

|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |                           |                                                                                     |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|
| ISSN: 2821-157X                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               | https://www.jasd.khadu.ir |                                                                                     |
|                                                                                                                                                                                                                                                                       | <div>Journal of Aerospace Defense</div> <div>Volume 4 Issue 1</div> <div>Spring 2025</div> <div>pages 49-81</div>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                             |                           |  |
| Research Paper;                                                                                                                                                                                                                                                       |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |                           |                                                                                     |
| <div>Optimized Multi-Objective Comparative Design of 3DPareto Front for Air Taxis Using Metaheuristic Algorithms Harris Hawks, Sea Hunters, Whale, Artificial Bee Colony, and Fuzzy Logic</div> <div>Iman Shafie Nejd<sup>1</sup></div> <div>1.Faculty, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran</div> |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |                           |                                                                                     |
| Article Information                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               | Abstract                  |                                                                                     |
| Accepted:<br>2025/04/04                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                | <p>This study introduces an innovative framework for aircraft design that integrates fuzzy logic, metaheuristic optimization algorithms, and three-dimensional Pareto front analysis. In the initial phase, the aircraft’s empty and takeoff weights were calculated using conventional design methods. Fuzzy logic was subsequently employed as a decision-making tool to assess the validity of these estimates. Key design parameters such as wing area and engine thrust were identified using a novel computational methodology. The optimization of critical design variables was performed using multiple advanced metaheuristic algorithms, including Harris Hawks Optimization (HHO), Marine Predators Algorithm (MPA), Whale Optimization Algorithm (WOA), and Artificial Bee Colony (ABC). These algorithms simultaneously optimized parameters including empty weight, takeoff weight, stall speed, and flight range. The optimized results, particularly in terms of wing area and engine thrust, were benchmarked against reference models of similar aircraft. Three-dimensional Pareto fronts were generated for design parameters such as empty weight, takeoff weight, and fuel weight to evaluate key performance indicators including fuel efficiency, payload capacity, flight range, and overall performance. The results demonstrated notable improvements in key aerodynamic and propulsion characteristics. The comprehensive analysis conducted in this study led to the development of an optimized model of a propeller-driven aircraft. The proposed approach resulted in significant enhancements in performance metrics and overall efficiency, validating the effectiveness of the integrated optimization and decision-making framework.</p> |                           |                                                                                     |
| Received:<br>2025/03/06                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |                           |                                                                                     |
| Keywords:                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |                           |                                                                                     |
| <p>Multi-Objective, Metaheuristic Algorithms, Fuzzy Logic, Pareto Front, Hybrid Design Approach</p>                                                                                                                                                                                                                                                    |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |                           |                                                                                     |
| <p>Corresponding Author:</p> <p>Iman Shafie Nejd</p> <p>Email:</p> <p>shafieenejad@ari.ac.ir</p>                                                                                                                                                                                                                                                       |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |                           |                                                                                     |
| <p>HOW TO CITE: S. A. Iman Shafiei Nejad. (2025). Optimal Design of an Air Taxi Using Metaheuristic Algorithms and Fuzzy Logic. <i>Aerospace Defense</i>. Vol4(Issue1), Page 49–81.</p>                                                                                                                                                                |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |                           |                                                                                     |

|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |                                   |                                                                                           |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------|
| ISSN: 2821-157X                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | https://www.jasd.khadu.ir         |                                                                                           |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    | <b>فصلنامه علمی دفاع هوافضایی</b> |                                                                                           |
| دوره ۴ شماره ۱<br>بهار ۱۴۰۴<br>صفحات ۸۱-۴۹                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          |                                   |         |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |                                   |                                                                                           |
| مقاله پژوهشی؛                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |                                   |                                                                                           |
| <p><b>طراحی مقایسه ای بهینه چند موضوعی جبهه پارتو سه بعدی تاکسی هوایی با استفاده از الگوریتم‌های فرا ابتکاری شاهین‌های هریس، شکارچیان دریایی، نهنگ، کلونی زنبورهای مصنوعی و منطق فازی</b></p>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |                                   |                                                                                           |
| ایمان شفیعی نژد <sup>۱</sup>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        |                                   |                                                                                           |
| ۱. هیات علمی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            |                                   |                                                                                           |
| چکیده                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |                                   | اطلاعات مقاله                                                                             |
| <p>این تحقیق یک چارچوب نوآورانه برای طراحی هواپیما معرفی می‌کند که در آن از ادغام منطق فازی، الگوریتم‌های بهینه‌سازی فرا ابتکاری، و تحلیل‌های جبهه پارتوی سه بعدی بهره گرفته شده است. در فاز ابتدایی، وزن خالی و وزن برخاست هواپیما با استفاده از روش‌های سنتی (راسکم) طراحی تعیین گردید. به منظور ارزیابی اعتبار این مقادیر، از منطق فازی به عنوان ابزار تصمیم‌گیری بهره گرفته شد. فرآیند بهینه‌سازی مسئله طراحی فوق از طریق به کارگیری چندین الگوریتم فرا ابتکاری، از جمله الگوریتم بهینه‌سازی شاهین‌های هریس، شکارچیان دریایی، نهنگ، و زنبورهای عسل مصنوعی انجام شده است. این الگوریتم‌ها به صورت هم‌زمان متغیرهایی از جمله وزن خالی، وزن برخاست، و سوخت مصرفی را بهینه می‌کنند. نتایج حاصل از فرآیند بهینه‌سازی، با مدل‌های مرجع در هواپیماهای مشابه (روش راسکم) مقایسه گردید. افزون بر این، جبهه‌های پارتوی سه‌بعدی برای متغیرهای طراحی نظیر وزن خالی، وزن برخاست و وزن سوخت مصرفی تولید شدند تا شاخص‌های کلیدی عملکرد، از جمله بازدهی سوخت، ظرفیت بار، و بهره‌وری کلی طراحی مورد ارزیابی قرار گیرند. تحلیل‌های صورت‌گرفته در این مطالعه، منجر به توسعه مدلی بهینه برای یک تاکسی هوایی شده است که در آن بهبودهای قابل توجهی در پارامترهای عملکردی و بهره‌وری مشاهده گردید.</p> |                                   | <b>تاریخ دریافت:</b><br>۱۴۰۳/۱۲/۱۵                                                        |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |                                   | <b>تاریخ پذیرش:</b><br>۱۴۰۴/۰۱/۱۵                                                         |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |                                   | <b>کلیدواژه‌ها:</b>                                                                       |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |                                   | بهینه سازی چند هدفه، الگوریتم‌های فرا ابتکاری، منطق فازی، جبهه پارتو، رویکرد طراحی ترکیبی |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |                                   | <b>نویسنده مسئول:</b><br>ایمان شفیعی نژد<br>ایمیل:<br>shafieenejad@ari.ac.ir              |
| <b>استناد:</b> ایمان شفیعی نژد (۱۴۰۴). طراحی بهینه تاکسی هوایی با استفاده از الگوریتم‌های فراابتکاری و منطق فازی، دفاع هوافضایی دوره ۴ (شماره ۱)، صفحه ۸۱-۴۹.                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |                                   |                                                                                           |

## ۱- مقدمه

هواپیماها از برجسته‌ترین نمونه‌های پیشرفت‌های فناوریانه و مهندسی در عصر مدرن محسوب می‌شوند. چرخه عمر آن‌ها، از طراحی مفهومی تا اخذ گواهی نامه‌های پرواز و تولید انبوه، مستلزم اتخاذ رویکردی جامع، ساختارمند و چندرشته‌ای است که طیف گسترده‌ای از ملاحظات فنی و تحلیل‌های پیچیده را در بر می‌گیرد. در این فرآیند چند بعدی، ذی‌نفعان مختلفی نظیر شرکت‌های سازنده هواپیما، خطوط هوایی، نهادهای نظارتی، مراجع قانونی و سرمایه‌گذاران نقش‌های کلیدی ایفا می‌کنند. هر یک از این بازیگران با مسئولیت‌ها و ریسک‌های قابل توجهی در زمینه ایمنی، عملکرد، مقررات و سرمایه‌گذاری مواجه‌اند [۷-۱]. در فرآیند طراحی هواپیما، تمرکز اصلی بر توسعه سامانه‌هایی است که نه تنها قادر به تأمین طیف متنوعی از الزامات عملکردی و عملیاتی مشتریان باشند، بلکه فراتر از انتظارات آن‌ها عمل کنند. در چند دهه گذشته، حوزه طراحی سامانه‌های هوایی تجاری با دگرگونی‌های بنیادینی مواجه شده است. این تحولات منجر به شکل‌گیری رویکردهایی شده‌اند که به‌طور فزاینده بر شاخص‌هایی نظیر بهره‌وری عملکردی، پایداری زیست محیطی و بهینه‌سازی منابع تأکید دارند. ادغام این ملاحظات در فرایند طراحی می‌تواند کارایی عملیاتی یک محصول یا سیستم را افزایش دهد [۱۲-۱۰].

با توجه به تقاضاهای متنوع ذی‌نفعان و پیچیدگی فزاینده چالش‌های طراحی مدرن، تعداد بیشتری از طراحان به طور فعال در حال بررسی روش‌های نوآورانه برای طراحی هستند. علاوه بر این، پیچیدگی‌های ذاتی در مرحله اولیه طراحی، چالش‌های قابل توجهی را حتی برای مهندسان با تجربه ایجاد می‌کند [۲۰-۱۳]. طراحی هواپیما یک وظیفه مهندسی چند وجهی است که با داده‌های پیچیده، ارزیابی‌های گسترده و فرآیندهای تصمیم‌گیری پیچیده همراه است. رویکردهایی مانند طراحی کیفی و منطق فازی، که بر اساس داده‌ها و نتایج تجربی و خبرگی پایه‌گذاری شده‌اند، ابزارهای اساسی برای مدیریت این پیچیدگی‌ها هستند. این روش‌ها امکان تصمیم‌گیری آگاهانه و بهینه‌سازی را در طول چرخه عمر توسعه هواپیما فراهم می‌کنند [۲۲-۲۱]. در این راستا، ای. جانسون و همکاران روش‌های مختلفی برای تحلیل در بهینه‌سازی طراحی هواپیما را بررسی کرده و چالش‌های مرتبط با یکپارچه‌سازی زیرسیستم‌ها را برجسته کردند [۲۳]. ای. بنارد و همکاران با معرفی یک چارچوب بهینه‌سازی طراحی چندرشته‌ای، بهبودهایی را در فرآیند طراحی مفهومی هواپیما پیشنهاد دادند. آن‌ها بهینه‌سازی چندهدفه‌ای را برای بررسی تبادل بین وزن بدنه و مصرف انرژی انجام دادند [۲۴].

حل مسائل بهینه‌سازی در کاربردهای صنعتی متنوع، به ویژه در طراحی سیستم‌های هوایی، یک چالش بزرگ محسوب می‌شود. یکپارچه‌سازی معماری‌های پیشرفته سیستم‌های مدرن، همراه با پیچیدگی فزاینده روش‌های تحلیل و طراحی، شناسایی این مشکلات را پیچیده‌تر کرده است. این مسائل اغلب با شبیه‌سازی‌های چندهدفه و محدودیت‌های خاصی

مشخص می‌شوند که نیاز به ارزیابی‌های پرهزینه دارند. در سال‌های اخیر، الگوریتم‌های بهینه‌سازی فرا ابتکاری به عنوان ابزارهای قدرتمندی برای حل مسائل پیچیده مهندسی مطرح شده‌اند. از جمله این الگوریتم‌ها می‌توان به الگوریتم بهینه‌سازی شاهین‌های هریس<sup>۱</sup> و الگوریتم شکارچیان دریایی<sup>۲</sup> اشاره کرد [۸]. این الگوریتم با شبیه‌سازی رفتار حمله غافلگیرانه شاهین‌ها و ترکیب مراحل اکتشاف و بهره‌برداری، به‌طور مؤثری در فضاهای جستجوی پیچیده حرکت می‌کند و از گرفتار شدن در بهینه‌های محلی جلوگیری می‌نماید. از سوی دیگر، الگوریتم شکارچیان دریایی، که توسط فرامرزی و همکاران در سال ۲۰۲۰ ارائه شد [۹]، بر اساس رفتارهای تغذیه‌ای شکارچیان دریایی مانند کوسه‌ها، دلفین‌ها و فوک‌ها طراحی شده است. لذا ابزارهای بهینه‌سازی، روش‌های کارآمدی را در طراحی هواپیماها بنا نهاده‌اند. لذا در ادامه به مرور مراجع در این زمینه پرداخته می‌شود. سیلوا و همکاران چارچوبی برای بهینه‌سازی طراحی چند بعدی هواپیمای برقی-هیبریدی ارائه دادند که تحلیل بخش‌هایی مانند آیرودینامیک، سازه و مأموریت را پوشش می‌داد. آن‌ها وزن برخاست و مصرف سوخت را به‌صورت هم‌زمان بهینه‌سازی کرده و مدل‌ها را با ابزارهای مهندسی اعتبارسنجی کردند. با وجود دقت بالا، ساده‌سازی رفتار پروازی و بی‌توجهی به شرایط خارج از طراحی از محدودیت‌های این پژوهش بود [۲۵]. در یک مطالعه کاربردی، حسینی و همکاران چارچوبی مدولار برای طراحی مفهومی و بهینه‌سازی چندرشته‌ای هواپیما ارائه دادند. این چارچوب با تلفیق تحلیل‌های مربوط به آیرودینامیک، سازه، پیش‌ران‌ش، هزینه و آلودگی، از روش‌های مدل‌سازی تقریبی و بهینه‌سازی بر پایه الگوریتم‌های تکاملی استفاده کرد. ابزارهای مهندسی مختلف نیز در تحلیل‌ها به‌کار گرفته شدند. مزیت اصلی این روش، انعطاف‌پذیری بالا و از محدودیت‌های آن، پیچیدگی در اجرا بود [۲۶]. در یک پژوهش، فوکپان و همکاران به بهینه‌سازی چندهدفه پایداری آیرولاستیک یک بال کامپوزیتی با فناوری الیاف هدایت‌شده در سرعت‌های ترانسونیک پرداختند. آن‌ها با ترکیب تحلیل عددی به روش المان محدود، روش شبکه دوبلتی با تصحیح داده‌های CFD و تعریف توابع هدف شامل جرم و سرعت بحرانی، یک چارچوب طراحی دقیق ایجاد کردند. در این مطالعه، عملکرد هشت الگوریتم متاهیورستیک پیشرفته برای حل این مسئله ارزیابی شد. نقطه قوت اصلی این تحقیق، دقت بالا در مدل‌سازی شرایط ترانسونیک و مقایسه جامع الگوریتم‌های نوین بود. در مقابل، پیچیدگی بالای تحلیل و وابستگی به شبکه‌های از پیش محاسبه‌شده، از جمله محدودیت‌های آن به شمار می‌رفتند [۲۷]. چامپاساک و همکاران یک الگوریتم فراابتکاری خودتطبیقی مبتنی بر تجزیه برای حل مسئله طراحی مفهومی هواپیمای بدون سرنشین با شش تابع هدف معرفی کردند. آن‌ها به

<sup>1</sup> Harris Hawks Optimization

<sup>2</sup> Marine Predators Algorithm

منظور طراحی دقیق‌تر، از تحلیل‌های آیرودینامیکی با روش شبکه گردابه‌ای، تخمین‌های آماری برای وزن اجزاء و ۲۰ قید عملکردی و پایداری بهره گرفتند. در این مطالعه، عملکرد این الگوریتم با ۹ الگوریتم مطرح دیگر مقایسه شد. نقطه قوت پژوهش، طراحی مسئله با پیچیدگی واقعی و توسعه رویکرد تطبیقی نوین بود؛ با این حال، اتکای بالا به تنظیمات پارامتری و پیچیدگی در پیاده‌سازی الگوریتم، از محدودیت‌های آن محسوب می‌شود [۲۸]. همچنین، وینیانگول و همکاران طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان بال هواپیمای مرکب را با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌های فازی انجام دادند. آنان از روشی بر پایه شاخص ایمنی فازی و الگوریتم آموزش-یادگیری برای حل مدل سه‌مرحله‌ای بهره بردند. قیود پایداری پروازی با تحلیل عددی سازه و جریان هوا ارزیابی شد. نقطه قوت این مطالعه، عدم نیاز به مشتق‌گیری در فرآیند بهینه‌سازی و نقطه ضعف آن، پیچیدگی مدل و حساسیت به شاخص ایمنی بود [۲۹]. از طرف دیگر، ستاینده و همکاران روشی نوین برای بهینه‌سازی طراحی چندرشته‌ای هواپیما ارائه دادند که بر پایه تابع ترجیح فازی و تجربه طراح عمل می‌کند. این روش با تبدیل یک مسئله چندهدفه مقید به مسئله‌ای تک‌هدفه و نامقید، فرآیند بهینه‌سازی را ساده‌تر و زمان محاسبات را کاهش داد. آن‌ها به‌عنوان مطالعه موردی، طراحی یک پهپاد را با هدف کاهش وزن برخاست و نیروی پسا بررسی کردند. نقطه قوت این روش، استفاده سیستماتیک از دانش تجربی و کاهش پیچیدگی محاسباتی بود [۳۰]. در نهایت می‌توان اشاره کرد، تودوروف و همکاران روشی ساختاریافته برای طراحی مفهومی هواپیما در شرایط عدم قطعیت ارائه دادند که بر پایه تجزیه مورفولوژیکی و تحلیل سلسله‌مراتبی بنا شده بود. آن‌ها با بهره‌گیری از دانش خبرگان و روش‌های آماری، گزینه‌های مختلف طراحی را ارزیابی و مقایسه کردند. مزیت اصلی روش پیشنهادی، توان ارزیابی کیفی طرح‌های نو بود، هرچند اجرای پیچیده و وابستگی به قضاوت‌های ذهنی از محدودیت‌های آن به‌شمار می‌رفت [۳۱].

این پژوهش یک رویکرد پیشگامانه برای بهینه‌سازی طراحی هواپیما ارائه می‌دهد که منطق فازی را با الگوریتم‌های بهینه‌سازی فرا ابتکاری ترکیب می‌کند. ابتدا وزن‌های خالی و برخاست و سوخت مصرفی با استفاده از اصول سنتی (راسکم) محاسبه شده و سپس با منطق فازی ارزیابی شدند. در ادامه، از بهینه‌سازی همزمان سه بعدی با تشکیل جبهه پارتو برای دستیابی به نتایج دقیق‌تر بهره برده شده است. این رویکرد نوآورانه با استفاده از جبهه‌های پارتو سه‌بعدی به بهینه‌سازی طراحی هواپیما در ارتباط با معیارهای مختلف می‌پردازد.

## ۲- روش‌شناسی

این مقاله چارچوبی ترکیبی برای بهینه‌سازی طراحی هواپیما ارائه می‌دهد. روش‌شناسی آن به طور جامع نیازهای مشتری، استانداردهای عملیاتی و طراحی نوآورانه را در نظر می‌گیرد. این چارچوب با تمرکز بر شناسایی نیازهای مشتریان، استفاده از استانداردهای معتبر مانند FAR-25، و بهینه‌سازی طراحی بر اساس معیارهای چندهدفه، رویکردی نوآورانه را دنبال می‌کند. زیرساخت اصلی روش‌شناسی بر سه بخش کلیدی استوار است.

### ۲-۱ ارزیابی نیازهای مشتری

تحقیقات اخیر در حوزه حمل‌ونقل هوایی عمدتاً بر توسعه خطوط هوایی منطقه‌ای در نواحی کم‌جمعیت و دارای زیرساخت‌های محدود متمرکز شده‌اند؛ مناطقی که ارائه خدمات هوایی مؤثر در آن‌ها مستلزم استفاده از هواپیماهایی با مشخصات عملیاتی ویژه است. در این راستا، طراحی هواپیماهایی برای مسیرهای کوتاه تا میان‌برد با ظرفیت چهار مسافر و وزن متوسط ۷۹۰۴ کیلوگرم برای هر نفر مورد توجه قرار گرفته است. الزامات خدمه معمولاً شامل دو خلبان و یک مهماندار می‌باشد. این دسته از هواپیماها معمولاً دارای بردی در حدود ۹۳۳۴ کیلومتر بوده و با در نظر گرفتن شرایط اقلیمی و استانداردهای مقررات پروازی فار ۲۵، با سرعت کروز حدود ۳۳۳۴ کیلومتر بر ساعت عمل می‌کنند.

### ۲-۲ مراحل پرواز بر اساس فار ۲۵

مراحل پروازی در چارچوب این طراحی، با استناد به الزامات مندرج در مقررات هوانوردی فار ۲۵<sup>۱</sup> تعریف شده‌اند و شامل مراحل مختلفی از جمله راه‌اندازی و گرم‌کردن موتور، حرکت زمینی، برخاست، صعود، پرواز پایدار، پرواز معلق، نزول، مسیر جایگزین، فرود و خاموش‌سازی موتور می‌باشند [۳۲]. هدف از این تقسیم‌بندی، تضمین تطابق عملیات پروازی با استانداردهای بین‌المللی و در عین حال پاسخ‌گویی به نیازهای عملکردی مشتریان است. این ساختار مرحله‌ای، طراحی و اجرای مأموریت پروازی را به گونه‌ای سامان‌دهی می‌کند که ضمن رعایت الزامات ایمنی و کارایی، الزامات عملکردی بازار هدف نیز برآورده شود.

## ۳- طراحی هواپیما

فرآیند طراحی هواپیما از جمله پیچیده‌ترین فعالیت‌های مهندسی در صنعت هوانوردی به شمار می‌رود که مستلزم ایجاد تعادل دقیق میان کارایی آیرودینامیکی، یکپارچگی سازه‌ای و

<sup>۱</sup> FAR-25

الزامات عملیاتی است. این فرآیند با مرحله طراحی مفهومی آغاز شده و در ادامه، طراحی دقیق پروفیل مأموریت، ظرفیت حمل بار، دامنه پروازی و شرایط عملیاتی مورد نظر را در بر می گیرد. اصول آیرودینامیک نقش تعیین کننده ای در شکل دهی به بال ها و بدنه دارند، در حالی که طراحی سازه ای با انتخاب مناسب مواد و پیکربندی ساختاری، تضمین مقاومت در برابر نیروهای دینامیکی و بارهای اعمال شده را فراهم می سازد. همچنین، سامانه های پیشران با تمرکز بر بازده سوخت و قابلیت اطمینان، و سامانه های الکترونیکی پرواز با دقت بالا طراحی می شوند. استفاده از روش های پیشرفته مانند شبیه سازی های رایانه ای و آزمایش های تونل باد در مراحل پایانی، فرایند بهینه سازی طراحی را تکمیل می کند و منجر به توسعه هواپیمایی می شود که به صورت متوازن الزامات عملکردی، ساختاری و عملیاتی را برآورده می سازد [۳۳-۳۴].

### ۳-۱ پایگاه داده ای

این پایگاه داده حاوی اطلاعات مربوط به وزن خالی و وزن برخاست مجموعه ای از هواپیماهای هم رده است که به عنوان مبنایی برای تحلیل تطبیقی و ارزیابی عملکرد طراحی بهینه به کار گرفته می شود. استفاده از این داده ها امکان شناسایی محدوده های وزنی رایج و بررسی ویژگی های عملکردی هواپیماهای مشابه را فراهم می سازد و به اعتبارسنجی نتایج طراحی پیشنهادی در چارچوب استانداردهای رایج کمک می کند.

### ۳-۲ برآورد وزن

این بخش به برآورد وزن هواپیما بر اساس روش طراحی جان راسکم پرداخته و چارچوبی برای تحلیل های مربوطه فراهم می کند. برآورد دقیق وزن کل برخاست از اهمیت بالایی برخوردار است زیرا تأثیر مستقیمی بر طراحی و تصمیم گیری های آینده دارد. در فرآیند طراحی، هواپیما باید معیارهایی مانند محدوده پروازی، سرعت کروز و ظرفیت بار مفید را برآورده سازد که از طریق محاسبات دقیق وزن هواپیما و سوخت لازم برای مأموریت تعیین می شود. این بخش روش منظم و ساده ای برای برآورد وزن های مختلف از جمله وزن بار مفید، وزن برخاست، وزن سوخت و وزن خالی ارائه می دهد [۳۵-۳۶].

### ۳-۳ برآورد وزن برخاست

فرآیند برآورد وزن برخاست، ترکیبی از منطق فازی و الگوریتم بهینه سازی گرادیان نزولی در چارچوب رگرسیون خطی است. در ابتدا ضرایب لگاریتمی  $A$ ،  $B$  که به وزن کل برخاست  $W_{TO}$  و وزن خالی  $W_E$  وابسته تعیین می شوند. سپس، لگاریتم وزن های برخاست ثبت شده هواپیماهای مشابه محاسبه و داده ها به طور لگاریتمی تبدیل می شوند. در

نهایت، با استفاده از معادله (۱) رگرسیون خطی، ضرایب لازم برای تعیین وزن‌ها به دست می‌آید.

$$\log W_{TO} = B.\log W_E - A \quad (۱)$$

برای دستیابی به دقت بالاتر و کاهش خطاها، وزن کلی هواپیما تحت شرایط مختلف محاسبه شد. این تحقیق اولویت را به محاسبه اولیه وزن سوخت داد و پس از آن سایر شرایط پروازی با دقت ارزیابی و نهایی شدند. وزن سوخت به پروفایل مأموریت هواپیما وابسته است و تحت تأثیر عواملی چون دامنه پرواز، ظرفیت بار مفید و معادله برگوئه قرار دارد که رابطه‌ای مستقیم بین بار مفید و دامنه پروازی برقرار می‌کند [۱]. محاسبه دقیق وزن سوخت به عنوان بخشی کلیدی از فاز طراحی مفهومی، تأثیر مستقیم بر برآورده کردن اهداف مأموریتی و بهینه‌سازی طراحی هواپیما داشت. روش پیشنهادی برای محاسبه وزن سوخت بر مبنای کتاب طراحی هواپیما نوشته راسکم است. معادله (۱) رابطه‌ی جمع وزنی اجزای اصلی هواپیما در لحظه برخاست را نشان می‌دهد.

$$W_{TO} = W_E + W_F + W_{PL} \quad (۱)$$

در معادله (۲) وزن برخاست هواپیما به عنوان مجموع وزن خالی عملیاتی هواپیما، وزن سوخت و وزن بار که شامل وزن مسافران و خدمه است، بیان می‌شود. هر یک از این اجزای وزنی از طریق روش‌های مختلفی به دست می‌آیند. وزن عملیاتی هواپیما را می‌توان با استفاده از رابطه زیر محاسبه کرد:

$$W_{OE} = W_E + W_{TFO} + W_{CREW} \quad (۲)$$

معادله (۳) استخراج شده از کتاب طراحی هواپیماهای راسکم، رابطه بین وزن خالی عملیاتی، وزن خالی، وزن سوخت، روغن باقی مانده و وزن خدمه پروازی را تعریف می‌کند. وزن روغن و سوخت باقی مانده معمولاً بر اساس مشخصات تولیدکننده تعیین می‌شود، اما محاسبات از رگرسیون خطی و الگوریتم کاهش گرادیان برای تخمین این مقادیر به عنوان درصدی از حداکثر وزن برخاست هواپیما استفاده می‌شود. به همین ترتیب، معادله زیرمد نظر قرار می‌گیرد.

$$W_{TFO} = 0.05.W_{TO} \quad (۳)$$

وزن روغن و سوخت محبوس شده در لوله ها را نشان می دهد. علاوه بر این، معادله (۵) برای محاسبه کل وزن سوخت هواپیما به کار می رود:

$$W_F = W_{FUsed} + W_{FRes} \quad (۴)$$

در معادله (۵)، وزن سوخت هواپیما به عنوان مجموع وزن سوخت مصرف شده و وزن سوخت رزرو تعریف می شود. وزن سوخت مصرف شده بر اساس روابط کتاب طراحی هواپیماهای راسکم تخمین زده شده و به نیازهای مأموریتی توجه دارد. وزن سوخت رزرو طبق دستورالعمل های فار-۲۵ محاسبه و توسط نهادهای بین المللی تنظیم کننده تعیین می شود. این روابط می توانند با تنظیمات مأموریتی خاص و تحلیل های رگرسیون خطی بهینه سازی شوند، اما تکمیل محاسبات نیازمند استفاده از معادلات اضافی است. معادله (۶) مقدار سوخت ذخیره مورد نیاز برای رزرو را بر اساس وزن برخاست و ضریب مأموریت محاسبه می کند.

$$W_{FRes} = W_{TO}(1 - M_{ff})A \quad (۶)$$

در معادله (۶)،  $M_{ff}$  نمایانگر ضریب کسری سوخت است. این ضریب به منظور اطمینان از اینکه هواپیما با الزامات مأموریتی اعلام شده توسط مشتری مطابقت دارد و همچنین با مقررات فار ۲۵ سازگار است، محاسبه می شود. کسری سوخت از رابطه زیر به دست می آید:

$$M_{ff} = \frac{W_1}{W_{TO}} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_8}{W_7} \cdot \frac{W_9}{W_8} \quad (۷)$$

در این معادله، هر  $(W_i)$  (where  $i = 1, 2, \dots, 9$ ) نمایانگر وزن هواپیما در مراحل مختلف پرواز است. این رابطه ضربی تغییرات وزن را در طول مراحل پرواز به تصویر می کشد و نمایی جامع از مصرف سوخت را نسبت به وزن کل برخاست ارائه می دهد. مقادیر ضرایب  $(M_{ff})$  به کمک جدول ۱-۲ کتاب طراحی هواپیماهای راسکم استخراج شده اند و نتایج به صورت زیر است:

جدول ۱: ضرایب وزنی مراحل مختلف پروازی

|                      |       |                   |       |                   |       |
|----------------------|-------|-------------------|-------|-------------------|-------|
| $\frac{W_1}{W_{TO}}$ | 0.990 | $\frac{W_4}{W_3}$ | 0.985 | $\frac{W_7}{W_6}$ | 0.985 |
| $\frac{W_2}{W_1}$    | 0.995 | $\frac{W_5}{W_4}$ | 0.830 | $\frac{W_8}{W_7}$ | 0.995 |
| $\frac{W_3}{W_2}$    | 0.995 | $\frac{W_6}{W_5}$ | 0.959 | $\frac{W_9}{W_8}$ | 0.958 |

### ۳-۴ محاسبه محدوده و زمان معلق

هواپیمای طراحی شده در این مطالعه از نوع توربوفن است و روابط زیر با بهره‌گیری از ارتباط میان محدوده و مداومت پروازی، طبق معادلات برگوئست استخراج شده است.

$$R(Propeller) = 375. (\eta_p C_p)_{cr} \cdot (L/D)_{cr} \cdot \ln(W_4/W_5) \quad (۸)$$

$$E(Propeller) = 375. (1V)_{itr} \cdot (\eta_p C_p)_{itr} \cdot (L/D)_{itr} \cdot \ln(W_5/W_6) \quad (۹)$$

در معادلات (۸) و (۹)،  $(\eta_p)$  نشان‌دهنده بازده پروانه،  $\left(\frac{L}{D}\right)$  نسبت نیروی بالابر به نیروی پسا، و  $(C_p)$  مصرف سوخت ویژه است.

جدول ۲: مقادیر پارامترهای طراحی مفهومی و نسبت‌های وزنی برای مرحله کروز و گشت‌زنی هواپیما

| Cruise and Loiter  |      |
|--------------------|------|
| $C_{P_{cr}}$       | 0.5  |
| $\frac{L}{D_{cr}}$ | 12   |
| $\eta_{P_{cr}}$    | 0.82 |

طبق مقررات فار۲۵، سوخت تخصیص داده شده به هواپیما باید مسافت ۳۰۰ مایل دریایی (nm) را به اولین فرودگاه پوشش دهد و شامل سوخت مصرف شده و سوخت ذخیره باشد. این سوخت باید برای ۴۵ دقیقه پرواز و ۱ ساعت زمان انتظار کافی باشد. همچنین، زمان تخمینی گشت‌زنی برای هواپیما ۴۵ دقیقه است.

$$\frac{W_6}{W_5} = 0.9754233 \quad \frac{W_4}{W_3} = 0.9697 \quad (10)$$

برای محاسبه مجموع برد در حالت کروز، ابتدا برد در مرحله صعود را با استفاده از معادله زیر محاسبه می‌کنیم:

$$R_T = R_{climb} + R_{CR} + R_{alt} \quad (11)$$

در معادله (۱۱)،  $(R_{climb})$  نمایانگر برد صعود<sup>۱</sup>،  $(R_{CR})$  نمایانگر برد کروز<sup>۲</sup> و  $(R_{alt})$  نمایانگر برد جایگزین<sup>۳</sup> است. سپس، سرعت صعود<sup>۴</sup>  $(V_C)$  را با استفاده از معادله زیر محاسبه می‌کنیم:

$$V_C = V_{TO} + V_{CR}^2 = 119 + \frac{180}{2} = 149 \quad (12)$$

در معادله (۱۲)،  $(V_C)$  نمایانگر سرعت صعود،  $(V_{TO})$  نمایانگر سرعت برخاست<sup>۵</sup> و  $(V_{CR})$  نمایانگر سرعت کروز<sup>۶</sup> است. حال، با توجه به نتایج معادلات (۸) و (۹)، برد در حالت صعود را با استفاده از معادله  $R = V \cdot E$  محاسبه شد. در این معادله،  $E$  زمان استقامت<sup>۷</sup> و بخش صعود مأموریت منجر به محاسبه  $R_{climb} = 119.4$  کیلومتر (۶۴.۵ مایل دریایی) شد و کل برد در نظر گرفته شده برای مأموریت هواپیما ۷۰۰ کیلومتر (۳۷۸ مایل دریایی) است که ۳۰۰ کیلومتر (۱۶۲ مایل دریایی) برای رسیدن به فرودگاه اول در نظر گرفته شد. بنابراین، برد هواپیما در فاز کروز برابر با  $R_{CR} = 1534$  کیلومتر (۸۲۸ مایل دریایی) خواهد بود. با محاسبه فاصله فاز کروز، کسری سوخت به شکل زیر خواهد بود:

$$\frac{W_1}{W_{TO}} = 0.87 \quad \frac{W_2}{W_1} = 0.875 \quad \frac{W_3}{W_2} = 0.875 \quad (13)$$

$$\frac{W_4}{W_3} = 0.97 \quad \frac{W_5}{W_4} = 0.78 \quad (14)$$

<sup>1</sup> Climb range

<sup>2</sup> Cruise range

<sup>3</sup> Alternative range

<sup>4</sup> Climb velocity

<sup>5</sup> Take-Off velocity

<sup>6</sup> Cruise velocity

<sup>7</sup> Endurance time

با توجه به الزامات مشتری، فاز پرواز به فرودگاه جایگزین باید در نظر گرفته شود؛ با استفاده از معادله بگریت<sup>۱</sup>، کسری سوخت محاسبه می شود و نتیجه به شکل زیر است:

$$R_{Propeller} = 375(\eta_P C_P)_{CR} \cdot (L/D)_{CR} \cdot Ln W_7 / W_8 \quad (۱۵)$$

نیاز است که پارامترهای معادله را با توجه به کتاب طراحی هواپیماهای راسکم، الزامات مشتری و دفترچه راهنمای کارخانه هواپیمای توربوپراپ محاسبه کنیم. پارامترهای محاسبه شده به صورت زیر است:

$$\eta_P = 0.82 \quad C_P = 0.6 \quad (L/D) = 10$$

بر اساس معادله (۱۵) و ضرایب بالا، کسری سوخت ( $M_{ff}$ ) در معادله (۹) برابر با ۰.۸۲۱۵۰ محاسبه می شود. با محاسبه کسری سوخت در مراحل پرواز، می توان وزن های اولیه را بر اساس پایگاه داده و خروجی شماره از الگوریتم بهینه سازی کاهش گرادیان تخمین زد. وزن بار طبق معادله (۵) برابر با ۱۸۵۲ کیلوگرم است و وزن خدمه پرواز طبق الزامات فار۲۵ و معادله (۶) برابر با ۸۸ کیلوگرم خواهد بود. طبق جدول ۵ که داده های خروجی از الگوریتم بهینه سازی کاهش گرادیان است، حداکثر وزن برخاست برابر با ۱۰۱۴.۵۳ کیلوگرم است.

برای ارزیابی دقت رویکرد حل مسئله، حداکثر وزن برخاست با استفاده از روش های کتاب طراحی هواپیمای راسکم تخمین زده شد و با داده های هواپیماهای مشابه مقایسه گردید. این مقایسه کارایی وزن بهینه انتخاب شده از طریق الگوریتم بهینه سازی کاهش گرادیان را ارزیابی کرد. همچنین، ادغام هوش مصنوعی و الگوریتم های پیشرفته دقت طراحی را بهبود بخشید. جدول ۳ وزن بهینه تخمینی را نشان می دهد.

جدول ۳: نتایج الگوریتم بهینه سازی گرادیان کاهش برای تخمین وزن بهینه

| W <sub>TO</sub> (lbs.) | W <sub>FUSED</sub> | W <sub>FRES</sub> | W <sub>TFO</sub> | W <sub>E1</sub> | W <sub>E2</sub> |
|------------------------|--------------------|-------------------|------------------|-----------------|-----------------|
| 2230                   | 401.91             | 60.28             | 11.15            | 936.65          | 937.66          |
| 2231                   | 402.09             | 60.31             | 11.155           | 937.43          | 938.10          |
| 2232                   | 402.27             | 60.34             | 11.16            | 938.22          | 938.54          |
| 2233                   | 402.45             | 60.36             | 11.165           | 939.01          | 938.98          |
| 2234                   | 402.63             | 60.39             | 11.17            | 939.80          | 939.42          |

<sup>1</sup> Breguet

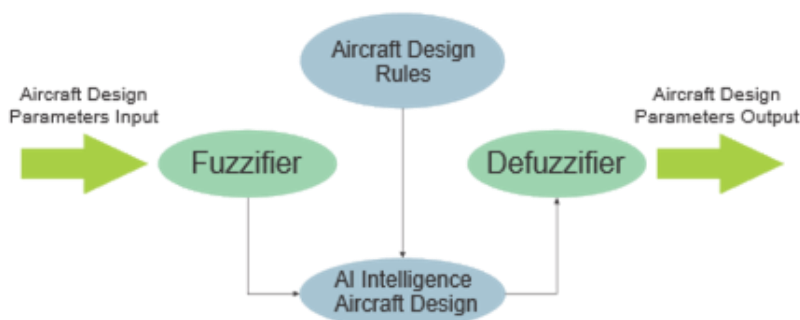
جدول ۴: استخراج داده‌های تخمین وزن برخاست از نمودار رگرسیون خطی

| $W_{TO}$ (lbs.) | $W_E$ (lbs.) | $\log W_{TO}$ | $\log W_E$ |
|-----------------|--------------|---------------|------------|
| 2548.54         | 1662.28      | 3.40          | 3.22       |
| 2579.40         | 1763.69      | 3.41          | 3.24       |
| 2173.75         | 1049.40      | 3.33          | 3.02       |
| 2380.99         | 1322.77      | 3.37          | 3.12       |
| 3368.66         | 1638.03      | 3.41          | 3.21       |
| 2641.13         | 1752.67      | 3.42          | 3.24       |
| 2998.28         | 1699.76      | 3.41          | 3.22       |
| 2755.77         | 1929.04      | 3.44          | 3.28       |

جدول ۴ وزن‌های برخاست و خالی هواپیماهای موجود در پایگاه داده را ارائه می‌دهد. پس از اعمال تحلیل رگرسیون خطی، ضرایب به‌دست‌آمده به‌صورت  $A = 1.9481$  و  $B = 0.5573$  محاسبه شدند. با این حال، مقدار  $R^2$  به‌دست‌آمده معادل  $0.6081$  نشان‌دهنده عدم دقت است که به‌طور قابل توجهی زیر آستانه متداول  $0.9$  برای پیش‌بینی‌های قابل اعتماد قرار دارد. با درک این نقص، تحقیقات بیشتری در بخش بعدی انجام شد. این تحلیل از منطق فازی استفاده می‌کند تا عملکرد و دقت روش رگرسیون خطی را با رویکرد جدید منطق فازی مقایسه کند.

#### ۴- منطق فازی

سیستم‌های فازی چارچوب‌های مبتنی بر دانش هستند که برای شبیه‌سازی تصمیم‌گیری انسان طراحی شده‌اند. در مرکز این سیستم‌ها، پایگاه دانشی شامل قوانین فازی "اگر-آنگاه" قرار دارد که با توابع عضویت مشخص می‌شوند. این قوانین اجازه می‌دهند رویکرد دقیق‌تری به منطق و استدلال ارائه شود. به عنوان مثال، قانون فازی "اگر سرعت هواپیما کم باشد، نیروی بیشتری به موتور وارد شود" بیان می‌کند که در صورت کم بودن سرعت، باید نیروی موتور افزایش یابد تا از خاموشی جلوگیری شود. ساختار کلی سیستم فازی پژوهش حاضر در «شکل ۱» نشان‌دهنده تعامل اجزا و کاربرد منطق فازی در تصمیم‌گیری است [۳۷-۳۸].



شکل ۱- طراحی کلی یک سیستم فازی

#### ۴-۱ قوانین منطق فازی

در این بخش، قوانین منطق فازی بر پایه رابطه میان ورودی‌ها و خروجی‌های مرتبط با فرآیند طراحی هواپیما تعریف شده‌اند. ورودی‌های اصلی شامل وزن برخاست، وزن خالی و میزان مصرف سوخت هستند که هر یک می‌توانند یکی از سه وضعیت افزایش، کاهش یا پایداری نسبت به مقدار اولیه را تجربه کنند. خروجی‌های فازی متناسب با ترکیب ورودی‌ها، در سه سطح قابل قبول، خنثی و غیر قابل قبول طبقه‌بندی شده‌اند. در مواردی که طراحی در دسته غیر قابل قبول قرار گیرد، ضرورت بهینه‌سازی مجدد وزن‌ها به منظور بهبود پیکربندی طراحی مطرح می‌شود. به منظور پوشش کامل حالت‌های ممکن، ۲۶ وضعیت مختلف تعریف شده است که مهم‌ترین آن‌ها در جدول ۵ ارائه گردیده‌اند. این جدول قوانین حاکم بر سیستم فازی را که در فرآیند بهینه‌سازی طراحی مورد استفاده قرار گرفته، مشخص می‌سازد.

جدول ۵: قوانین منطق فازی

| وزن برخاست | وزن خالی | وزن سوخت | وضعیت طراحی   |
|------------|----------|----------|---------------|
| پایین      | پایین    | پایین    | خنثی          |
| پایین      | پایین    | متوسط    | غیر قابل قبول |
| پایین      | پایین    | بالا     | غیر قابل قبول |
| متوسط      | پایین    | پایین    | قابل قبول     |
| بالا       | پایین    | پایین    | قابل قبول     |
| متوسط      | متوسط    | متوسط    | خنثی          |
| بالا       | پایین    | بالا     | غیر قابل قبول |

ذات منطق فازی بر پایه تجربه‌محوری و بهره‌گیری از تجربه سر طراح و دانش مهندسی است. برخلاف الگوریتم‌های صریح ریاضی که بر اساس فرمول‌های ریاضی عمل می‌کنند،

منطق فازی چارچوبی انعطاف‌پذیر برای تصمیم‌گیری را فراهم می‌آورد. در این چارچوب، تدوین قوانین «اگر-آنگاه» براساس تحلیل‌های تخصصی طراحی هواپیما انجام شده است تا رفتار سیستم در برابر ترکیب‌های مختلف متغیرهای طراحی به‌درستی ارزیابی شود.

درخصوص وضعیت "متوسط-پایین-پایین" که در جدول ۵ به عنوان یک طراحی "قابل قبول" طبقه‌بندی شده است، باید گفت که این ترکیب به طور همزمان چند مزیت طراحی را در خود جای داده است. وزن خالی پایین به معنای کاهش جرم ساختاری هواپیما است که هم از منظر کارایی و هم از منظر هزینه تولید یک مزیت بزرگ به شمار می‌رود. از سوی دیگر، وزن سوخت پایین نشان‌دهنده مصرف کمتر انرژی و در نتیجه بهره‌وری بالاتر از نظر مصرف سوخت است که برای یک تاکسی هوایی بسیار مطلوب است. لذا بهره‌وری بالاتر از نظر مصرف سوخت یکی از عوامل مهم طراحی یک تاکسی هوایی است که این موضوع خود از بطن خبرگی طراحی در این حوزه حاصل می‌شود. اگرچه وزن برخاست در این وضعیت در سطح متوسط باقی مانده است، اما این موضوع به این معنا است که هواپیما همچنان ظرفیت مناسبی برای حمل بار یا مسافر دارد. در واقع این ترکیب توازن مناسبی بین وزن ساختاری هواپیما، مصرف سوخت و ظرفیت بار ایجاد کرده است که از دیدگاه طراحی یک نقطه عملکردی بهینه و قابل قبول به شمار می‌رود.

تحلیل دیگر وضعیت‌های جدول نیز بر همین مبنا صورت گرفته است. برای مثال، در وضعیت "پایین-پایین-بالا" طراحی غیرقابل قبول تشخیص داده شده است، زیرا با وجود آنکه وزن برخاست و وزن خالی پایین هستند، وزن سوخت بالا بوده که نشان از ناکارآمدی در مصرف انرژی و احتمال افزایش هزینه‌های عملیاتی دارد که برای یک تاکسی هوایی مناسب نیست. در مورد "پایین-پایین-متوسط" نیز وضعیتی مشابه برقرار است و مصرف سوخت همچنان در حدی قرار دارد که مزایای وزن پایین را خنثی می‌سازد، لذا این وضعیت نیز در طبقه غیر قابل قبول قرار گرفته است.

از سوی دیگر، وضعیت‌هایی نظیر "بالا-پایین-پایین" نیز به عنوان طراحی قابل قبول شناخته شده‌اند. در این حالت، اگرچه وزن برخاست بالا است، اما ترکیب وزن خالی پایین و مصرف سوخت پایین نشان‌دهنده طراحی بهینه‌ای است که ساختار سبکی داشته، مصرف انرژی را بهینه کرده و در عین حال قادر به حمل بار یا سوخت بیشتر برای مسیر طولانی‌تر است. این منطق نشان می‌دهد که صرفاً پایین بودن وزن برخاست ملاک نیست، بلکه نسبت و تعادل بین سه متغیر کلیدی نقش اساسی در تعیین کیفیت طراحی ایفا می‌کند.

در نهایت، هدف از این قوانین فازی آن بوده است که در روند تصمیم‌گیری طراحی، بتوان از یک پایگاه دانشی منعطف، قابل تفسیر و منطبق بر تجربه مهندسی بهره گرفت. این سیستم کمک می‌کند تا خروجی‌های اولیه طراحی مورد ارزیابی قرار گرفته و در صورت نیاز، به فرآیند بهینه‌سازی بازگردانده شوند تا طراحی نهایی بهینه‌تر و عملیاتی‌تر گردد.

## ۴-۲ نتیجه گیری منطق فازی

مشخصات فنی سیستم فازی به کار رفته در این تحقیق به شرح زیر بیان می گردد:

فازی ساز<sup>۱</sup>:

در این تحقیق، از فازی ساز نوع "مقداری-زبانی"<sup>۲</sup> استفاده شده است. در این نوع فازی سازی، ورودی های عددی مربوط به متغیرهایی مانند وزن برخاست، وزن خالی و وزن سوخت ابتدا به مقادیر زبانی مانند "پایین"، "متوسط" و "بالا" تبدیل می شوند. این تبدیل با استفاده از توابع عضویت ذوزنقه ای انجام شده است که پوشش مناسبی از دامنه تغییرات متغیرها را تضمین می کنند. این توابع بر اساس مقادیر نرمال شده نسبت به حالت اولیه طراحی تعیین شده اند.

موتور استنتاج فازی<sup>۳</sup>:

موتور استنتاج به کار رفته از نوع ممدانی<sup>۴</sup> بوده و بر پایه قوانین "اگر-آنگاه"<sup>۵</sup> بیان می شوند. در این سیستم فازی، برای هر ترکیب از ورودی ها، یک قاعده فازی تعریف شده است که وضعیت طراحی را به صورت زبانی (قابل قبول، خنثی، غیر قابل قبول) تعیین می نماید. از عملگرهای منطقی "و"<sup>۶</sup> (حداقل مقدار) برای ترکیب توابع عضویت و از روش "بیشینه-کمینه"<sup>۷</sup> برای تجمیع قوانین استفاده شده است. غیرفازی ساز<sup>۸</sup>:

برای تبدیل نتایج زبانی به خروجی کمی یا تصمیم گیری نهایی، از روش مرکز سطح<sup>۹</sup> استفاده شده است. این روش، مقدار خروجی نهایی را با محاسبه مرکز ثقل ناحیه زیر منحنی عضویت خروجی به دست می آورد. این انتخاب به دلیل دقت بالا و گستره کاربرد وسیع آن در سیستم های تصمیم یار فازی انجام شده است.

در مجموع، ساختار سیستم فازی در این تحقیق از نوع ممدانی با فازی ساز ورودی ذوزنقه ای و غیرفازی ساز مرکز سطح بوده که با ترکیب خبرگی طراحی تاکسی هوایی و قابلیت تفسیر بالا، بستری کارآمد برای ارزیابی و تصمیم گیری در مراحل طراحی هواپیمای تاکسی هوایی فراهم ساخته است.

<sup>۱</sup> Fuzzifier

<sup>۲</sup> Mamdani-style

<sup>۳</sup> Inference Engine

<sup>۴</sup> Mamdani

<sup>۵</sup> IF-THEN

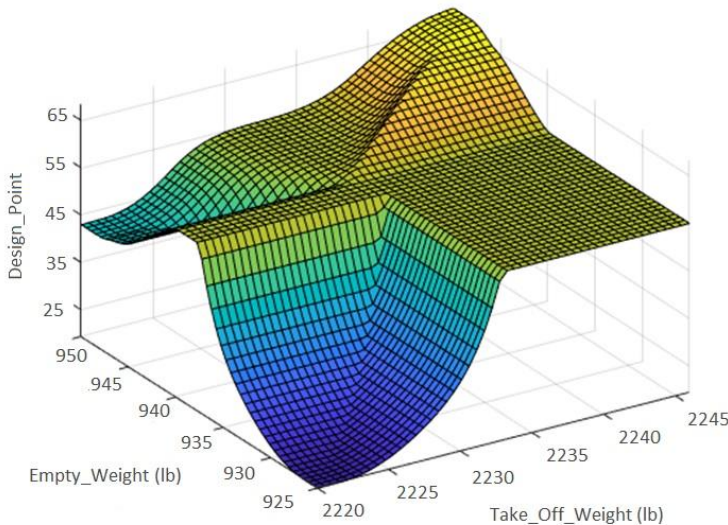
<sup>۶</sup> AND

<sup>۷</sup> Max-Min

<sup>۸</sup> Defuzzifier

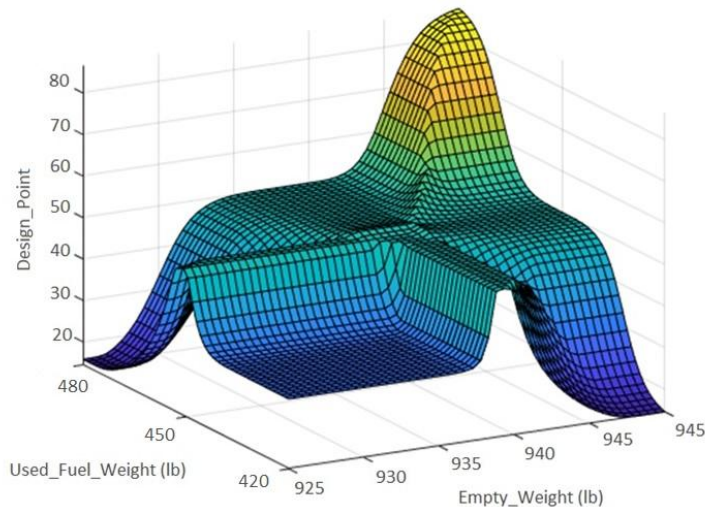
<sup>۹</sup> Centroid method

در این بخش، نمودارهای سطحی که روابط میان متغیرهای کلیدی را نشان می‌دهند، ارائه می‌شود. «شکل‌های ۲، ۳ و ۴» وابستگی‌های میان وزن برخاست، وزن خالی و وزن سوخت را در رابطه با نقطه طراحی به تصویر می‌کشند. اشکال فوق تأثیر تغییرات در هر پارامتر وزنی بر عملکرد کلی طراحی هواپیما را ارائه می‌دهند. با تحلیل این روابط، طراحان می‌توانند درک بهتری از تنظیمات بهینه برای برآورده کردن الزامات مأموریت و استانداردهای عملیاتی به دست آورند.



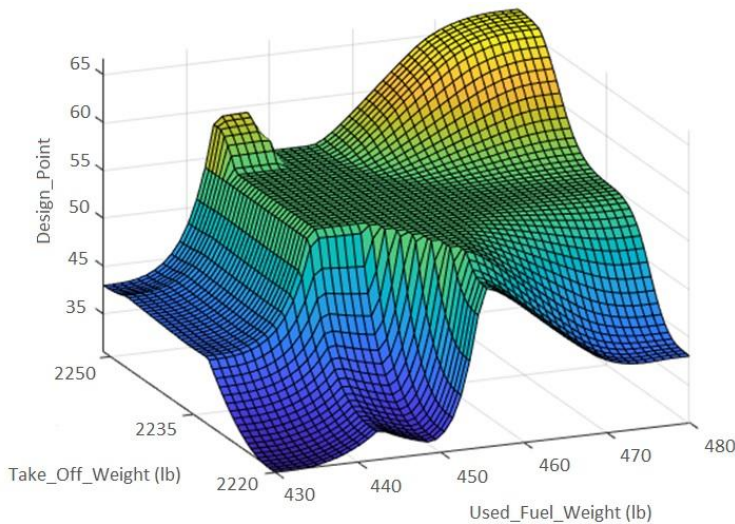
شکل ۲: نمودار سطح منطبق با وزن خالی و وزن برخاست

در «شکل ۲» وزن برخاست ۲۲۴۳ پوند و وزن خالی ۹۴۸ پوند است. نقطه طراحی ۷۲.۵ به دست آمده که نیاز به بهینه‌سازی این دو وزن برای بهبود طراحی هواپیما را نشان می‌دهد. این بهینه‌سازی تضمین می‌کند که هواپیما الزامات عملکردی و محدودیت‌های عملیاتی را برآورده کند.



شکل ۳: نمودار سطح منطبق با وزن خالی و سوخت مصرف شده

در «شکل ۳»، وزن سوخت مصرف شده ۴۷۸ پوند و وزن خالی ۹۴۰ پوند به دست آمده است، که نقطه طراحی ۸۶.۲ به دست می آید. این نتیجه نشان دهنده نیاز به بهینه سازی هر دو پارامتر برای بهبود طراحی هواپیما است. بهبود این موارد به عملکرد بهتر و کارایی عملیاتی کمک می کند.



شکل ۴: نمودار سطح منطق فازی وزن برخاست و سوخت مصرف شده

در «شکل ۴» در نقطه طراحی با وزن برخاست ۲۲۴۸ پوند، با وزن سوخت مصرف شده ۴۷۸.۲ پوند به نقطه طراحی ۶۶.۲ می رسد. این نتیجه نشان دهنده نیاز به بهینه سازی وزن های سوخت مصرف شده و وزن خالی برای دستیابی به طراحی مؤثرتر است. طبق تحلیل های قبلی، وزن های برآورد شده برای وزن برخاست و وزن خالی از حدود قابل قبول فراتر رفته و طراحی غیرقابل قبول محسوب می شود. این موضوع ضرورت بهینه سازی را تأکید می کند. بخش بعدی به بررسی بهینه سازی این مقادیر با استفاده از الگوریتم های بهینه سازی فرا ابتکاری می پردازد.

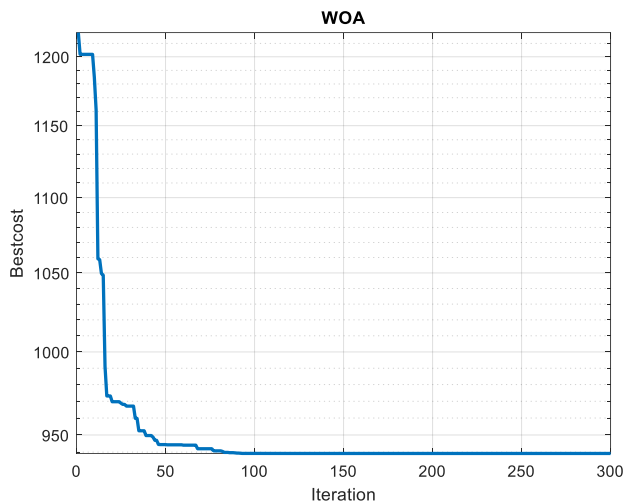
## ۵- بهینه‌سازی فرا ابتکاری<sup>۱</sup>

الگوریتم‌های بهینه‌سازی شاهین‌های هریس و شکارچیان دریایی، از جمله روش‌های فرا ابتکاری مبتنی بر طبیعت هستند که برای حل مسائل پیچیده طراحی مهندسی توسعه یافته‌اند. الگوریتم بهینه‌سازی شاهین‌های هریس با شبیه‌سازی رفتار مشارکتی این پرندگان در شکار، راهبردهایی را برای جست‌وجو و حمله به طعمه ارائه می‌دهد که بر تعامل میان تجربه فردی و موفقیت گروهی استوار است. در مقابل، الگوریتم شکارچیان دریایی از رفتار تغذیه‌ای موجوداتی مانند کوسه‌ها و دلفین‌ها الهام گرفته و تعادل مؤثری میان جست‌وجو و بهره‌برداری برقرار می‌سازد. الگوریتم بهینه‌سازی نهنگ نیز با الهام از رفتار شکار نهنگ‌های کوهان‌دار، از ساز و کار به دام انداختن طعمه با استفاده از حباب‌سازی بهره می‌گیرد تا همگرایی به سوی پاسخ‌های بهینه را تسهیل کند. همچنین، الگوریتم کلونی زنبور مصنوعی رفتار جست‌وجوی غذا در زنبورها را مدل‌سازی می‌کند و راه‌حل‌ها را به‌عنوان منابع غذایی در فضای جست‌وجو ارزیابی می‌کند. این الگوریتم‌ها با هدف بهینه‌سازی طراحی مفهومی هواپیما به کار گرفته می‌شوند که در آن اهداف کلیدی شامل کاهش وزن خالی، افزایش وزن برخاست و به حداقل رساندن مصرف سوخت است. در این مطالعه، بهینه‌سازی هم‌زمان این سه هدف به‌منظور ارتقای عملکرد کلی هواپیما در مراحل اولیه طراحی مورد توجه قرار گرفته است.

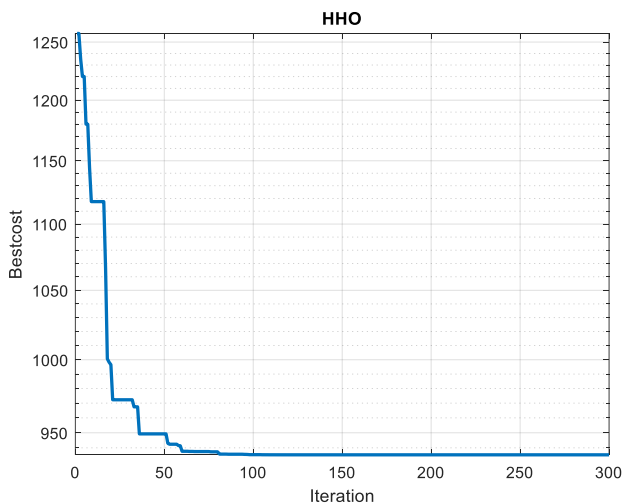
### ۵-۱- بهینه‌سازی وزن

بهینه‌سازی وزن خالی با این الگوریتم‌ها در «شکل‌های ۵، ۶، ۷ و ۸» نشان داده شده، در حالی که «شکل‌های ۹، ۱۰، ۱۱، ۱۲» بهینه‌سازی وزن برخاست را نمایش می‌دهند. بهینه‌سازی وزن خالی هواپیما با استفاده از الگوریتم‌های فرا ابتکاری انجام شده است. هدف از این بهینه‌سازی، کاهش وزن خالی در عین حفظ عملکرد و کارایی مناسب هواپیما است.

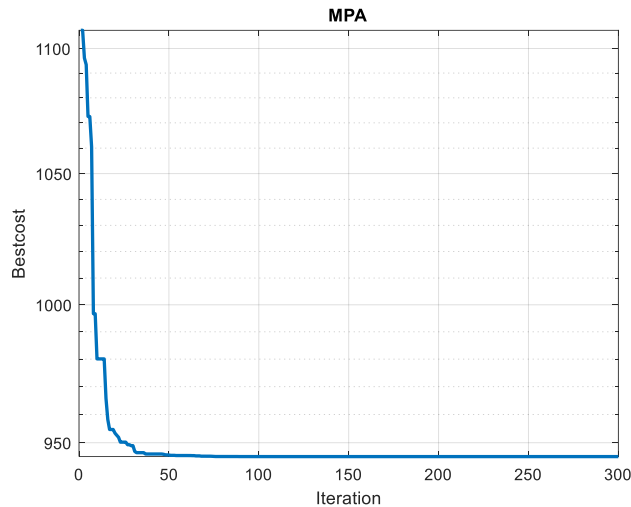
<sup>۱</sup> Metaheuristic Optimization



شکل ۵: نتایج بهینه‌ساز برای وزن خالی با الگوریتم بهینه‌سازی نهنگ

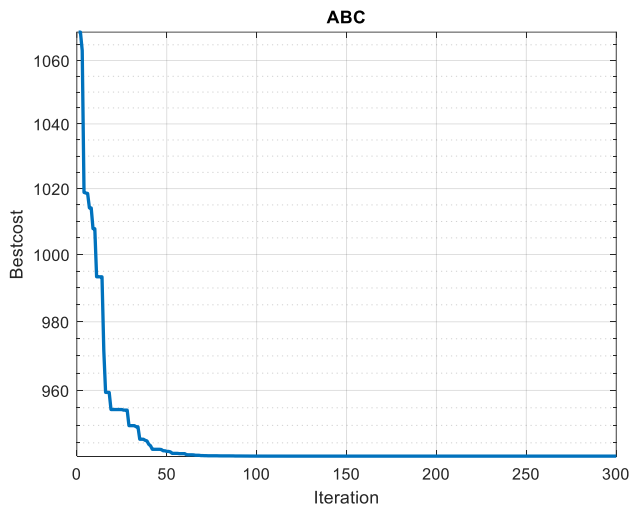


شکل ۶: نتایج بهینه‌ساز برای وزن خالی با الگوریتم بهینه‌سازی شاهین هریس



شکل ۷: نتایج بهینه‌ساز برای وزن خالی با الگوریتم شکارچیان دریایی

بر اساس داده‌ها و تحلیل‌های انجام شده با اجرای الگوریتم‌ها، وزن خالی هواپیما به طور قابل توجهی کاهش یافته و به مقادیر بهینه‌ای نزدیک شده است. بهینه‌سازی‌های انجام شده نه تنها به کاهش وزن خالی کمک می‌کند، بلکه باعث افزایش قابلیت‌های مأموریتی و سازگاری با الزامات مشتری نیز می‌شود.



شکل ۸: نتایج بهینه‌ساز برای وزن خالی با الگوریتم بهینه‌سازی کلونی زنبورهای مصنوعی

نتایج بهینه‌سازی وزن خالی در بخش‌های بعدی به طور دقیق‌تر بررسی خواهد شد. همانطور که در «شکل‌های ۵، ۶، ۷، ۸» مشاهده می‌شود، تمام بهینه‌سازها نتایج متفاوتی تولید کردند، اما این نتایج به طور کلی در نزدیکی روش راسکم قرار دارند و حاشیه خطای کمی دارند. جزئیات این یافته‌ها در جدول ۶ نشان داده شده است.

جدول ۶: نتایج بهینه‌ساز و مقایسه با روش راسکم برای وزن خالی

| اختلاف (%) | نتیجه      | بهینه ساز                                 |
|------------|------------|-------------------------------------------|
| 1.124      | 938.21 lb. | الگوریتم بهینه سازی نهنگ                  |
| 0.851      | 935.41 lb. | الگوریتم بهینه سازی شاهین هریس            |
| 4.141      | 945.11 lb. | الگوریتم شکارچیان دریایی                  |
| 3.127      | 941.38 lb. | الگوریتم بهینه سازی کلونی زنبورهای مصنوعی |

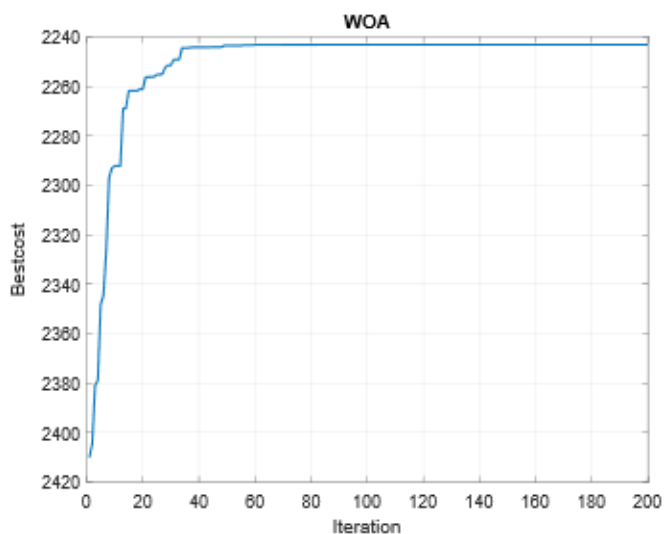
همان طور که مشاهده می شود، بهینه سازها به مقادیر قابل قبولی دست یافته اند. به طور خاص، الگوریتم بهینه سازی شاهین هریس با کمترین نرخ خطای ۰.۸۵۱٪، به عنوان مؤثرترین الگوریتم برای این مسئله شناخته می شود و دقیق ترین نتایج را به دست آورد. در بین الگوریتم های بررسی شده، الگوریتم شاهین هریس بهترین عملکرد را از خود نشان داد. این برتری را می توان به چند عامل کلیدی نسبت داد. اول آنکه این الگوریتم با بهره گیری از یک ساختار تطبیقی، به طور مؤثری بین مراحل جستجوی اکتشافی<sup>۱</sup> و بهره برداری<sup>۲</sup> تعادل برقرار می کند. این ویژگی موجب می شود الگوریتم از افتادن در کمینه های محلی جلوگیری کرده و مسیر همگرایی به سوی جواب بهینه کلی را تسهیل کند. دوم آن که ساز و کارهای پرش های تصادفی و حمله های مرحله ای، که از رفتار طبیعی شاهین ها در شکار الهام گرفته شده اند، باعث افزایش تنوع پاسخ ها در مراحل اولیه و افزایش دقت در مراحل پایانی جستجو می شوند. در این مطالعه، الگوریتم بهینه سازی شاهین هریس موفق شد با کمترین نرخ خطا (۰.۸۵۱٪) و نوسانات حداقلی در چندین اجرای مستقل، دقت و پایداری بهتری نسبت به سایر روش های مقایسه شده ارائه دهد.

## ۵-۲ بهینه سازی وزن برخاست

بهینه سازی وزن برخاست، به عنوان یکی از جنبه های کلیدی در طراحی و عملکرد هواپیماها، به منظور دستیابی به وزن ساختاری کمینه (وزن خالی) و افزایش وزن برخاست به واسطه افزایش توان حمل مسافر و بار با رویکرد آنکه قابلیت های عملیاتی و عملکردی مطلوب حفظ شود، انجام می شود.

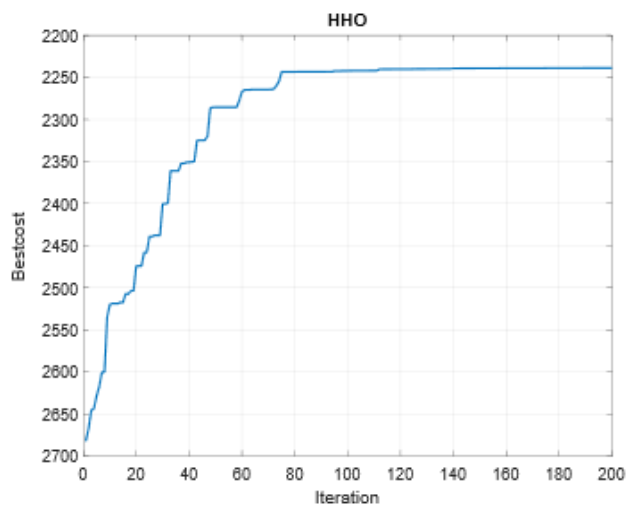
<sup>۱</sup> Exploration

<sup>۲</sup> Exploitation

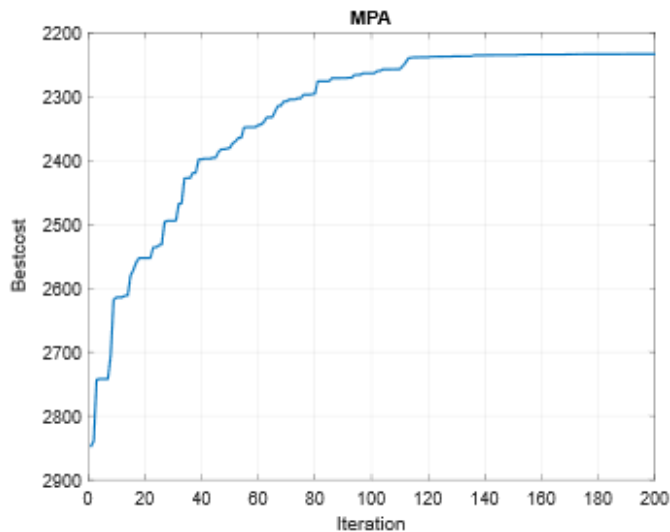


شکل ۹: نتایج بهینه‌ساز برای وزن برخاست با الگوریتم بهینه‌سازی نهنگ

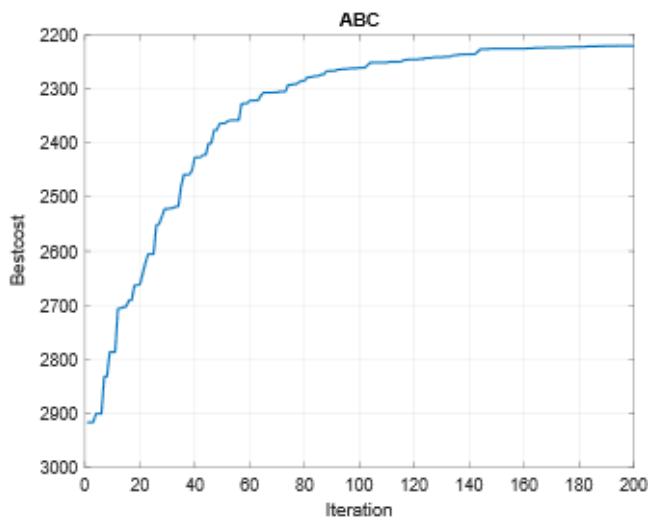
در فرایند طراحی هواپیما، افزایش وزن برخاست می‌تواند به افزایش ظرفیت بارگیری، منجر شود.



شکل ۱۰: نتایج بهینه‌ساز برای وزن برخاست با الگوریتم بهینه‌سازی شاهین هریس



شکل ۱۱: نتایج بهینه‌ساز برای وزن برخاست با الگوریتم شکارچیان دریایی



شکل ۱۲: نتایج بهینه‌ساز برای وزن برخاست با الگوریتم بهینه سازی کلونی زنبورهای مصنوعی

در نهایت، بهینه‌سازی وزن برخاست نه تنها به بهبود عملکرد هواپیماها کمک می‌کند، بلکه تأثیر مثبتی بر کاهش هزینه‌های عملیاتی و افزایش قابلیت‌های مأموریتی دارد. که در «شکل های ۹، ۱۰، ۱۱، ۱۲» نشان داده شده است، هر یک از بهینه‌سازها نتایج متفاوتی تولید کرده‌اند که همگی به روش راسکم نزدیک هستند و دارای خطاهای کمی هستند که در جدول ۷ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که الگوریتم بهینه‌سازی شاهین هریس به عنوان بهترین روش برای این مسئله شناخته می‌شود و دقیق‌ترین نتایج را ارائه می‌دهد.

جدول ۷: نتایج بهینه ساز و مقایسه با روش راسکم برای وزن برخاست

| اختلاف (%) | نتیجه       | بهینه ساز                                 |
|------------|-------------|-------------------------------------------|
| 1.0028     | 2238.41 lb. | الگوریتم بهینه سازی نهنگ                  |
| 0.5686     | 2252.59 lb. | الگوریتم بهینه سازی شاهین هریس            |
| 0.0013     | 2221.78 lb. | الگوریتم بهینه سازی کلونی زنبورهای مصنوعی |
| 0.0155     | 2241.14 lb. | الگوریتم شکارچیان دریایی                  |

در این پژوهش، مسئله بهینه سازی طراحی هواپیمای تاکسی هوایی به صورت یک مسئله بهینه سازی چندهدفه تعریف شده که در آن کاهش وزن خالی، افزایش وزن برخاست و کاهش وزن سوخت مصرفی به عنوان اهداف اصلی در نظر گرفته شده اند. این اهداف با استفاده از الگوریتم های فرا ابتکاری مختلف مورد بهینه سازی قرار گرفته اند. مسئله بهینه سازی را می توان به صورت ریاضی به صورت زیر فرمول بندی کرد:

$F1=Min$  (وزن خالی)

$F2=Max$  (وزن برخاست)

$F3=Min$  (وزن سوخت مصرفی)

این سه تابع هدف با حفظ قابلیت های عملکردی مطلوب هواپیما مورد بهینه سازی قرار گرفته اند. قیود پیشنهادی برای سه عامل اصلی بهینه سازی به صورت زیر است:

۱. قید عددی برای وزن خالی

بر اساس روش راسکم قید طراحی برای وزن خالی به صورت زیر بیان می شود.  
 $960 \text{ (پوند)} < \text{وزن خالی} < 920 \text{ (پوند)}$

۲. قید عددی برای وزن برخاست

بر اساس روش راسکم قید طراحی برای وزن برخاست به صورت زیر بیان می شود.  
 $2260 \text{ (پوند)} < \text{وزن برخاست} < 2200 \text{ (پوند)}$

۳. قید عددی برای وزن سوخت مصرفی

بر اساس روش راسکم قید طراحی برای وزن سوخت مصرفی به صورت زیر بیان می شود.  
 $500 \text{ (پوند)} < \text{وزن سوخت مصرفی} < 400 \text{ (پوند)}$

این محدوده ها در تنظیم توابع هدف و قیود الگوریتم های فرا ابتکاری لحاظ شده اند و تضمین می کنند که پاسخ های بهینه به محدوده های عملکردی معتبر محدود بمانند. همچنین با بررسی نهایی پس از بهینه سازی، مشاهده شد که تمام مقادیر خروجی در این بازه ها قرار گرفته اند، که نشان دهنده رعایت این قیود عددی در فرآیند طراحی است.

تحلیل قیود بعد از بهینه‌سازی:

پس از اجرای الگوریتم‌های بهینه‌سازی (از جمله الگوریتم شاهین‌های هریس، نهنگ، شکارچیان دریایی و کلونی زنبور مصنوعی)، تمام ترکیب‌های حاصل، به طور عددی با مدل مرجع راسکم مقایسه شده‌اند. همان‌گونه که در جداول ۶ و ۷ مشاهده می‌شود، مقادیر نهایی بهینه شده دارای خطای بسیار اندک نسبت به مدل راسکم هستند (کمتر از ۱.۱٪ برای وزن خالی و کمتر از ۰.۶٪ برای وزن برخاست)، که نشان دهنده حفظ شرایط عملکردی و تبعیت از قیود فیزیکی مسئله است. همچنین، در بخش فازی مقاله نیز نتایج حاصل به صورت کیفی با استفاده از منطق فازی ارزیابی شده و در صورت قرار گرفتن در وضعیت "غیر قابل قبول"، بازگشت به الگوریتم بهینه‌سازی انجام شده است.

در نتیجه، چارچوب بهینه‌سازی تعریف شده نه تنها مبتنی بر چندین هدف کمی و دقیق ( $F1, F2, F3$ ) است، بلکه با در نظر گرفتن قیود سخت عملکردی، تضمین می‌کند که نتایج حاصل در محدوده طراحی قابل قبول و قابل پیاده‌سازی قرار گیرند. همچنین، می‌توان محدوده‌های عددی متغیرهای بهینه‌سازی شده در طراحی هواپیمای تاکسی هوایی را به صورت تقریبی و مبتنی بر داده‌های واقعی استخراج و به‌عنوان قیود طراحی<sup>۱</sup> در نظر گرفت. این قیود به تصمیم‌گیری الگوریتم‌های بهینه‌سازی در چارچوب منطقی و عملکردی کمک کرده‌اند.

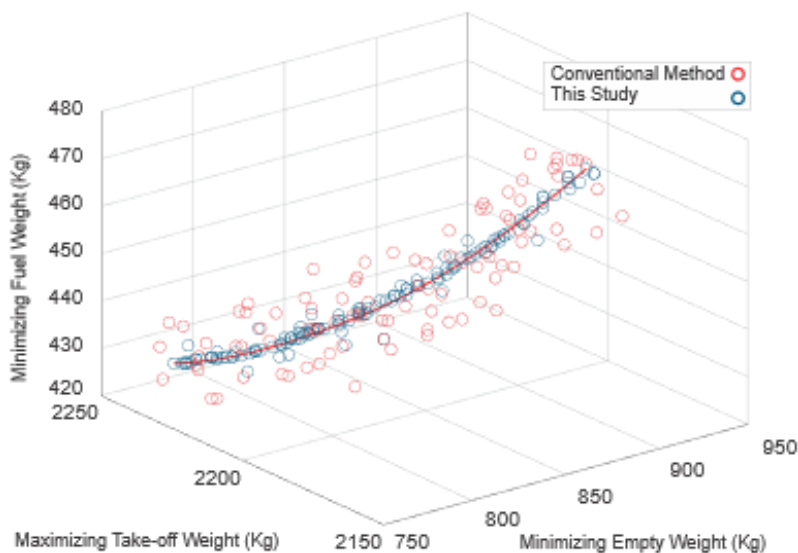
### ۵-۳ بهینه سازی جبهه پارتو سه بعدی<sup>۲</sup>

در این مطالعه، یک تحلیل مقایسه‌ای میان رویکرد طراحی پیشنهادی و روش‌های سنتی صورت گرفته است. این مقایسه بر پارامترهای کلیدی شامل بازده مصرف سوخت، ظرفیت بار، شاخص‌های عملکردی، و تغییرات مربوط به وزن خالی، وزن برخاست و وزن سوخت تمرکز دارد. نتایج حاصل نشان می‌دهد که روش پیشنهادی، به واسطه بهره‌گیری از منطق فازی و الگوریتم‌های بهینه‌سازی فرا ابتکاری، در دستیابی به تعادل مطلوب‌تر میان پارامترهای طراحی، عملکرد بهتری نسبت به روش‌های متداول از خود نشان می‌دهد. در «شکل ۱۳»، عملکرد طراحی سنتی با رویکرد پیشنهادی مقایسه شده است. داده‌های مربوط به روش پیشنهادی (نشان‌گذاری شده با دایره‌های آبی) نسبت به داده‌های روش‌های متداول (دایره‌های قرمز)، در محدوده‌ای بهینه‌تر قرار گرفته و نشان‌دهنده تعادل مناسب‌تر میان وزن سوخت و وزن کل در مرحله برخاست هستند. «شکل ۱۴» نیز الگوی مشابهی را نمایش می‌دهد و بر توزیع بهینه‌تر نتایج حاصل از رویکرد پیشنهادی تأکید دارد. در نهایت، «شکل ۱۵» مجدداً این مقایسه را تأیید کرده و نشان می‌دهد که روش پیشنهادی، در شرایط وزنی مشابه، به وزن سوخت کمتری منتهی می‌شود. این یافته‌ها نشان‌دهنده مزایای

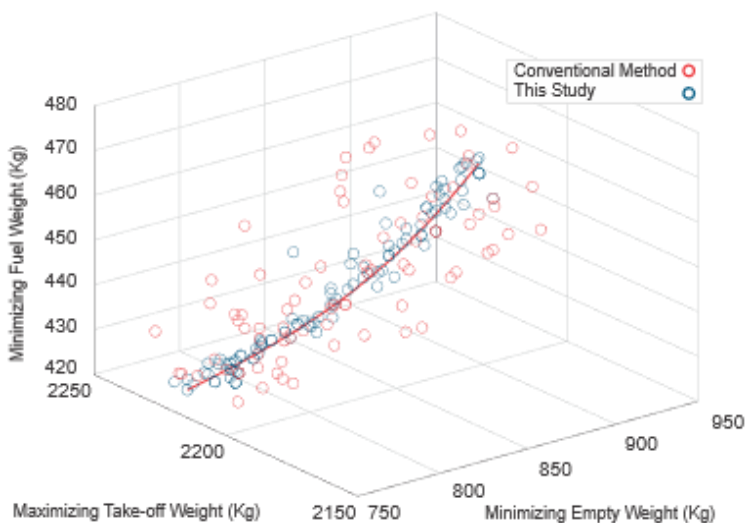
<sup>۱</sup> Design Constraints

<sup>۲</sup> Three Dimensional Pareto Optimization

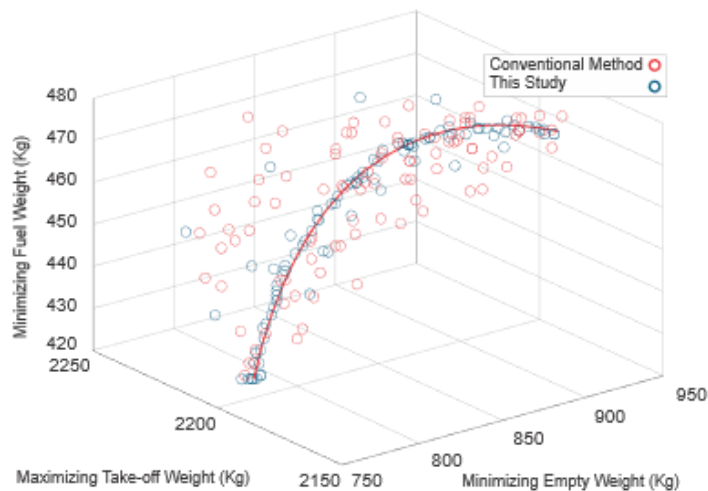
بهره‌گیری از منطق فازی و الگوریتم‌های بهینه‌سازی نوین در بهبود طراحی مفهومی هواپیما و کاهش مصرف سوخت هستند، و می‌توانند راه گشای تصمیم‌گیری‌های مهندسی در مراحل اولیه طراحی باشند.



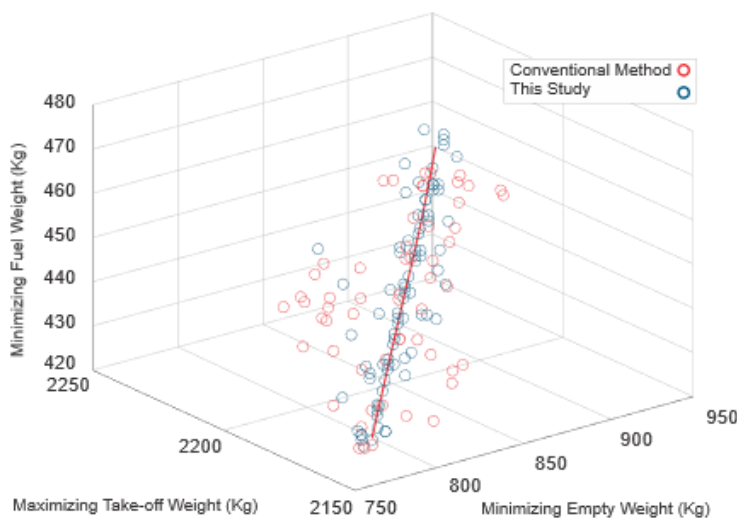
شکل ۱۳: جبهه پارتو برای وزن خالی، وزن برخاست و وزن سوخت با رویکرد مصرف سوخت



شکل ۱۴: جبهه پارتو برای وزن خالی، وزن برخاست و وزن سوخت با رویکرد عملکرد



شکل ۱۵: جبهه پارتو برای وزن خالی، وزن برخاست و وزن سوخت با رویکرد وزن بار



شکل ۱۶: جبهه پارتو برای وزن خالی، وزن برخاست و وزن سوخت با رویکرد برد حرکتی

«شکل های ۱۳، ۱۴، ۱۵، ۱۶» مقایسه ای میان روش پیشنهادی و رویکردهای متداول در بهینه سازی طراحی هواپیما ارائه می دهد و بر سه هدف کلیدی شامل کاهش وزن خالی، افزایش وزن برخاست و کاهش وزن سوخت با رویکردهای مصرف سوخت، عملکرد، وزن بار، و برد حرکتی تمرکز دارند. نتایج حاصل از روش پیشنهادی (نشان داده شده با نشان های آبی) در مقایسه با روش های سنتی (نشان های قرمز)، توزیع بهینه تری از نظر تعادل میان پارامترهای وزن در مرحله برخاست نشان می دهد. این یافته ها حاکی از توانایی رویکرد

پیشنهادهای در دستیابی به سازگاری مطلوب میان وزن خالی و وزن سوخت با حفظ محدودیت‌های طراحی هستند.

## ۶- تشکر و قدردانی

به پاس الطاف بی دریغ و همت والایان، صمیمانه‌ترین سپاس‌ها را تقدیم می‌دارم و قدردان بزرگواری و فضل شما هستم.

## ۷- تعارض منافع

نویسنده(گان) اعلام می‌دارند که در مورد انتشار این مقاله تضاد منافع وجود ندارد. علاوه بر این، موضوعات اخلاقی شامل سرقت ادبی، رضایت آگاهانه، سوء رفتار، جعل داده‌ها، انتشار و ارسال مجدد و مکرر توسط نویسندگان رعایت شده است.

## ۸- دسترسی آزاد

این نشریه دارای دسترسی باز است و اجازه اشتراک (تکثیر و بازآرایی محتوا به هر شکل) و انطباق (بازترکیب، تغییر شکل و بازسازی بر اساس محتوا) را می‌دهد.

## ۹- نتیجه‌گیری

در این مطالعه، طراحی بهینه یک تاکسی هواپیمایی با هدف ارتقای عملکرد پروازی و کاهش وزن، مورد بررسی قرار گرفت. از ترکیب اصول طراحی مرسوم، منطق فازی، رگرسیون خطی و الگوریتم بهینه‌سازی فرا ابتکاری برای تعیین وزن برخاست بهینه استفاده شد. نتایج نشان داد که تنظیم دقیق متغیرهایی مانند پیکربندی موتور، ساختار بدنه، و مساحت بال، می‌تواند تأثیر بسزایی در بهبود کارایی کلی هواپیما داشته باشد. بررسی نسبت بار بال و بار قدرت نیز نشان داد که این دو عامل در تعیین ویژگی‌های پروازی نقش تعیین‌کننده‌ای ایفا می‌کنند.

علاوه بر این، استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی نوین مانند زنبور مصنوعی، وال، شایهن هریس و شکارچیان دریایی امکان مقایسه راه‌حل‌های مختلف و تحلیل پاسخ‌های طراحی در فضای چندهدفه را فراهم کرد. تحلیل جبهه پارتو سه‌بعدی مشخص ساخت که بهبود عملکرد با افزایش اندک در مصرف سوخت همراه بوده، اما کارایی کلی ۸.۵۶ درصد، برد پروازی ۴.۲۱ درصد و ظرفیت بار ۷.۲۱ درصد افزایش یافته است.

در مجموع، یافته‌ها نشان می‌دهد که ادغام روش‌های نوین بهینه‌سازی و تصمیم‌گیری در طراحی مفهومی هواپیما می‌تواند به راه‌حلی منجر شود که ضمن رعایت الزامات فنی،

پاسخگوی نیازهای عملیاتی نیز باشند. با این حال، تعمیم پذیری مدل به شرایط محیطی گوناگون و بررسی عمیق تر اثر عوامل غیرخطی، می تواند در مطالعات آتی مد نظر قرار گیرد.

## ۷- فهرست علائم

|                   |             |
|-------------------|-------------|
| ضریب کسری سوخت    | $M_{ff}$    |
| برد کروز          | $R_{alt}$   |
| سرعت صعود         | $V_C$       |
| سرعت برخاست       | $V_{TO}$    |
| سرعت کروز         | $V_{CR}$    |
| نمایانگر برد صعود | $R_{climb}$ |
| برد کروز          | $R_{CR}$    |

## ۸-مراجع

- [1] Kundu, A. K., Price, M. A., & Riordan, D. (2019). *Conceptual aircraft design: An industrial approach*. John Wiley & Sons.
- [2] Faa. (2022). Working to build a net-zero sustainable aviation system by 2050. *Acta Astronautica*, 183, 115–130. <https://www.faa.gov/newsroom/working-build-net-zero-sustainable-aviation-system-2050>
- [3] Fioriti, M. (2019). Aircraft conceptual design using metaheuristic-based reliability. *Acta Astronautica*, 161, 249–261. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.03.020>.
- [4] Liu, W., Wang, H., Chen, Y., & Zhou, Y. (2018). Meta-heuristic global optimization algorithms for aircraft engines modelling and controller design. *Acta Astronautica*, 155, 1–9. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.02.020>
- [5] Mirtabaei, S. M., & Naderi, A. (2024). Design and simulation of micro-UAV using topology optimization and additive manufacturing technology. *Aerospace Mechanics Journal*, 20, 59–74.
- [6] Babaei, A., Setayandeh, S., & Farrokhfal, H. (2019). Multidisciplinary design optimization of an unmanned air vehicle and final solution selection based on fuzzy satisfaction degree function. *Aerospace Mechanics Journal*.
- [7] Setayandeh, S. M. R. (2024). Developing a multidisciplinary analyzing and design optimization framework for fixed wing micro air vehicles. *Aerospace Mechanics Journal*, 76, 69–85.
- [8] Heidari, A. A., Mirjalili, S., Faris, H., Aljarah, I., Mafarja, M., & Chen, H. (2019). Harris hawks optimization: Algorithm and applications. *Future Generation Computer Systems*, 97, 849–872.
- [9] Faramarzi, A., Heidarinejad, M., Mirjalili, S., & Gandomi, A. H. (2020). Marine predators algorithm: A nature-inspired metaheuristic. *Expert Systems with Applications*, 152, 113377. <https://doi.org/10.1016/j.eswa.2020.113377>
- [10] Sharpe, P. D., & Hansman, R. J. (2021). Aerosandbox: A differentiable framework for aircraft design optimization.
- [11] Omoarebun, E. N., Cimtalay, S., & Mavris, D. N. (2023). Formalizing the decomposition process between elements in the RFLP framework using axiomatic design theory. In *AIAA AVIATION 2023 Forum* (p. 3771).
- [12] Cao, Y., Tan, W., & Wu, Z. (2018). Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety. *Aerospace Science and Technology*, 75, 353–385.
- [13] Hwang, J. T., Jasa, J. P., & Martins, J. R. (2019). High-fidelity design-allocation optimization of a commercial aircraft maximizing airline profit. *Journal of Aircraft*, 56(3), 1164–1178.

- [14] Ghanifar, M., Kamzan, M., & Tayefi, M. (2023). Different intelligent methods for coefficient tuning of quadrotor feedback-linearization controller. *Journal of Aerospace Science and Technology*, 16(1), 56–65. <https://doi.org/10.22034/jast.2023.355914.1123>
- [15] Marciello, V., et al. (2023). Design exploration for sustainable regional hybrid-electric aircraft: A study based on technology forecasts. *Aerospace*, 10(2), 165.
- [16] Sarojini, D., et al. (2023). Large-scale multidisciplinary design optimization of an eVTOL aircraft using comprehensive analysis. In *AIAA SciTech 2023 Forum* (p. 0146).
- [17] Arat, H. T., Sürer, M. G., Gökpinar, S., & Aydin, K. (2023). Conceptual design analysis for a lightweight aircraft with a fuel cell hybrid propulsion system. *Energy Sources, Part A*, 45(1), 46–60.
- [18] Ünal, N., Öz, Y., & Oktay, T. (2023). Conceptual design modeling by the novel aircraft conceptual design and analysis system (ACDAS). *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 95(5), 799–813.
- [19] Gradel, S., Hansmann, P., & Stumpf, E. (2023). SystemXF: A novel approach for holistic system modeling in aircraft conceptual design. *CEAS Aeronautical Journal*, 14(1), 57–73.
- [20] Zimmnau, M., Schültke, F., & Stumpf, E. (2023). UNICADO: Multidisciplinary analysis in conceptual aircraft design. *CEAS Aeronautical Journal*, 14(1), 75–89.
- [21] Li, J., & Zhang, M. (2021). Data-based approach for wing shape design optimization. *Aerospace Science and Technology*, 112, 106639.
- [22] Giorgetti, A., Rolli, F., La Battaglia, V., Marini, S., & Arcidiacono, G. (2023). Axiomatic design using multi-criteria decision making for material selection in mechanical design: Application in different scenarios. <https://www.springerprofessional.de/en/axiomatic-design-using-multi-criteria-decision-making-for-materi/25929336>
- [23] Jonsson, E., Riso, C., Lupp, C. A., Cesnik, C. E., Martins, J. R., & Epureanu, B. I. (2019). Flutter and post-flutter constraints in aircraft design optimization. *Progress in Aerospace Sciences*, 109, 100537.
- [24] Sgueglia, A., et al. (2020). Multidisciplinary design optimization framework with coupled derivative computation for hybrid aircraft. *Journal of Aircraft*, 57(4), 715–729.
- [25] Silva, H. L., Resende, G. J., Neto, R. M. C., Carvalho, A. R. D., Gil, A. A., Cruz, M. A. A., & Guimarães, T. A. M. (2021). A multidisciplinary design optimization for conceptual design of hybrid-electric aircraft. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. <https://doi.org/10.1007/s00158-021-03033-8>
- [26] Hosseini, S., Vaziry-Zanjany, M. A., & Ovesy, H. R. (2024). A framework for aircraft conceptual design and multidisciplinary optimization. *Aerospace*, 11(4), 273. <https://doi.org/10.3390/aerospace11040273>

- [27] Phuekpan, K., Khammee, R., Panagant, N., Bureerat, S., Pholdee, N., & Wansasueb, K. (2025). A comparison of modern metaheuristics for multi-objective optimization of transonic aeroelasticity in a tow-steered composite wing. *Aerospace*, 12(2), 101. <https://doi.org/10.3390/aerospace12020101>
- [28] Champasak, P., Panagant, N., Pholdee, N., Bureerat, S., & Yildiz, A. (2020). Self-adaptive many-objective meta-heuristic based on decomposition for many-objective conceptual design of a fixed wing unmanned aerial vehicle. *Aerospace Science and Technology*, 105783. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105783>
- [29] Winyangkul, S., Slesongsom, S., & Bureerat, S. (2021). Reliability-based design of an aircraft wing using a fuzzy-based metaheuristic. *Applied Sciences*, 11(14), 6463. <https://doi.org/10.3390/app11146463>
- [30] Setayandeh, M. R., & Babaei, A. (2020). Multidisciplinary design optimization of an aircraft by using knowledge-based systems. *Soft Computing*. <https://doi.org/10.1007/s00500-020-04684-3>
- [31] Todorov, V. T., Rakov, D., & Bardenhagen, A. (2024). A morphological analysis of methods for conceptual aircraft design under uncertainties. *Technical University of Berlin, Institute of Aeronautics and Astronautics*. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024>.
- [32] Xue, L., Ma, D., & Wang, X. (2016). Low temperature characteristic analysis and enhancement of hydraulic system on high-altitude and long-endurance unmanned vehicle. In *2016 IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS)* (pp. 802–805). IEEE.
- [33] Borgest, N., Korovin, M., Gromov, A., & Gromov, A. (2015). The concept of automation in conventional systems creation applied to the preliminary aircraft design. In *Soft Computing in Computer and Information Science* (pp. 147–156).
- [34] Brelje, B. J., & Martins, J. R. (2019). Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches. *Progress in Aerospace Sciences*, 104, 1–19.
- [35] Roskam, J. (1990). What is needed to teach aeronautical engineering students how to design aircraft? In *Aircraft Design, Systems and Operations Conference* (p. 3257).
- [36] Roskam, J., Ackers, D. E., & Gerren, D. S. (1995). Design, analysis and control of large transports so that control of engine thrust can be used as a back-up of the primary flight controls.
- [37] Roskam, J. (1985). *Airplane design*. DARcorporation.
- [38] Jorde, K., Schneider, M., & Zöllner, F. (2020). Invited lecture: Analysis of instream habitat quality–preference functions and fuzzy models. In *Stochastic Hydraulics 2000* (pp. 671–680). CRC Press.
- [39] Ardil, C. (2022). Fighter aircraft selection using fuzzy preference optimization programming (POP). *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, 16(10), 279–290.