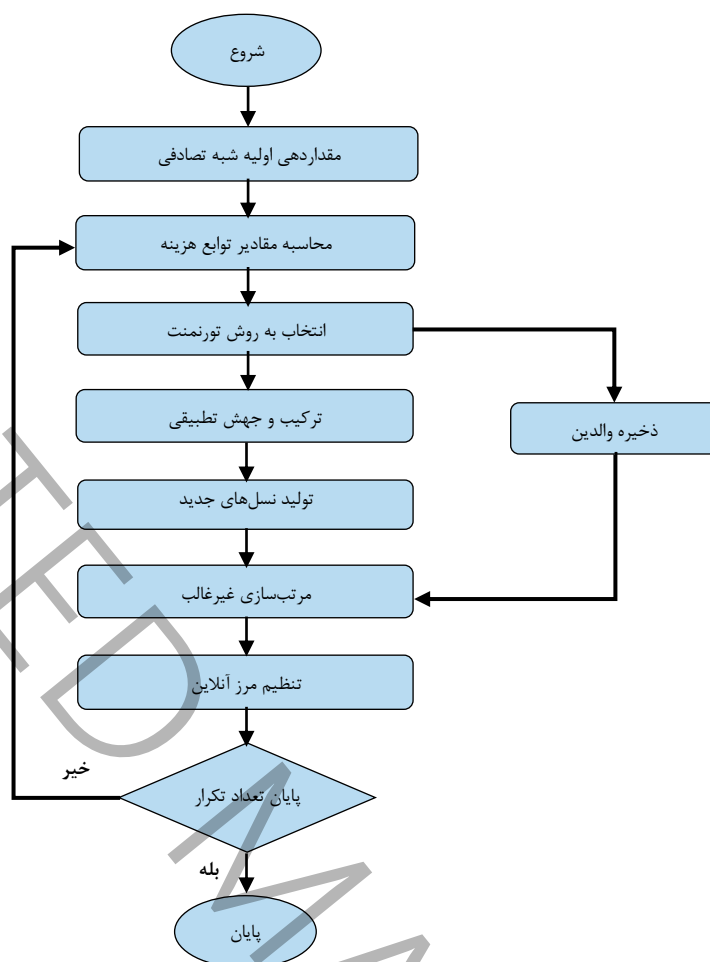
مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر
۱۵/۵	Δ_{ELE}	۱	X_{θ}
۱۵/۵	Δ_{ENG}	۰	X_{γ}
۰	X_q	۰	X_{nz}
۰	$X_{\dot{h}}$	%۱۰	PO
۰	X_h	۰/۰۱	SSE
-۴	X_{α}	۳۵	TR

جدول ۵: پارامترهای الگوریتم ژنتیک
Table 5. Genetic Algorithm Parameters

مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر
۷۵	N_{pop}	۰/۱	P_m
۹۸۰	I_{max}	۲۵	η_c
۱۰	V_{dim}	۲۵	η_m
		۰/۰۴	M_p



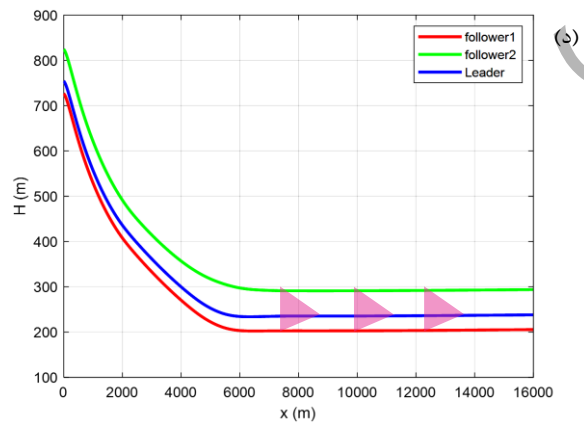
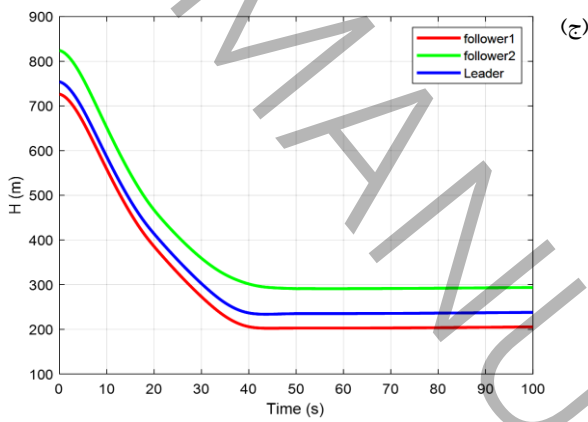
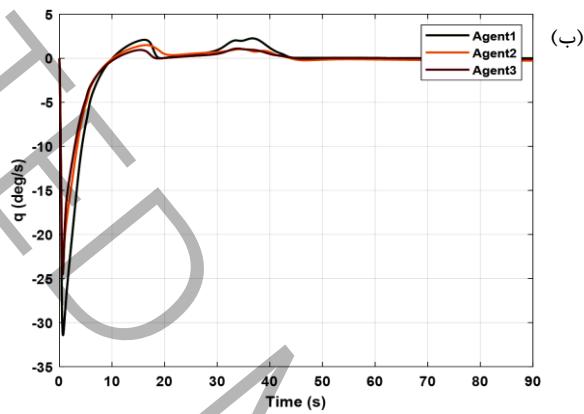
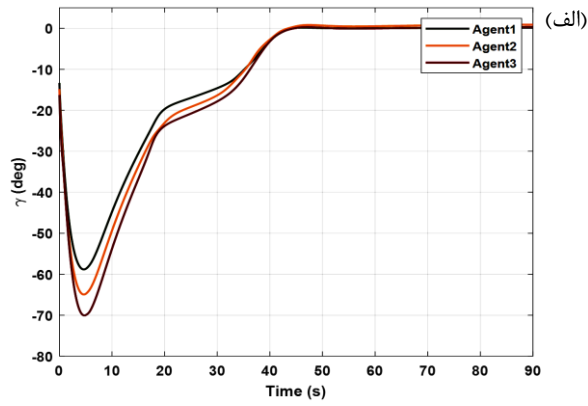
شکل ۲: نمودار جبهه پرتو
Figure 2. Pareto Front Diagram



شکل ۳: روند نمای الگوریتم ژنتیک مبتنی بر NSGA-II
 Figure 3. Flowchart of the NSGA-II Algorithm

۴- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی ارائه می‌شود. در شکل ۴، خروجی‌های سیستم شامل زاویه مسیر پرواز، نرخ زاویه پیچ و ارتفاع مربوط به هر عامل‌ها را در هر لحظه نمایش می‌دهد. در شکل ۵، رفتار عملگرهای بالابر و سیستم برداردهی نیروی پیشران را در هر لحظه نشان می‌دهد به نحوی که میزان انحراف هر کدام از عملگرها را برای تک تک عوامل در فرود خودکار هماهنگ نسبت به زمان بیان می‌کند. شماتیک کلی سیستم کنترل پرواز فازی و عملکرد آن در شکل ۶ ارائه می‌شود:

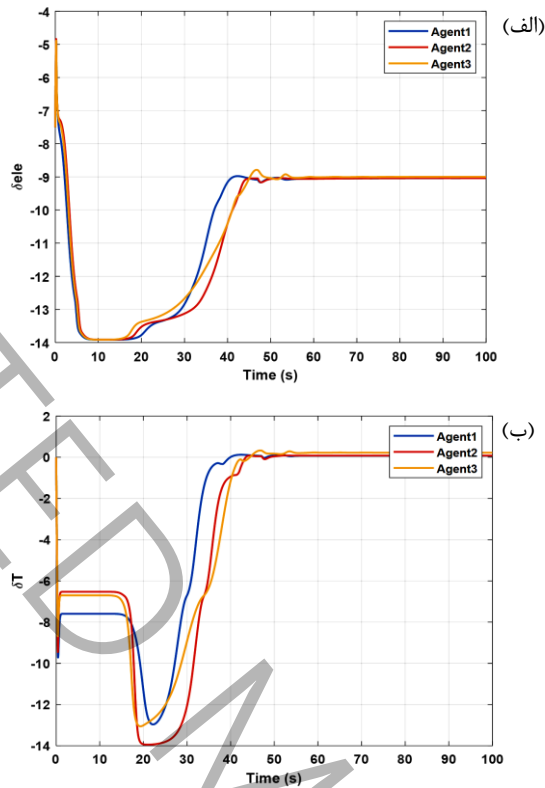


شکل ۴: متغیرهای حالت عامل‌ها

(الف) زاویه گاما (γ) (ب) نرخ زاویه پیچ (q) (ج) ارتفاع عامل‌ها (H) (د) آرایش‌بندی هماهنگ عامل‌ها

Figure 4. State Variables of Agents

(a) Gamma Angle (γ) (b) Pitch Rate (q) (c) Altitude of Agents (H) (d) Coordinated Formation of Agents

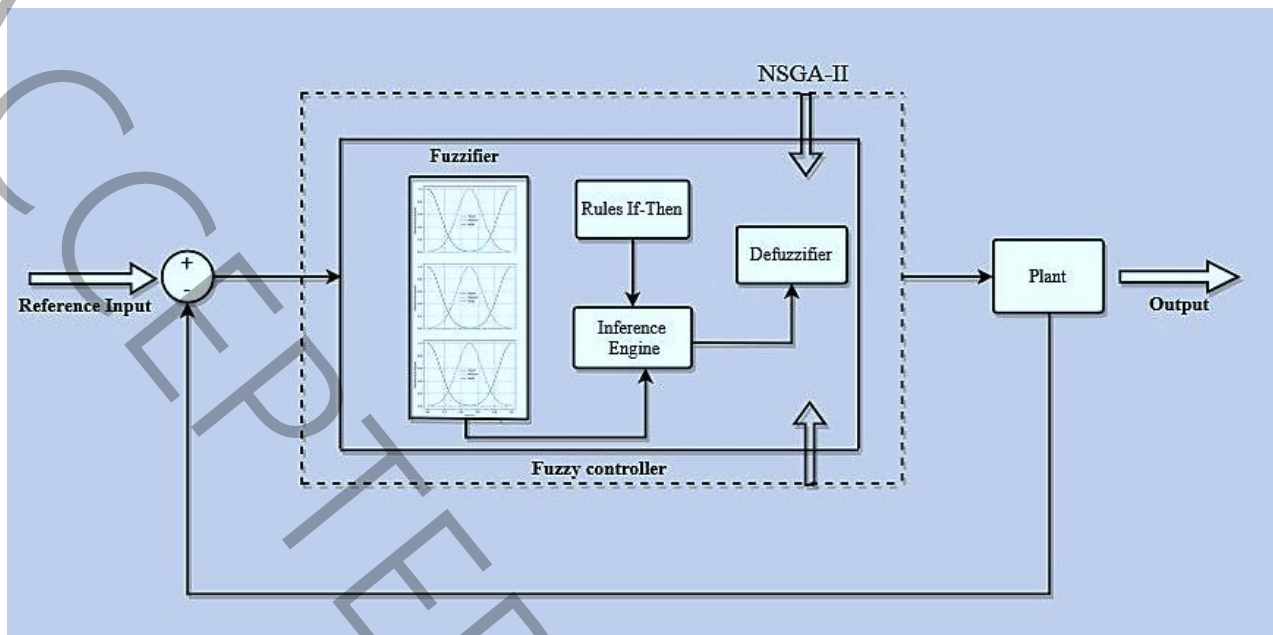


شکل ۵: زوایای عملگرها در حین انجام ماموریت

(الف) زاویه بالابر (ب) زاویه بردار رانش موتور

Figure 5. Angles of Actuators During the Mission
(a) Elevator Angle (b) Thrust Vector Angle of the Engine

همانطور که در شکل ۴ قسمت (الف) مشاهده می‌شود، عامل‌ها پس از دریافت سیگنال کنترلی، زاویه مسیر خود را اصلاح و به مقدار مطلوب می‌رسانند. پس از فرود هماهنگ عامل‌ها و قرارگیری آن‌ها در ارتفاعی مشخص، زاویه مسیر برای تمام عوامل به صفر میل می‌کند. در صورت غیر صفر شدن زاویه گاما برای هر یک از عوامل، به تدریج عامل‌ها با شیب مشخصی تغییرات ارتفاع خواهند داشت و دیگر قادر نخواهند بود در راستای افقی مانور هماهنگ را به انجام دهند و از این حیث کنترل‌کننده‌های فازی مربوط به هر یک از پیمایه‌ها به خوبی و با دقت مناسبی توانسته‌اند سیگنال مرجع را ردیابی کنند. به همین ترتیب، در قسمت (ب)، نرخ زاویه پیچ برای هر کدام به مقدار ثابت صفر همگرا می‌گردد و در همین مقدار ثابت می‌ماند. در قسمت (ج)، ارتفاع هر ۳ عامل را در فرود هماهنگ نشان می‌دهد به نحوی که عامل‌ها توانسته‌اند با پایداری بسیار خوب، خطای ناچیز و در زمان نسبتاً کوتاه به ارتفاع مورد نظر برای انجام مانور هماهنگ برسند و فاصله خود را تا عامل پیشرو حفظ نمایند. در قسمت (د) مشاهده می‌شود که آرایش مثلثی عامل‌ها به خوبی رعایت شده است و عامل‌های پیرو توانسته‌اند که فاصله تعیین شده را با پیشرو حفظ و تا پایان ماموریت، این آرایش را برقرار نمایند. در شکل ۵ نیز، زوایای عملگرها را در حین فرود هماهنگ و آرایش‌بندی عامل‌ها نشان می‌دهد. در قسمت (الف) شکل ۵، زاویه عملگر بالابر در حین فرود هماهنگ و در قسمت (ب)، زاویه بردار رانش موتور در تمام طول ماموریت برای هر سه عامل نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود برای هر یک از عملگرها، حد مجاز انحراف زوایا در محدوده تعریف شده ± 15.5 قرار گرفته شده است.



شکل ۶: طرح‌واره کلی سیستم کنترل پرواز فازی برای فرود خودکار هماهنگ عامل‌ها
Figure 6. Overall Diagram of the Fuzzy Flight Control System for Autonomous Coordinated Agent Landing

۵- نتیجه‌گیری

این مقاله تأثیر استفاده از یک کنترل‌کننده فازی برای فرود خودکار چند پیمایه و انجام مانور هوایی هماهنگ از ارتفاعات اولیه مختلف را مورد بررسی قرار داده است. نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی نشان می‌دهند که استفاده از این کنترل‌کننده، می‌تواند به عنوان یک ابزار موثر برای فرود خودکار عامل‌ها و ایجاد شرایط مناسب با استقرار کافی برای آغاز مانورهای هوایی در ارتفاعات مشخص عمل کند. در این کنترل‌کننده، با تخصیص سیگنال کنترلی بین دو عملگر بالابر و سیستم برداردهی نیروی پیشران، عامل‌ها با دقت کافی، سرعت مناسب، زمان نسبتاً کم و کمترین میزان تلاش کنترلی، فرآیند کاهش ارتفاع را انجام می‌دهند و به ارتفاع مورد نظر هدایت می‌شوند، سپس یک مانور هماهنگ را اجرا می‌کنند و هر دو عامل پیرو در فاصله مشخصی از عامل پیشرو قرار می‌گیرند. این مقاله نه تنها به بهبود کنترل فرآیند فرود پیمایه‌ها کمک می‌کند، بلکه یک رویکرد نوآورانه را برای استفاده از کنترل‌کننده‌های فازی به منظور حل چالش‌های فنی مرتبط با این فرآیند ارائه می‌دهد. با توجه به نتایج مثبت به دست آمده از کنترل‌کننده فازی در فرآیند فرود خودکار و اجرای مانورهای هماهنگ، پیشنهاد می‌شود که در تحقیقات آینده، قابلیت‌های این کنترل‌کننده در سناریوهای پیچیده‌تر مورد ارزیابی قرار گیرد. می‌توان توانایی کنترل‌کننده برای تطبیق و جبران در شرایط نقص فنی در عملگرهای پیمایه، مانند خرابی سیستم بالابر یا برداردهی نیروی پیشران بررسی شود. همچنین، توسعه و استفاده از کنترل‌کننده‌های فازی با شبکه‌های عصبی می‌تواند به بهبود دقت و کاهش زمان واکنش سیستم کمک کند.

۶- نمادها

دهنه بال پیمایه (m)	b
وتر متوسط آبرودینامیکی (m)	c
ضریب پسا	C_D
ضریب پسای برآ صفر	C_{D_0}
ضریب برآ	C_L
ضریب گشتاور چرخشی	C_l

شیب منحنی برآ	$C_{L\alpha}$
نرخ تغییر ضریب گشتاور چرخشی به زاویه لغزش جانبی	$C_{l\beta}$
مشتق میرایی غلتش	C_{lp}
ضریب گشتاور پیچشی	C_m
نرخ تغییر ضریب گشتاور پیچشی به زاویه حمله	$C_{m\alpha}$
مشتق میرایی پیچش	C_{mq}
ضریب گشتاور گردشی	C_n
نرخ تغییر ضریب گشتاور گردشی به زاویه لغزش جانبی	$C_{n\beta}$
مشتق میرایی گردش	C_{nr}
ممان اینرسی پیمایه حول محور x (kg.m^2)	I_{xx}
ممان اینرسی پیمایه حول محور y (kg.m^2)	I_{yy}
ممان اینرسی پیمایه حول محور z (kg.m^2)	I_{zz}
وزن اینرسی	I_ω
احتمال جهش	M_p
جرم پیمایه (kg)	m
نرخ چرخش (deg/s)	p
نرخ پیچش (deg/s)	q
نرخ گردش (deg/s)	r
مساحت ناخالص بال (m^2)	S
حداکثر میزان خطای حالت ماندگار	SSE
مساحت مرجع بال (m^2)	S_{ref}
حداکثر میزان زمان صعود (s)	TR
ماکزیمم فراجاهش	PO
زاویه حمله (deg)	α
زاویه لغزش جانبی (deg)	β
زاویه اوج گیری (deg)	γ
زاویه حالت (deg)	θ
زاویه چرخش (deg)	ϕ
زاویه دوران سطوح کنترل (deg)	Δ
زاویه دوران بالابر (deg)	Δ_e
زاویه دوران شهپر (deg)	Δ_a
زاویه دوران سکان عمودی متحرک (deg)	Δ_r
زاویه دوران بردار رانش (deg)	Δ_T
انحراف از معیار	σ
شاخص توزیع تقاطع	η_c
شاخص توزیع جهش	η_m

۷- مراجع

- [1] S.A. Tohidi, Control of Fault Tolerance using Adaptive Control for Allocation of Virtual Inverse Manipulators along Null Space, K. N. Toosi University of Technology, 1391.
- [2] C. Hao, W. Xiangke, S. Lincheng, C. Yirui, Formation flight of fixed-wing UAV swarms: A group-based hierarchical approach, Chinese Journal of Aeronautics, 34(2) (2021) 504-515.

- [3] Y. Kartal, K. Subbarao, N.R. Gans, A. Dogan, F. Lewis, Distributed backstepping based control of multiple UAV formation flight subject to time delays, *IET Control Theory & Applications*, 14(12) (2020) 1628-1638.
- [4] J. Wang, Z. Zhou, C. Wang, Z. Ding, Cascade structure predictive observer design for consensus control with applications to UAVs formation flying, *Automatica*, 121 (2020) 109200.
- [5] Z. Yan, L. Han, X. Li, X. Dong, Q. Li, Z. Ren, Event-triggered formation control for time-delayed discrete-time multi-agent system applied to multi-UAV formation flying, *Journal of the Franklin Institute*, 360(5) (2023) 3677-3699.
- [6] M. Kankashvar, H. Bolandi, N. Mozayani, Multi-agent Q-Learning control of spacecraft formation flying reconfiguration trajectories, *Advances in Space Research*, 71(3) (2023) 1627-1643.
- [7] P. Artitthang, M. Xu, M. Lin, Y. He, Robust optimal sliding mode control for the deployment of Coulomb spacecraft formation flying, *Advances in Space Research*, 71(1) (2023) 439-455.
- [8] J. Martinez-Ponce, B. Herkenhoff, A. Aboelezz, M. Hassanalian, Load Distribution on "V" and Echelon Formation Flight of Flapping-Wings, in: *AIAA SCITECH 2024 Forum*, 2024, pp. 2337.
- [9] A.A. Elgohary, B. Moidel, A Novel Use of Model Predictive Control with Extremum Seeking in Formation Flight, in: *AIAA SCITECH 2024 Forum*, 2024, pp. 2750.
- [10] Y. Wang, N. Li, B. Wang, X. He, Y. Zhu, M. Zhou, Local Pursuit Strategy-Inspired Cooperative Formation Flight and Collision Avoidance for UAV Cluster, in: *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, American Society of Mechanical Engineers, 2023, pp. V006T007A083.
- [11] Q. Bian, B. Nener, X. Wang, An improved NSGA-II based control allocation optimisation for aircraft longitudinal automatic landing system, *International Journal of Control*, 92(4) (2019) 705-716.
- [12] J. Cao, F. Garrett Jr, E. Hoffman, H. Stalford, Analytical aerodynamic model of a high alpha research vehicle wind-tunnel model, 1990.
- [13] N. MR, *Aircraft Dynamics*. Hoboken, 2012.
- [14] C.S. Buttrill, P.D. Arbuckle, K.D. Hoffler, Simulation model of a twin-tail, high performance airplane, 1992.
- [15] A.R. Babaei, M. Mortazavi, M.H. Moradi, Classical and fuzzy-genetic autopilot design for unmanned aerial vehicles, *Applied Soft Computing*, 11(1) (2011) 365-372.

Coordinated Control of Multiple Agents for Automatic Landing and Execution of Formation Flights using Fuzzy Control Allocation Approach

Saba Nikseresht ^a, Mahdi Jafari-Nadoushan ^{b*}

^{a, b} Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT

In many next-generation platforms, the application of control allocation approaches is one of the most effective methods for performing coordinated aerial maneuvers. This approach minimizes the energy required for various operations, compensates for actuator faults, enhances reliability and dependability, and prevents actuator saturation. This paper addresses the coordinated control of multiple agents for autonomous landing and coordinated maneuvers using a fuzzy control allocation approach. In this framework, one of the platforms assumes the role of a leader agent, while the other two operate as follower agents. By employing a fuzzy controller, optimizing its parameters with a genetic algorithm, and allocating control signals among lift actuators and the thrust vector control system, agents can be guided with desired stability, sufficient accuracy, and minimal control effort to a specific altitude, followed by executing well-organized and synchronized maneuvers. The results demonstrate that the fuzzy control allocation method achieves high precision in controlling the landing of platforms to a designated altitude. Ultimately, the platforms execute coordinated autonomous landing maneuvers with favorable conditions, sufficient stability, high accuracy, relatively short execution time, and minimal control effort.

KEYWORDS

Fuzzy Control Allocation, Multi-Agent Systems, Formation Flights, Autonomous Landing, Multi-Objective Optimization, Genetic Algorithm

¹ Corresponding Author: mjafari@kntu.ac.ir