

به کارگیری رویکردهای محاسبات نرم برای توسعه یک رهیافت مهندسی همزمان در طراحی پیکره بندی یک پهپاد

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۱۰/۲۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۶/۱۴

حجت طائی^۱، مهرانعلی عزیزی ارومیه^۲، محمود حقیقت اصفهانی^۳، سید محمدرضا ستاینده^۴

۱- استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، taei@mut.ac.ir

۲- استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

۳- کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

۴- دکتری، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

چکیده

در این مقاله، یک رویکرد جامع ترجیح محور طراحی (CPD) ارائه می شود که ساختاری دومرحله ای دارد و از دو بهینه ساز تودرتو بهره می برد. روش مذکور در طراحی یک پهپاد با مداومت پروازی ۲۴ ساعت، سرعت کروز حداقل ۴۵ متر بر ثانیه، حمل محموله ۲۰۰ کیلوگرمی و مسافت برخاست زیر یک کیلومتر اجرا شده است. برای ارزیابی پاسخ های روش CPD، فرایند طراحی پهپاد با استفاده از رویکرد MDO نیز انجام شده است. با اعمال رویکرد CPD بر طراحی مذکور، هواپیمای بدون سرنشینی طراحی شد که نه تنها شاخص رضایت طراح/مشتری در آن بیشینه شد؛ بلکه مقدار جرم کلی آن نیز با کمترین اختلاف، بسیار نزدیک به مقدار به دست آمده در روش MDO با چارچوب AAO است. مقایسه نتایج نشان می دهد که علی رغم بیشتر بودن جرم پهپاد طراحی شده به روش CPD، رضایت سراسری این طرح بیشتر بوده و ترجیحات طراح/مشتری ارضا شده اند.

واژه های کلیدی: هوش مصنوعی، طراحی جامع ترجیح محور، هواپیمای بدون سرنشین، معیار کارایی، رضایت، منطق فازی، بهینه سازی

۴۳

سال ۱۳ - شماره ۱

پیاورد تابستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



Application of soft computing methodologies for development of a concurrent engineering approach in design of UAV configuration

Hojat Taei¹, Mehran Ali Azizi Oroumieh², Mahmood Haghghat Esfahani³, Mohammad Reza Setayandeh⁴

1- Assistant Professor, Mechanical Engineering Department, Malek Ashtar University of Technology, Iran, taei@mut.ac.ir

2- Assistant Professor, Mechanical Engineering Department, Malek Ashtar University of Technology, Iran

3- M. Sc, Mechanical Engineering Department, Malek Ashtar University of Technology, Iran

4- Ph. D, Mechanical Engineering Department, Malek Ashtar University of Technology, Iran

Abstract

In this paper, a novel Comprehensive Preference-based Design (CPD) approach is presented which attempts to achieve subjective attributes that are defined in the concept of maximization of designer/customer's satisfaction in addition to objective goals which are formulated in the form of minimization of a performance criterion in a two-phase structure using two nested optimizers. The methodology is utilized to design of a UAV with flight duration of 24 hours, 45 meters per second of cruise speed at least, payload of 200 kg and less than 1 km take-off distance. To evaluate the results of CPD, the UAV design process using MDO in All-At-Once (AAO) framework is also performed. A UAV was designed in which not only the satisfaction attribute was maximized but also the total mass value with the least difference is very close to the value obtained in the MDO method with AAO framework. Comparison of the results shows that despite the higher mass of UAV designed by CPD, overall design satisfaction is higher and designer/customer's preferences have been satisfied.

Keywords: comprehensive preference-based design (CPD), UAV, performance criterion, satisfaction, fuzzy logic, optimization.

۱. مقدمه

از نگاه مهندسی، سیستم پیچیده به سامانه‌ای گفته می‌شود که ارتباطات گوناگون و چندگانه میان اجزا و المان‌های خود داشته باشد و موضوعات زیادی در طراحی و ساخت آن دخیل گردند. چنین مجموعه‌هایی را با نام سیستم‌های چند موضوعی نیز می‌شناسند که محصولات هوافضایی از جمله سامانه‌های هواپیمای بدون سرنشین، نمونه‌ای از آن می‌باشد [۱].

تاکنون رهیافت‌های مختلفی برای طراحی مفهومی سیستم‌های پیچیده یا چند موضوعی ارائه شده است که از آن جمله می‌توان به روش‌های کلاسیک بر پایه مهندسی سیستم، بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی (MDO) و ... اشاره نمود. روش‌های کلاسیک مبتنی بر ارائه دقیق ارتباطات بین زیرسیستم‌ها، شناسایی پارامترهای مؤثر و بیان ریاضی معادلات طراحی به منظور ارضای خواسته‌های مأموریتی (از منظر طراح/مشری) هستند. در این روش‌ها که با عنوان مهندسی سیستم شناخته می‌شوند، سرطراح و طراحان زیرسیستم‌ها نقشی کلیدی در فرایند طراحی ایفا می‌کنند؛ بنابراین می‌توان روش‌های کلاسیک را سازمان‌یافته و دارای تکرارهای متوالی دانست که به‌شدت بر تجربه و دانش مهندسان استوار بوده و به مفروضات اولیه وابسته هستند [۲].

از جمله پژوهش‌های انجام‌شده در این حوزه می‌توان به کار ماسون^۱ اشاره کرد که برای نشان دادن اهمیت در نظر گرفتن فن‌آوری به‌طور هم‌زمان هنگام ایجاد پیکره‌بندی جدید از مدل‌های جبری ساده آیرودینامیک، سازه و فن‌آوری‌های پیش‌رانش که اندازه و شکل هواپیما را تعیین می‌کنند، استفاده کرده است. این مدل‌ها

به‌سادگی بهترین استفاده از پیشرفت در هر فناوری را نشان می‌دهند. ادغام مناسب فن‌آوری‌های پیشرفته لزوماً شهودی نبوده و مطالعات در محدوده فن‌آوری حمل‌ونقل گذر صوتی و جنگنده مانورپذیر انجام شده است. در این پژوهش، نتایج تعریف مستقیمی از درک مسائل یکپارچه‌سازی فناوری بوده و تفسیر نتایج حاصل از برنامه‌های سایزینگ بزرگ هواپیما ارائه شده است [۳].

در تحقیقی دیگر، لافتین^۲ پژوهشی در ارتباط با روش‌های تخمین اندازه، وزن و قدرت تقریبی هواپیما که برای تأمین نیازهای عملکردی مشخص در نظر گرفته شده است، انجام داده است که هم برای هواپیماهای مجهز به موتور جت و هم ملخی به کار گرفته می‌شود. کاربرد روش‌ها با استفاده از مطالعات سایزینگ یک سری هواپیمای موتور جت و ملخی با قیود طراحی متفاوت نشان داده شده است. برخی از جنبه‌های تکامل فنی هواپیما از سال ۱۹۱۸ تاکنون نیز به‌طور خلاصه مورد بحث قرار گرفته است [۴].

از آنجایی که روش‌های طراحی کلاسیک غالباً بر تفکیک سیستم به زیرسیستم‌های مختلف تکیه دارند [۵]؛ هزینه‌های طراحی در آن‌ها افزایش یافته و از سوی دیگر، نتایج به‌دست‌آمده نیز بهترین نتایج نیستند. با پیچیده شدن سیستم‌ها و پیشرفت‌های چشمگیر در زمینه پردازش‌های کامپیوتری‌پایه، روش‌های بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی (MDO) ارائه شدند. بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی مجموعه‌ای از متدولوژی‌های طراحی سیستم است که تأثیر متقابل چندین حوزه مهندسی را به‌طور هم‌زمان در نظر می‌گیرد تا جواب‌های بهتر و اثربخش‌تری را در حین طراحی یک سیستم پیچیده ارائه نماید [۶]؛



بنابراین در این رویکرد، علاوه بر ارضای خواسته‌های مأموریتی، بهینه بودن طرح نهایی نیز اهمیت دارد.

در پژوهشی که بابایی و همکارانش انجام داده‌اند، یک روش بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی مقاوم مبتنی بر عملکرد فازی (FPF-^۳ RMDO) ارائه داده‌اند. این روش رویکردی مؤثر برای سیستم‌های چند موضوعی است که می‌تواند در ارتباط با خبرگی طراح در طی فرایند بهینه‌سازی طراحی توسط توابع ترجیح فازی استفاده شود. در این مطالعه، دو بهینه‌ساز قطعی و مقاوم برای هواپیمای بدون سرنشین (Predator MQ-1) انجام می‌شود. در هر دو مسئله، به حداقل رساندن وزن برخاست و نیروی درگ به‌عنوان توابع هدف در نظر گرفته می‌شود که با استفاده از الگوریتم NSGA بهینه شده‌اند. در بهینه‌سازی طراحی مقاوم، ارتفاع و سرعت کروز به‌عنوان عدم قطعیت در نظر گرفته می‌شوند که با استفاده از روش شبیه‌سازی مونت‌کارلو (MCS)^۴ مدل‌سازی می‌شوند. آیرودینامیک، پایداری و کنترل، خصوصیات جرم، عملکرد و مرکز ثقل برای تجزیه و تحلیل چند موضوعی استفاده می‌شود. نتایج بهینه‌سازی طراحی مقاوم به ترتیب ۴۶٪ و ۴۲٪ بهبود مقاومت را برای وزن برخاست و پسای فاز کروز نسبت به طراحی بهینه نشان می‌دهد [۷].

در تحقیق دیگری که ستاینده و همکارش انجام داده‌اند، استراتژی جدیدی برای حل مشکلات بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی ارائه شده است. ایده اصلی این روش مبتنی بر استفاده از تجربیات طراح و توجه به ترجیحات وی در هنگام بهینه‌سازی طراحی است که با استفاده از مفهومی به نام تابع ترجیحات فازی اجرا می‌شود.

دو مزیت مهم این روش عبارت‌اند از:

(۱) استفاده از تجربیات افراد خبره در هنگام بهینه‌سازی؛

(۲) تبدیل مسئله مقید بهینه‌سازی چند هدفه به مسئله بهینه‌سازی تک هدفی غیر مقید.

در این پژوهش، بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی یک هواپیمای بدون سرنشین (UAV) در نظر گرفته شده است تا عملکرد روش پیشنهادی را نشان دهد. مسئله بهینه‌سازی در این تحقیق یک مسئله مقید دو هدفه است (به حداقل رساندن وزن برخاستن و پسای مرحله کروز) و در آن الگوریتم ژنتیک (GA) به‌عنوان بهینه‌ساز استفاده می‌شود. عملکرد، وزن، آیرودینامیک، مرکز ثقل، تنظیم (تریم) و پایداری دینامیکی ماژول‌های در نظر گرفته شده در تحلیل چند موضوعی هستند که با استفاده از معادلات تجربی و نیمه‌تجربی مدل می‌شوند. نتایج بهینه‌سازی نشان می‌دهد که استراتژی پیشنهادی قادر به ارائه طرحی بهینه است که در مقایسه با سایر روش‌ها از نظر توابع هدف، هزینه محاسباتی کم و سادگی اجرا، عملکرد بالاتری داشته باشد. موارد بهبودیافته در روش پیشنهادی و مقایسه آن با بقیه روش‌ها در جدول (۱) آورده شده است [۸].

از جمله تحقیقات دیگر در این حوزه می‌توان به تحقیق فیوریتی^۵ و همکارانش در پروژه H2020 AGILE اشاره کرد که اتحادیه اروپا منابع آن را تأمین می‌کند و هدف از آن توسعه نسلی جدید از چارچوب‌های تحلیل و بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی (MDAO)^۶ است. به‌طور خاص، پروژه AGILE به تحقیق و توسعه فناوری‌هایی می‌پردازد که می‌توانند همکاری بین متخصصان موضوعات دخیل در طراحی را افزایش





دهند. این پژوهش به چارچوب MDAO می‌پردازد که در متن پروژه تحقیقاتی AGILE توسعه یافته است [۹].

در پژوهشی دیگر سگوگلیا^۷ و همکارانش انجام داده‌اند، پیشنهاد می‌کنند تا روش طراحی مفهومی هواپیمای هیبریدی^۸ را که از طریق تعریف چارچوب بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی (MDO) با هدف رسیدگی به مشکلات طراحی این نوع هواپیماها یافت می‌شود، غنی‌سازی کند [۱۰].

در پژوهش دیگری که توسط سیلوا^۹ و همکارانش انجام گرفته است، بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی بر روی طراحی مفهومی هوانوردی عمومی و هواپیماهای هیبریدی پیاده‌سازی شده است. این پژوهش نتایج رضایت‌بخشی را به‌طور عمده در مورد سازش فیزیکی مدل‌ها ارائه می‌کند. در چنین فرایندی که بهینه‌سازی فراگیر و چند موضوعی است ممکن است نتایجی به دست آید که از نظر ریاضی منسجم اما از نظر فیزیکی بی‌معنی هستند. باین‌حال، روش MDO ارائه شده در این پژوهش ثابت کرده است که در برابر این مشکل به اندازه کافی کارآمد است [۱۱].

در تحقیق دیگری که محمدزاده و سیدی انجام داده‌اند، یک معماری بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی و چندهدفه مبتنی بر فرامدل برای حل مسائل چندهدفه MDO با میزان انطباق بالا ارائه شده است. یکی از ویژگی‌های مهم روش پیشنهادی، توسعه الگوریتم بهینه‌سازی EMOPSO است که با معماری MDO مبتنی بر فرامدل کارآمد محاسباتی^{۱۰} ادغام شده است [۱۲].

از جمله تحقیقات دیگر در این حوزه می‌توان به کار ژنگ^{۱۱} و همکارانش اشاره کرد که به‌طور

سیستماتیک فرایند بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی یک وسیله نقلیه با محدوده سرعت وسیع را تشریح کرد. کار اصلی شامل مدل‌سازی هر زیرسیستم و یکپارچه‌سازی و بهینه‌سازی سیستم است. با هدف به حداقل رساندن زمان صعود یک وسیله نقلیه با محدوده سرعت وسیع، این مقاله استراتژی BLSIO را توسعه داد و آن را در فرایند MDO به کار برد و با تحلیل هندسی، آیرودینامیک، نیروی محرکه، جرم و مسیر ادغام کرد [۱۳].

نوع چارچوب‌های موجود برای MDO و عدم ارائه استراتژی کلان برای انتخاب یک چارچوب مناسب برای یک مسئله طراحی خاص، عدم امکان پیاده‌سازی و توسعه آن برای کلیه مسائل [۷، ۱۴]، نیاز به متخصصان در موضوعات مختلف با تسلط بر مفاهیم MDO به‌منظور ایجاد یک زبان مشترک طراحی و ... از نواقص این رهیافت هستند. همچنین باید گفت، نتایج حاصل از بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی زمانی ارزش و قوام بیشتری خواهند داشت که شاخص‌های انتزاعی^{۱۲} (که به‌واسطه ترجیحات طراح/مشری ایجاد می‌شوند) نیز در کنار اهداف عینی^{۱۳} (که به‌واسطه الزامات مأموریتی تعریف شده و در قالب توابع ریاضی صریح بیان می‌شوند) در فرمول‌بندی مسئله لحاظ شوند.

به منظور ایجاد یک زبان مشترک میان موضوعات مختلف مهندسی، رفع نواقص احتمالی روش‌های رایج طراحی و بهره‌گیری کامل از مزایای روش‌های مبتنی بر بهینه‌سازی چند موضوعی و تلاش برای ارضای شاخص‌های انتزاعی در قالب مفاهیمی از قبیل رضایت (علاقه‌مندی) طراح/مشری در کنار اهداف عملیاتی، ارائه یک رویکرد جامع ترجیح‌محور^{۱۴}

به‌عنوان موضوع اصلی این پژوهش قرار گرفته و با استفاده از آن، روند طراحی یک سامانه هواپیمای بدون سرنشین به‌عنوان یک سیستم پیچیده بررسی می‌شود. ایده اولیه این رویکرد، از روش‌های طراحی تقریبی^{۱۵} گرفته شده است. نخستین کاربردهای چنین رهیافت‌هایی توسط امامی و چابرا در قالب تدوین روش طراحی هم‌زمان کل‌نگر برای توسعه ربات‌های آزمایشگاهی بوده که در انجام آزمایش‌های سخت‌افزار در حلقه به کار گرفته می‌شوند [۱۵، ۱۶].

با این توضیحات، در بخش بعدی روندنمای تدوین‌شده برای رویکرد جامع ترجیح‌محور ارائه می‌شود. سپس ساختار چند موضوعی طراحی سامانه هواپیمای بدون سرنشین تشریح می‌شود. در بخش بعد، نتایج حاصل از پیاده‌سازی رویکرد جامع ترجیح‌محور در طراحی این سامانه و مقایسه آن با نتایج حاصل از طراحی با رویکرد MDO ارائه می‌شود.

۲. توصیف رویکرد طراحی جامع ترجیح‌محور

همان‌طور که پیش‌ازین نیز گفته شد، رویکرد ترجیح‌محور تلاش دارد تا از یک سو شاخص‌های انتزاعی که در قالب مفاهیمی از قبیل رضایت یا علاقه‌مندی طراح/مشرتی بیان می‌شوند را در کنار اهداف عملیاتی که در قالب عواملی نظیر وزن کل، هزینه، مصرف انرژی یا ... فرمول‌بندی می‌شوند، ارضا نماید؛ بنابراین این روش ساختاری دو مرحله‌ای داشته و از دو بهینه‌ساز متاهیوریستیک تودرتو استفاده می‌کند.

از آنجاکه شاخص‌های انتزاعی طراح/مشرتی به نوعی در قالب روابط کلامی بیان^{۱۶} می‌شوند،

در سطح اول این روش از ابزارهای منطق فازی مانند توابع تعلق و ادات و روابط پارامتری (مانند اشتراک و اجتماع) بهره گرفته می‌شود. در این مرحله، تابع هدف به‌صورت رضایت سراسری طراح/مشرتی بیان می‌شود که بیشینه شدن آن مدنظر است. از آنجایی که نتایج حاصل از این مرحله، دقیق نیستند (اصولاً نتایج حاصل از این مرحله در قالب متدولوژی‌های تقریبی مانند تصمیم‌سازی^{۱۷} یا برنامه‌ریزی هدف^{۱۸} نیز دیده می‌شوند)، در مرحله دوم تلاش می‌شود تا از یک معیار کارایی^{۱۹} (مانند کمینه کردن جرم کل سامانه) در قالب روابط صریح ریاضی بهره گرفته شود. این معیار که در قالب روابط صریح ریاضی بیان شده و از مدل‌سازی‌های ریاضی طراحی هواپیمای بدون سرنشین استخراج می‌شوند، برای ایجاد مصالحه‌های لازم در ترجیحات طراح/مشرتی به‌منظور رسیدن به یک طرح عملیاتی بهینه استفاده می‌شود.

در مرحله اول روش جامع ترجیح‌محور، با متغیرهای طراحی $X \equiv [X_1, \dots, X_J]^T \in \mathbb{R}^J$ و شاخص‌های طراحی $A \equiv [A_1, \dots, A_N]^T \in \mathbb{R}^N$, $(N = I + L + K)$ سروکار داریم که در آن I تابع هدف، L قید نامساوی و K قید مساوی وجود دارد. همچنین محدوده تغییرات متغیرها را با عنوان دسترسی‌های مجاز طراحی^{۲۰} $D \equiv D_1 \times \dots \times D_J$ می‌شناسیم که در آن $D_j \subset \mathbb{R}$, $(j = 1, \dots, J)$ برای هر شاخص طراحی A_i ، نگاشتی فازی به صورت $F_i: \mathbb{R}^J \rightarrow \mathbb{R}$ وجود دارد که بردار حالت طراحی X را به شاخص طراحی $A_i = F_i(X)$, $(i = 1, \dots, N)$ مرتبط می‌کند.

برای لحاظ کردن ترجیحات طراح/مشرتی برای هر یک از متغیرها و شاخص‌های طراحی





پارامتری به نام رضایت^{۲۱} تعریف می‌شود. رضایت (μ) نگاشتی به صورت $\mu: Y \rightarrow [0, 1]$ بوده که در آن Y مجموعه‌ای از متغیرها یا شاخص‌های طراحی هستند که بر پایه الزامات طراحی شکل گرفته‌اند. عدد یک مربوط به حالت ایده‌آل (بیشترین حد رضایت) و عدد صفر مربوط به عدم رضایت‌مندی (کمترین حد رضایت) است.

از آنجایی که الزامات طراحی اغلب به دو شکل مطالبات^{۲۲} و تمایلات^{۲۳} بیان می‌شوند، شاخص‌های طراحی در روش CPD نیز متعاقباً در دو شاخه با عنوان‌های شاخص‌های الزامی^{۲۴} و شاخص‌های آرمانی^{۲۵} تعریف می‌شوند.

یک شاخص طراحی الزامی به مطالبه‌ای از طراح/مشتری برمی‌گردد که حتماً باید ارضا شود، یعنی الزام طراحی متناظر آن باید قطعاً اجرا گردد. در مقابل، یک شاخص طراحی آرمانی به تمایلی از طراح/مشتری برمی‌گردد که تا حد ممکن باید صورت پذیرد؛ به‌گونه‌ای که اجرای آن، شاخصی از شاخص‌های الزامی را نقض نکند. به‌عنوان مثال، در طراحی یک سامانه هواپیمای بدون سرنشین زاویه عقب‌گرد بال به نسبت مخروطی بال یک شاخص الزامی و کمینه بودن اختلاف زاویه عقب‌گرد بال و زاویه عقب‌گرد دم افقی، یک شاخص آرمانی است.

از آنجاکه معمولاً طراحان/مشتریان تمایل دارند که الزامات موردنظر خود را به صورت کلامی بیان کنند، در این مرحله رضایت‌ها می‌توانند به صورت توابع تعلق^{۲۶} فازی در فضای متغیرها و شاخص‌های طراحی تعریف شوند و به دنبال آن روابط مناسب فازی^{۲۷} برای تجمیع^{۲۸} رضایت‌ها به کار گرفته شوند. در نتیجه می‌توان گفت که در مرحله اول روش CPD، X^* ، بیشترین رضایت سراسری^{۲۹} را دارد. بدیهی است که رضایت

سراسری، تجمیع رضایت شاخص‌های الزامی، آرمانی و متغیرهای طراحی با استفاده از روابط مناسب فازی است [۱۵]. با این توضیحات، تعاریف زیر را ارائه می‌دهیم:

نگاشت‌های $[0, 1] \rightarrow \mathbb{R} : x_i$ به ترتیب برای متغیر طراحی X_i یا شاخص طراحی A_i ، رضایت خوانده می‌شود اگر برای هر دو مقدار مختلف طراحی $X_{i1}, X_{i2} \in \mathbb{R}$ یا دو حالت مختلف از متغیرهای طراحی $X_1, X_2 \in \mathbb{R}^J$ داشته باشیم:

$$\begin{aligned} [x_i(X_{i1}) > x_i(X_{i2})] &\Leftrightarrow [X_{i1} > X_{i2}], \\ [x_i(X_{i1}) = x_i(X_{i2})] &\Leftrightarrow [X_{i1} \approx X_{i2}] \\ [\mu_{A_i} \circ F_i(X_1) > \mu_{A_i} \circ F_i(X_2)] &\Leftrightarrow [F_i(X_1) > F_i(X_2)], \\ [\mu_{A_i} \circ F_i(X_1) = \mu_{A_i} \circ F_i(X_2)] &\Leftrightarrow [F_i(X_1) \approx F_i(X_2)] \end{aligned} \quad (1)$$

که در روابط بالا $(X_i) (i = 1, \dots, J)$ ، رضایت متغیر X_i ، μ_{A_i} رضایت متناظر با شاخص طراحی A_i ، علامت‌های $>$ و \approx به ترتیب معرف «ترجیح قطعی» و «ترجیح مشابه» و علامت \circ نیز معرف اپراتور ترکیب است. برای حالت طراحی X ، رضایت سراسری یک معیار کلی برای اندازه‌گیری میزان حصول الزامات در طول فرایند طراحی است. این معیار از تجمیع رضایت شاخص‌های الزامی، آرمانی و متغیرهای طراحی با استفاده از روابط مناسب فازی به دست می‌آید [۱۷]. برای تجمیع رضایت شاخص‌های الزامی، استفاده از رابط منطقی «و»^{۳۰} مناسب است که به وسیله خانواده‌ای از عملگرهای t-norm در منطق فازی اعمال می‌شود؛ بنابراین چنانچه شاخص‌های طراحی الزامی و رضایت‌های آن‌ها به صورت $\{(E_i, e_i) : \forall i = 1, \dots, N_E\}$ و رضایت‌های متغیرهای طراحی به صورت

$\{(X_j, x_j) : \forall j = 1, \dots, J\}$ مفروض باشند، رضایت سراسری الزامی $(\mu_E^{(p)}(X))$ به صورت تجمیع رضایت‌های شاخص‌های الزامی و متغیرهای طراحی تعریف می‌گردد و با به کارگیری کلاس پارامتریک p از عملگرهای t -norm به صورت زیر محاسبه می‌شود (در این رابطه $e_i(X)$ معرف رضایت شاخص الزامی i ام است):

$$\mu_E^{(p)}(X) = T^{(p)}\left(e_1(X), \dots, e_{N_E}(X), x_1(X_1), \dots, x_J(X_J)\right), \quad (2)$$

$$p > 0$$

یکی از الزاماتی که در پیاده‌سازی روش CPD بیان شد، توانایی در اعمال نگرش‌ها^{۳۱} و تمایلات مشتری/طراح به صورت شفاف بود؛ بنابراین برای در نظر گرفتن انواع مصالحه‌های امکان‌پذیر می‌توان از شکل کلی عملگرهای s -norm و t -norm فازی معرفی شده در مرجع [۱۵] استفاده کرد که عبارت‌اند از:

$$S^{(p)}(a_1, \dots, a_n) \equiv [a_1^p + (1 - a_1^p) [a_2^p + (1 - a_2^p) [a_3^p + (1 - a_3^p) [\dots [a_{n-2}^p + (1 - a_{n-2}^p) [a_{n-1}^p + (1 - a_{n-1}^p) a_n^p] \dots]]]]^{\frac{1}{p}}, \quad (3)$$

$$p > 0, \quad a_n \in [0 \quad 1]$$

$$T^{(p)}(a_1, \dots, a_n) \equiv 1 - S^{(p)}((1 - a_1), \dots, (1 - a_n)) \quad (4)$$

عملگرهای تعریف شده در معادله‌های (۳) و (۴) عمومیت دارند زیرا:

$$p \rightarrow \infty: \begin{cases} T^{(p)} = T_{\min} \\ S^{(p)} = S_{\max} \end{cases} \quad (5)$$

$$p \rightarrow 1: \begin{cases} T^{(p)} = T_{\text{prod}} \\ S^{(p)} = S_{\text{sum}} \end{cases}$$

$$p \rightarrow 0: \begin{cases} T^{(p)} = T_D \\ S^{(p)} = S_D \end{cases}$$

با تعریف معادله‌های (۲) و (۴)، روشن است که تغییر پارامتر p می‌تواند نگرش طراحی را در حوزه تجمیع رضایت متغیرها و شاخص‌های طراحی الزامی کنترل کند. به عبارت دیگر رفتار پارامتر p را می‌توان بر اساس نوع تجمیع مدنظر، تنظیم کرد. مقادیر بزرگ‌تر p نشانگر نگرش محافظه‌کارانه‌تر و مقادیر p نزدیک به صفر بیانگر نگرشی سخت‌گیرانه‌تر است.

تجمیع رضایت شاخص‌های آرمانی اندکی تفاوت دارد، زیرا این شاخص‌ها کیفیت طراحی را مشخص می‌کنند و اصولاً به نحوی انتخاب می‌شوند که برخی از آن‌ها در تقابل با برخی دیگر هستند؛ یعنی افزایش یک دسته از آن‌ها سبب کاهش دسته‌ای دیگر می‌شود و بالعکس. برای روشن‌تر شدن مطلب می‌توان برای یک مسئله خاص، دو هدف عملکرد و سطح فناوری را به عنوان شاخص‌های طراحی آرمانی تعریف نمود. بهبود عملکرد معمولاً سطح فناوری را بالا می‌برد و سطح فناوری پایین نیز سبب کاهش عملکرد سیستم می‌شود؛ در حالی که اغلب مطلوب آن است که هم عملکرد بهبود یابد و هم سطح فناوری مورد استفاده تا حد امکان پایین باشد؛ بنابراین لازم است تا شاخص‌های آرمانی به دو دسته شیب مثبت و شیب منفی تقسیم شوند که تعاریف آن به صورت زیر بیان می‌شود:

زیرمجموعه‌ای از شاخص‌های طراحی آرمانی که مجموع تغییرات رضایت آن‌ها به‌زای ایجاد تغییر بی‌نهایت کوچک بر روی حالت طراحی X ، بزرگ‌تر یا مساوی صفر باشد؛ شاخص‌های آرمانی شیب مثبت (D_X^+) و در مقابل، زیرمجموعه‌ای از شاخص‌های طراحی الزامی که مجموع تغییرات رضایت آن‌ها به‌زای ایجاد تغییر بی‌نهایت کوچک بر حالت طراحی X ، کوچک‌تر از صفر باشد؛





شاخص‌های آرمانی شیب‌منفی ($D_{\bar{X}}$) نامیده می‌شوند.

$$D_{\bar{X}}^+ \equiv \left\{ D_i \in D : \sum_{j=1}^J \frac{\partial d_i}{\partial X_j} \geq 0 \right\} \quad (6)$$

$$D_{\bar{X}}^- \equiv \left\{ D_i \in D : \sum_{j=1}^J \frac{\partial d_i}{\partial X_j} < 0 \right\} \quad (7)$$

در این روابط $d_i(X)$ معرف رضایت شاخص آرمانی است. با این تقسیم‌بندی می‌توان گفت که برای تجمیع شاخص‌های آرمانی شیب‌مثبت یا شیب‌منفی از کلاس پارامتریک q از عملگرهای t -norm استفاده می‌شود. فرم کلی این تجمیع در معادله (۱۰) آمده است:

$$\mu_{D_{\pm}}^{(q)}(X) = T^{(q)}(d_1(X), \dots, d_{N_{D_{\pm}}}(X)), \quad q > 0 \quad (8)$$

با توجه به این نکته که الزامات طراحی متناظر با شاخص‌های آرمانی با یکدیگر در رقابت بوده؛ بنابراین نمی‌توان هر دو دسته از شاخص‌های آرمانی شیب مثبت و شیب منفی را هم‌زمان بهبود داد بنابراین مشابه یک مسئله بهینه‌سازی چندهدفی، لازم است تا مصالحه‌هایی برای تجمیع رضایت‌های متناظر با آن‌ها صورت پذیرد. برای این منظور، جهت محاسبه رضایت سراسری شاخص‌های آرمانی ($\mu_D^{(q,\alpha)}(X)$) از کلاس پارامتریک α از عملگر میانه که به نوعی ماهیتی میانگین‌محور و جبران‌ساز دارد، استفاده می‌کنیم:

$$\mu_D^{(q,\alpha)}(X) = \left\{ 0.5 \left[\left(\mu_{D^+}^{(q)}(X) \right)^\alpha + \left(\mu_{D^-}^{(q)}(X) \right)^\alpha \right] \right\}^{1/\alpha}, \quad \alpha \in \mathbb{R} \quad (9)$$

که مقدار آن با توجه به تغییر α به‌طور یکنواخت بین T_{\min} و S_{\max} تغییر می‌کند؛ از این‌رو می‌تواند استراتژی‌های متفاوتی از حالت

محافظه‌کارانه تا سخت‌گیرانه را در بر گیرد. میزان رضایت سراسری آرمانی تابع دو پارامتر q و α بوده که بازه وسیعی را برای مصالحه فراهم می‌کند. به عبارت دیگر همچون تجمیع شاخص‌های طراحی الزامی، پارامترهای a و q ، محدوده وسیعی را برای اعمال نگرش‌های مختلف مشتری/طراح باز می‌کنند؛ مقادیر بیشتر α یا مقادیر کمتر q نشانگر نگرش محافظه‌کارانه‌تر (خوشبینانه‌تر) طراح و برعکس مقادیر کمتر α یا مقادیر بیشتر q نشانگر نگرش سخت‌گیرانه‌تر طراح است.

به بیان دیگر در منطق فازی، مفهوم برخی از روابط می‌تواند نه به‌طور خالص «یا» (یعنی s -norm) و نه به‌طور خالص «و» (یعنی t -norm) باشد. چنین رابط‌هایی معمولاً با نام عملگرهای میانه شناخته می‌شوند. به‌طور مثال یک عملگر پارامتریک در این کلاس، عملگر میانه تعمیم‌یافته بوده که یاگر^{۳۲} و فیلو^{۳۳} پیشنهاد کرده‌اند:

$$G^{(p)}(a_1, \dots, a_n) \equiv \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n a_i^\alpha \right)^{1/\alpha}, \quad \alpha \in \mathbb{R} \quad (10)$$

با بررسی معادله (۱۰) مشخص می‌شود که این رابط برحسب تغییر پارامتر α به‌طور یکنواخت بین T_{\min} و S_{\max} تغییر می‌کند؛ زیرا:

$$\begin{aligned} \alpha \rightarrow -\infty: & \quad G^{(\alpha)} \rightarrow T_{\min} \\ \alpha \rightarrow +\infty: & \quad G^{(\alpha)} \rightarrow S_{\max} \end{aligned} \quad (11)$$

پرواضح است که در اینجا نیز همچون تجمیع شاخص‌های الزامی، پارامترهای α و q ، محدوده وسیعی را برای اعمال نگرش‌های مختلف طراح/مشتری باز می‌کنند.

تجمیع رضایت همه شاخص‌های آرمانی را می‌توان به‌عنوان یک شاخص الزامی دانست، بدان معنی که این شاخص نیز باید در کنار سایر شاخص‌های الزامی بدون هیچ‌گونه مصالحه‌ای

ارضا گردد. به عبارت دیگر، این حالت در یک فرایند طراحی قابل قبول نیست که رضایت سراسری صفر نباشد، ولی تجمیع رضایت شاخص‌های آرمانی صفر باشد [۱۶]؛ بنابراین رضایت سراسری $(\mu^{(p,q,\alpha)}(X))$ نیز با تجمیع رضایت‌های کلی شاخص‌های الزامی و آرمانی با استفاده از کلاس پارامتریک p از عملگرهای t -norm محاسبه می‌شود:

$$\mu^{(p,q,\alpha)}(X) = T^{(p)}\left(\mu_E^{(p)}(X), \mu_D^{(q,\alpha)}(X)\right) \quad (12)$$

تغییرات پارامترهای p, q و α می‌تواند انواع مصالحه‌های ممکن یا به عبارت دیگر، نگرش‌های طراحی را در مسئله اعمال نماید. از این رو مسئله بهینه‌سازی مرحله اول روش CPD به صورت زیر می‌باشد.

$$\text{Maximize } \mu^{(p,q,\alpha)}(X) = T^{(p)}\left(\mu_E^{(p)}(X), \mu_D^{(q,\alpha)}(X)\right) \quad (13)$$

به دنبال این بهینه‌سازی، مجموعه‌ای از انتخاب‌های طراحی رضایت‌بخش (C_S) ایجاد می‌شود که متناسب با نگرش‌ها و اولویت‌های مشتری/طراح هستند. این مجموعه می‌تواند به فرم معادله (۱۴) بیان شود:

$$C_S \equiv \{X_S(p, q, \alpha) : p, q > 0; \alpha \in \mathbb{R}\} \quad (14)$$

آنچه در انتهای فاز اول روش CPD به دست می‌آید، مجموعه‌ای از انتخاب‌های طراحی است که تابعی از توابع تعلق و پارامترهای نگرشی تجمیع وابسته می‌باشد. با این حال روش CPD تلاش دارد تا با استفاده از تعریف فاکتوری با نام معیار کارایی که مبتنی بر روابط صریح ریاضی طراحی است و عملکرد کلی سیستم را به صورت عددی بیان می‌کند؛ نقطه طراحی نهایی را بیابد.

در حقیقت، معیار کارایی علاوه بر مشخص نمودن رفتار کلی سیستم در حالت‌های مختلف

طراحی، به طراح در تنظیم پارامترهای نگرشی (p, q, α) و انتخاب اولویت طراحی بر اساس عملکرد فیزیکی سیستم کمک می‌کند. به عنوان مثال، چنانچه جرم کل (W) سیستم به عنوان معیار کارایی انتخاب شود؛ زمانی که این مقدار نسبت به پارامترهای نگرشی به مینیموم خود می‌رسد، بهترین طراحی از مجموعه C_S پیدا شده است.

$$W(X^*) = \min_{X_S \in C_S} W(X_S; p, q, \alpha) \quad (15)$$

بنابراین مسئله بهینه‌سازی در مرحله دوم روش CPD بدین صورت تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} &\text{Minimize } W(X^0, p, q, \alpha) \\ &\text{Subject to } g_1(X) \leq 0 \\ &h_k(X) = 0 \end{aligned} \quad (16)$$

که در آن $g_1(X)$ و $h_k(X)$ به ترتیب قیود نامساوی و مساوی در فرایند بهینه‌سازی فاز دوم هستند. در بخش بعدی، روابط ریاضی حاکم بر طراحی یک سیستم هواپیمای بدون سرنشین که در فاز دوم روش CPD استفاده قرار می‌گیرد، تشریح می‌شود.

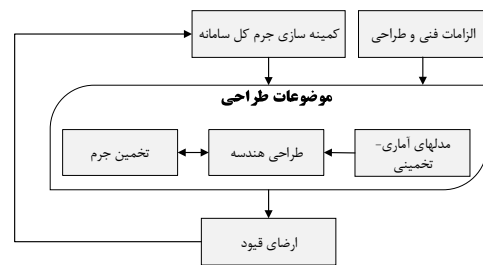
در این مرحله با استفاده از متغیرهای طراحی به دست آمده از مرحله اول روش CPD محاسبات لازم برای ارزیابی جرم سامانه به عنوان معیار کارایی انجام می‌پذیرد و با تغییر پارامترهای p, q و α تلاش می‌شود تا مصالحه‌ها به گونه‌ای انجام پذیرد که معیار کارایی در سطح دوم (یعنی جرم کل هواپیمای بدون سرنشین انتخابی) کمینه گردد.

۳. چارچوب طراحی هواپیمای بدون سرنشین

ساختار طراحی در نظر گرفته شده برای



هواپیمای بدون سرنشین (که در بخش ارزیابی معیار کارایی روش CPD و نیز در بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی با چارچوب AAO به کار رفته است) در شکل (۱) نمایش داده شده است که در آن جرم نهایی سامانه به‌عنوان خروجی به دست می‌آید. همان‌طور که بیان شد جرم نهایی سامانه از وزن سازه، وزن موتور و وزن سیستم‌ها و تجهیزات تشکیل‌دهنده هواپیما به دست می‌آید. توضیحات تکمیلی در مرجع [۷] موجود است.



شکل ۱. ساختار کلی طراحی هواپیمای بدون سرنشین

هدف از مأموریت سامانه هواپیمای بدون سرنشین، مداومت پروازی به مدت ۲۴ ساعت، سرعت کروز حداقل ۴۵ متر بر ثانیه، حمل محموله ۲۰۰ کیلوگرمی و مسافت برخاست زیر ۱ کیلومتر است که زیرسیستم‌های آن شامل مدل‌های آماری-تخمینی، طراحی هندسه و تخمین جرم است.

۴. ارائه روندنمای طراحی هواپیمای بدون سرنشین

مطابق روندنمای رویکرد ترجیح محور طراحی هواپیمای بدون سرنشین در شکل (۲)، در فاز اول، ابتدا رضایت متغیرهای طراحی با رضایت شاخص‌های الزامی و سپس با رضایت شاخص‌های آرمانی به‌منظور پیشینه‌سازی رضایت سراسری تجمیع می‌شوند. در فاز دوم (بلوک طراحی

هواپیما)، متغیرهای طراحی محاسبه شده در فاز اول، وارد بلوک طراحی هواپیما و پس از اعمال در بخش طراحی و ارضای قیود آن، وزن کل هواپیما (W_{TO}) را به‌عنوان نتیجه اعلام می‌کند. در صورت کمینه شدن وزن هواپیما، خروجی‌های آن که شامل متغیرهای طراحی محاسبه‌شده به‌ازای بیشینه شدن رضایت سراسری، کلاس‌های پارامتریک (p, q, α) و رضایت سراسری هستند، نمایش داده می‌شوند. در غیر این صورت (یعنی کمینه نشدن وزن کل هواپیما) کلاس‌های پارامتریک تغییر کرده و به‌همراه متغیرهای جدید، دوباره در فاز اول محاسبه شده و این فرایند تا به‌حداقل رسیدن وزن کل هواپیما ادامه می‌یابد. با این توضیحات می‌توان الگوریتم پیاده‌سازی CPD در طراحی مفهومی هواپیمای بدون سرنشین را به شرح زیر ارائه نمود:

- ✓ تعیین دسترسی‌های مجاز طراحی برای متغیرها و تخصیص تابع رضایت برای هر یک از آن‌ها؛
- ✓ تعیین شاخص‌های الزامی و آرمانی و تخصیص تابع رضایت برای هر یک از آن‌ها؛
- ✓ تعیین مقادیر p_0, q_0, α_0 ؛
- ✓ پیشینه‌سازی مقدار رضایت سراسری با تجمیع رضایت‌ها در چارچوب بهینه‌ساز درونی الگوریتم ژنتیک؛
- ✓ تعیین مقادیر متغیر طراحی به‌ازای بیشینه شدن رضایت سراسری؛
- ✓ محاسبه معیار کارایی (جرم هواپیمای بدون سرنشین) از طریق مدل چند موضوعی طراحی هواپیمای بدون سرنشین؛
- ✓ آیا جرم محاسبه‌شده کمینه است؟ اگر جواب بلی است، فرایند طراحی خاتمه



می‌پذیرد؛ برو به ۱۰؛

- ✓ اگر جواب خیر است؛ مقادیر p ، q و α در یک چارچوب بهینه‌ساز بیرونی الگوریتم ژنتیک تغییر می‌کند؛
- ✓ تکرار مراحل از ۴؛
- ✓ پایان.

همچنین برای ارزیابی نتایج حاصل از رویکرد CPD، طراحی هواپیمای بدون سرنشین به کمک روش بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی و در چارچوب AAO طبق رابطه (۱۷) نیز انجام شده است. قیود در نظر گرفته شده برای فاز دوم روش CPD مشابه قیود لحاظ شده در رابطه (۱۷) می‌باشد.

۵. پیاده‌سازی و ارائه نتایج

در این مسئله، طراحی هواپیمای بدون سرنشین شامل سه موضوع (شکل ۱) و ۱۸ متغیر طراحی مساحت بال، زاویه عقب‌گرد لبه حمله بال، نسبت منظری بال، نسبت مخروطی بال، حداقل دماغه تا لبه حمله ریشه بال، مساحت دم افقی، زاویه عقب‌گرد لبه حمله دم افقی، نسبت منظری دم افقی، نسبت مخروطی دم افقی، وتر متوسط بالابر به وتر متوسط دم عمودی، زاویه عقب‌گرد لبه حمله دم عمودی، نسبت منظری دم عمودی، نسبت مخروطی دم عمودی، وتر متوسط رادر به وتر متوسط دم عمودی، قطر بدنه، زاویه بالایی خروجی موتور و زاویه پایینی خروجی موتور است. برای دریافت توضیحات کامل درباره مدل استخراج شده، خواننده به مرجع [۷] ارجاع داده می‌شود. دسترسی‌های مجاز طراحی (عدد مجاز تغییرات برای متغیرهای طراحی) در جدول (۲) ارائه شده است. همچنین

با توجه به ترجیحات طراح/مشتری، تابع تخصیص داده شده برای رضایت هر متغیر طراحی در شکل (۳) نشان داده شده است. شاخص‌های الزامی به کار گرفته شده در فاز اول روش CPD عبارت‌اند از: نسبت طول بدنه به قطر بدنه (نسبت لاغری بدنه)، نسبت مساحت دم افقی به مساحت بال، نسبت مساحت دم عمودی به مساحت بال، نسبت حداقل دماغه تا لبه حمله ریشه بال به طول بدنه، زاویه عقب‌گرد به نسبت منظری بال، زاویه عقب‌گرد به نسبت مخروطی بال، نسبت منظری دم افقی به نسبت منظری بال که تابع رضایت آن‌ها در شکل (۴) آورده شده است. بخشی از جامعه آماری پرنده‌های هم‌رده برای استخراج توابع رضایت

$$\begin{aligned} & \text{Minimize} && \mathcal{W}(X) \\ & \text{Subject to} && 0.55 \leq \frac{W_E}{W_{TO}} \leq 0.6 \\ & && 0.1 \leq \frac{W_{Fuel}}{W_{TO}} \leq 0.23 \\ & && X_{\min} \leq X \leq X_{\max} \end{aligned} \quad (17)$$

بیشینه شدن نسبت شیب منحنی برآ بال به نسبت منظری بال و نسبت شیب منحنی برآ دم افقی به نسبت منظری دم افقی به‌عنوان دو شاخص آرمانی شیب مثبت و کمینه شدن مساحت دم افقی نسبت به بازوی دم افقی، نسبت مساحت دم عمودی به بازوی دم عمودی، طول بدنه، اختلاف زاویه عقب‌گرد بال و دم افقی، اختلاف زاویه عقب‌گرد دم عمودی و زاویه پایینی خروجی موتور و طول بهینه بازوی دم هواپیما نیز به‌عنوان شش شاخص آرمانی شیب منفی تعریف شده‌اند که توابع تخصیص رضایت آن‌ها به ترتیب در شکل‌های (۵) و (۶) آورده شده است. در ضمن بخشی از جامعه آماری پرنده‌های هم‌رده برای استخراج توابع رضایت در جدول (۴) آورده شده است.





همان‌طور که پیش‌ازاین نیز گفته شد؛ روش CPD مشتمل بر دو بهینه‌ساز الگوریتم ژنتیک تودرتو بوده که پارامترهای آن‌ها در جدول (۳) ارائه شده است. همچنین پارامترهای الگوریتم ژنتیک استفاده شده برای طراحی هواپیمای بدون سرنشین با رویکرد (AAO) MDO نیز که با هدف ارزیابی نتایج صورت گرفته، در جدول (۳) آورده شده است.

برای درک بهتر متغیرهای طراحی در نظر گرفته شده برای بال، دم‌ها و بدنه در دو رویکرد AAO و CPD، شکل (۷) ارائه شده است. همچنین برای بررسی تأثیر کلاس‌های پارامتریک p ، q و α بر خروجی طراحی شامل رضایت سراسری، جرم کل سامانه و قیود سرعت مداری و ارتفاع پروازی، شکل (۸) ارائه شده است. در تولید این شکل‌ها، $q = 0.3$ فرض شده و تأثیر دو پارامتر دیگر یعنی p و α بر خروجی‌های طراحی استخراج شده است. تعیین این مقادیر که در حقیقت نحوه مصالحه طراح را بر ترجیحات مختلف معین می‌کند، تأثیر بسیار زیادی بر مشخصات و عملکرد هواپیمای بدون سرنشین طراحی شده دارد.

جدول ۱. موارد بهبودیافته در روش پیشنهادی و مقایسه آن با بقیه روش‌ها

روش	روش ارائه‌شده	CDM	WSM	NSGA
Takeoff weight (Kg)	۷۶/۱	۷۸/۴	۷۷/۲	۷۴/۸
Drag (N)	۵۱/۷	۵۹/۲	۵۴/۰۲	۵۱

جدول ۲. محدوده تغییرات متغیرهای طراحی

متغیرهای طراحی	محدوده طراحی
S_W (m ²)	۱۰ - ۱۳
Λ_{LE} (rad)	۰ - ۰/۱۷
AR	۲۱ - ۱۸
λ	۰/۳ - ۰/۷
X_{AW} (m)	۳ - ۴
S_{ht} (m ²)	۲ - ۳/۵
$\Lambda_{LE_{ht}}$ (rad)	۰ - ۰/۱۷
AR_{ht}	۶ - ۸/۵
λ_{ht}	۰/۷ - ۱
$\frac{\bar{C}_E}{\bar{C}_{ht}}$	۰/۳ - ۰/۵
S_{vt} (m ²)	۱/۵ - ۳
$\Lambda_{LE_{vt}}$ (rad)	۰ - ۰/۱۷
AR_{vt}	۰/۷ - ۱/۵
λ_{vt}	۰/۷ - ۱
$\frac{\bar{C}_R}{\bar{C}_{vt}}$	۰/۳ - ۰/۴
d_f (m)	۰/۷ - ۰/۹
δ_1 (rad)	۰ - ۰/۰۵
δ_2 (rad)	۰/۰۸ - ۰/۲۶

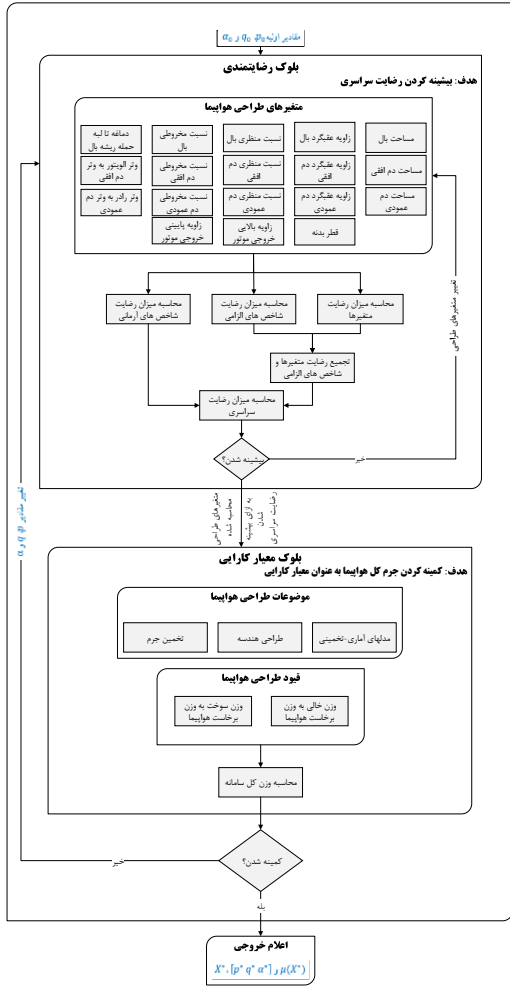
جدول ۳. پارامترهای الگوریتم‌های ژنتیک مورد استفاده

پارامتر	CPD		AAO
	بیشینه‌ساز رضایت (μ)	کمینه‌ساز معیار کارایی (\mathcal{W})	کمینه‌ساز تابع هدف (\mathcal{W})
تعداد جمعیت	۲۰۰	۵۰	۵۹
احتمال تقاطع	۰/۰۵ درصد	۱ درصد	۱ درصد
احتمال جهش	۰/۰۵ درصد	۰/۰۵ درصد	۰/۰۵ درصد
حداکثر نسل	۱۸۰۰	۱۰۰۰	۱۰۰۰
شرط توقف	۵۰ نسل بدون تغییر در بهینه	۵۰ نسل بدون تغییر در بهینه	۹۰ نسل بدون تغییر در بهینه
فاکتور پنالیتی	----	۰/۵	۰/۵

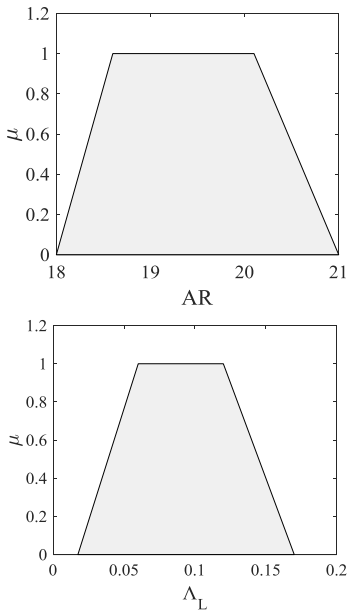
جدول ۴. بخشی از جامعه آماری پرنده‌های هم‌رده برای

استخراج توابع رضایت

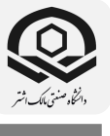
NO. name	W_{TO} (kg)	$W_{payload}$ (kg)	V_{cruise} (km/hr)	Altitude (m)	Endurance (hr)	Range (km)	Power Plant	Manufacturer Country
1. Hermes 900	۱۱۸۰	۳۵۰	---	۹۱۴۵	۲۶	---	1*piston	اسرائیل
2. Orion-E	۱۰۰۰	۲۰۰	۱۲۰	۷۵۰۰	---	۲۵۰	---	روسیه
3. Patroller	۱۰۵۰	۲۵۰	---	۷۶۲۰	۲۰	---	1*piston	آلمان
4. Wing Loong I	۱۱۵۰	۲۰۰	---	۷۵۰۰	۲۰	۲۰۰	1*piston	چین
5. Cacador	۱۲۵۰	۲۵۰	---	۹۱۴۵	---	۳۵۰	1*piston	اسرائیل
5. Heron	۱۲۵۰	۲۵۰	---	۹۱۴۵	۴۵	۳۵۰	1*piston	اسرائیل
6. MQ-1B	۱۰۲۰	۲۰۴	---	۷۶۲۰	۲۴	۶۴۸۲	---	آمریکا
7. Yabhon-Smart Eye	۱۰۰۰	۵۵۰	۱۲۰-۶۵	۷۲۰۰	۱۲۰	---	1*piston	امارات
8. CH4A	۱۲۶۰	۱۱۵	۱۸۰-۱۵۰	۵۰۰۰	۳۰	۳۵۰	1*piston	چین
9. CH4B	۱۳۲۰	۳۴۵	۱۸۰-۱۵۰	۵۰۰۰	۱۴	۱۶۰	1*piston	چین
10. MQ-5C	۹۹۸	۱۱۸	۱۴۸	۷۶۲۰	۳۰	---	2*piston	آمریکا
11. Harfang	۱۲۵۰	۲۵۰	---	۷۶۲۰	۲۴	---	1*piston	فرانسه
12. BZK-005	۱۲۵۰	۱۵۰	۲۱۹	۸۰۰۰	۴۰	---	1*piston	چین
13. Yilong	۱۱۵۰	۲۰۰	---	۵۰۰۰	۲۰	---	1*piston	چین
14. Irkut-850	۸۶۰	۲۰۰	۱۶۵	۶۰۰۰	۱۲	---	1*propeller	روسیه
15. Inta Milano	۹۰۰	---	۲۲۰	۷۰۰۰	۲۰	---	1*propeller	ایتالیا
16. Gnat	۱۰۴۳	۲۰۴	۱۳۵	۷۶۲۰	۴۰	---	1*piston	آمریکا

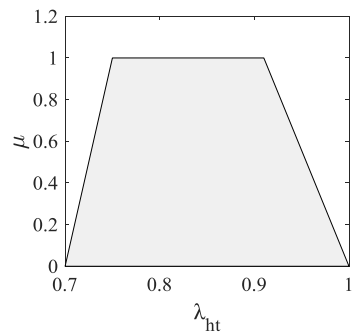
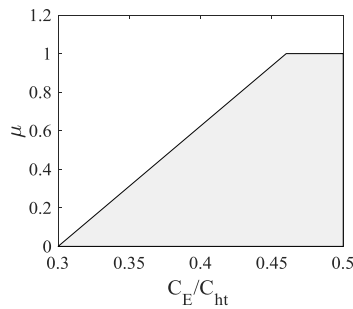
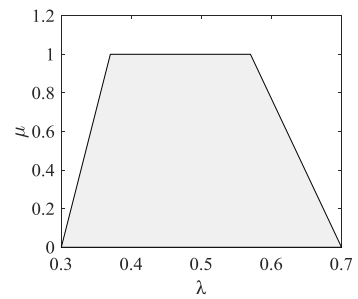
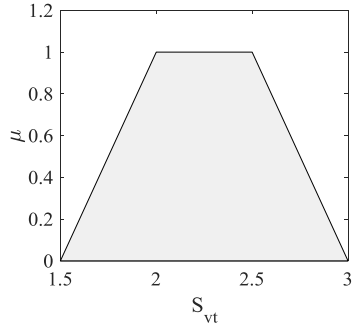
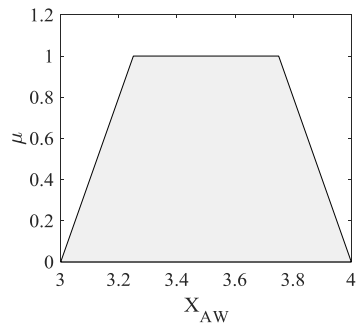
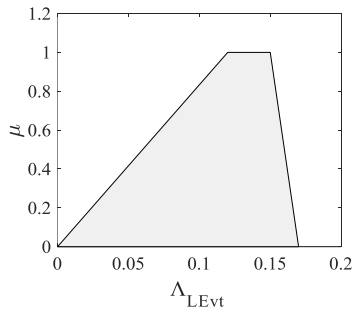
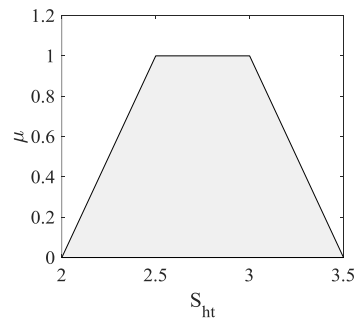
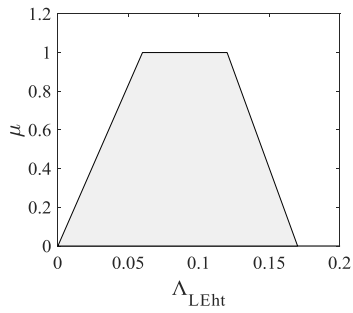
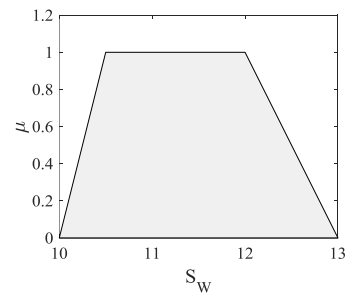
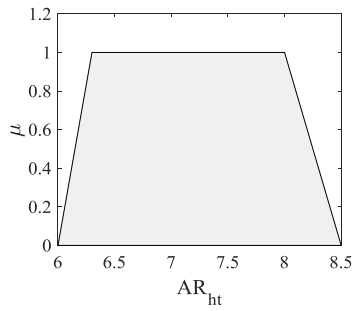


شکل ۲. روندنمای به‌کارگیری رویکرد جامع ترجیح‌محور (CPD) در طراحی سامانه هواپیمای بدون سرنشین

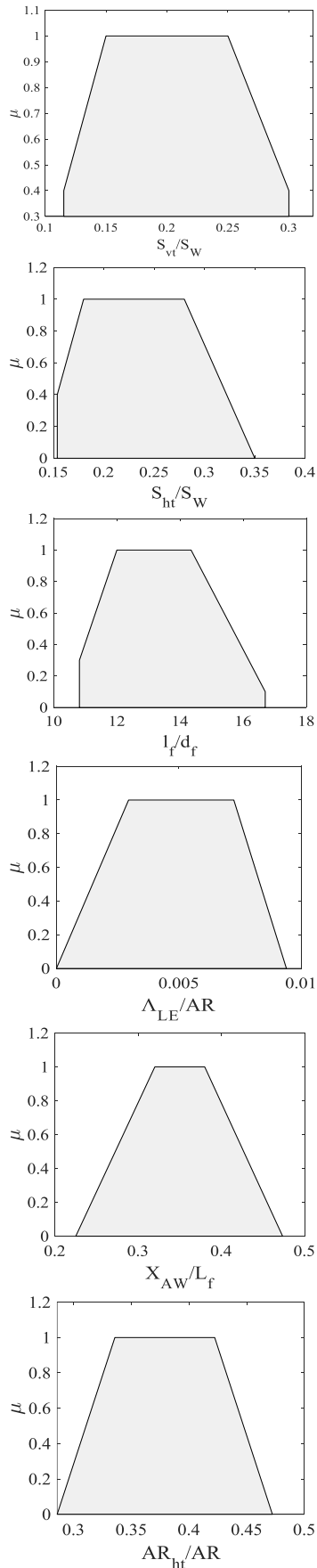


شکل ۳. تخصیص تابع رضایت برای متغیرهای طراحی

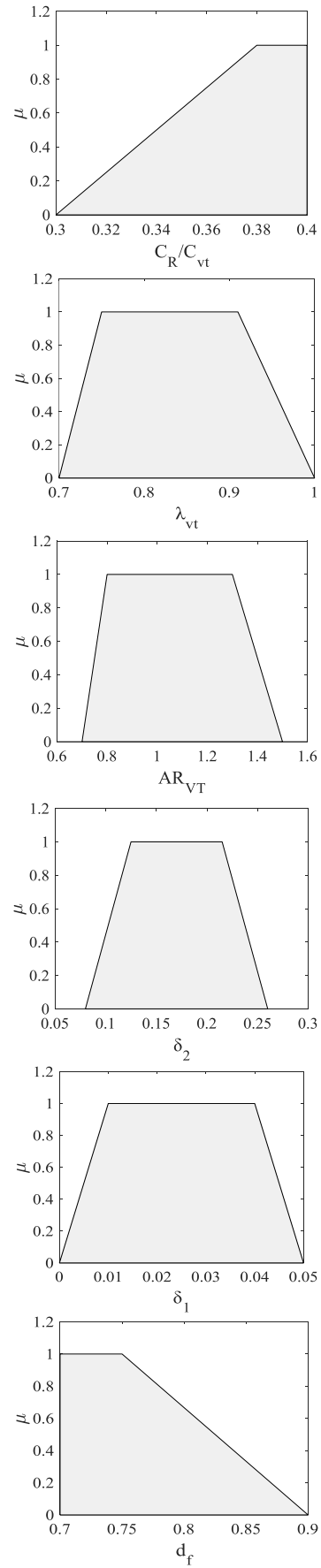




شکل ۳. تخصیص تابع رضایت برای متغیرهای طراحی
(ادامه)



شکل ۴. تخصیص تابع رضایت برای شاخص‌های الزامی



شکل ۳. تخصیص تابع رضایت برای متغیرهای طراحی

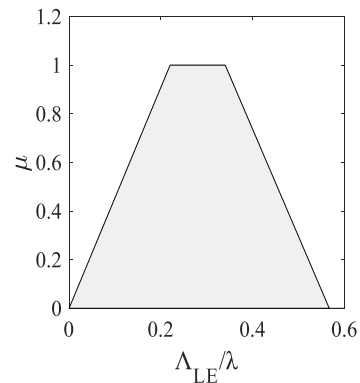


جدول ۵. مقایسه هواپیمای بدون سرنشین طراحی شده

به دو روش (AAO) MDO و CPD

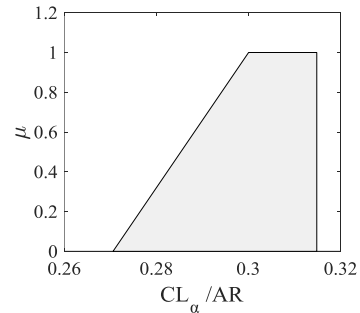
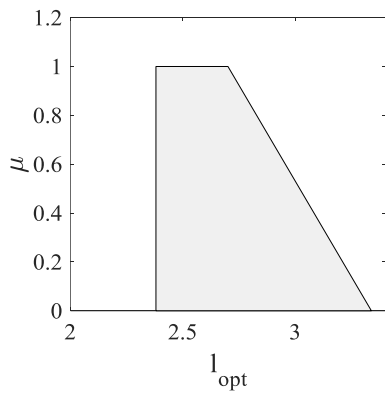
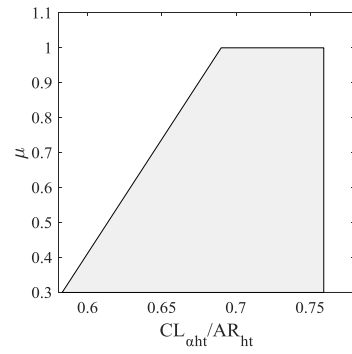
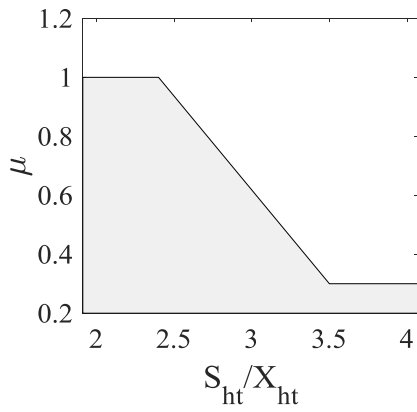
کمیت	هواپیمای طراحی شده با رویکرد MDO (AAO)	هواپیمای طراحی شده با رویکرد CPD
S_W (m2)	۱۰	۱۰/۳۵
Λ_{LE} (rad)	۰/۰۶	۰/۰۵
AR	۲۰/۰۹	۱۹/۴۲
λ	۰/۴۲	۰/۳۵
X_{AW} (m)	۳	۳/۱۹
S_{ht} (m2)	۲	۲/۳۴
$\Lambda_{LE_{ht}}$ (rad)	۰/۰۱	۰/۰۵
AR_{ht} (rad)	۷/۰۹	۶/۲۳
λ_{ht}	۰/۹۱	۰/۷۴
$\frac{\bar{C}_E}{\bar{C}_{ht}}$	۰/۳	۰/۴۴
S_{vt} (m2)	۱/۵۵	۱/۸۳
$\Lambda_{LE_{vt}}$ (rad)	۰/۰۶	۰/۱۵
AR_{vt}	۰/۸۴	۰/۷۷
λ_{vt}	۰/۷۵	۰/۹۳
$\frac{\bar{C}_R}{\bar{C}_{vt}}$	۰/۳۱	۰/۳۸
d_f (m)	۰/۷	۰/۷
δ_1 (rad)	۰	۰/۰۱
δ_2 (rad)	۰/۲۴	۰/۱۰
$\frac{W_E}{W_{TO}}$	۰/۵۳	۰/۵۴
$\frac{W_{Fuel}}{W_{TO}}$	۰/۲۳	۰/۲۲
W_{TO} (kg)	۸۶۸/۶۷	۸۹۶/۲۵
p	-----	۸۸/۴
q	-----	۰/۳
α	-----	-۵۴
μ	۰*	۰/۶۳

* میزان رضایت سراسری در این حالت برحسب p و q و α محاسبه شده در روش CPD استخراج شده است.

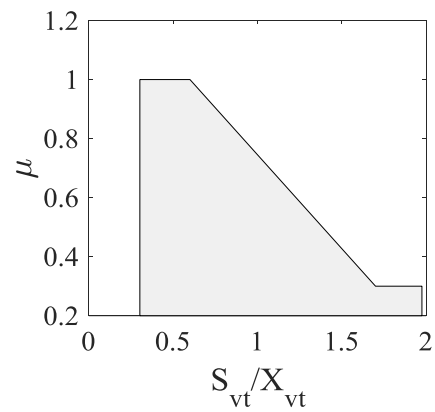
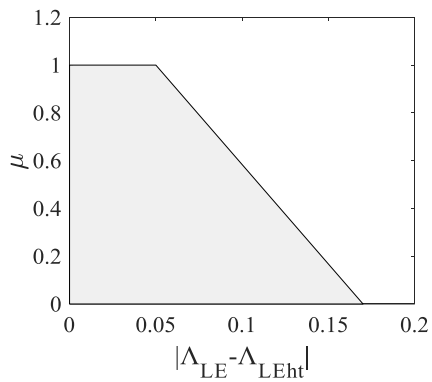
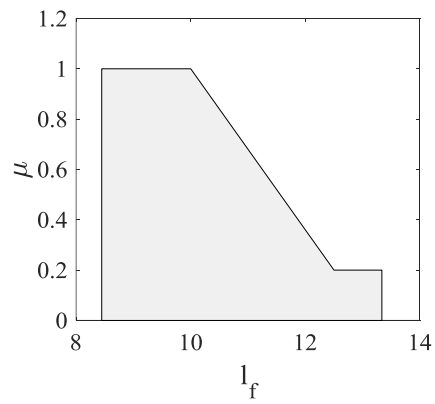
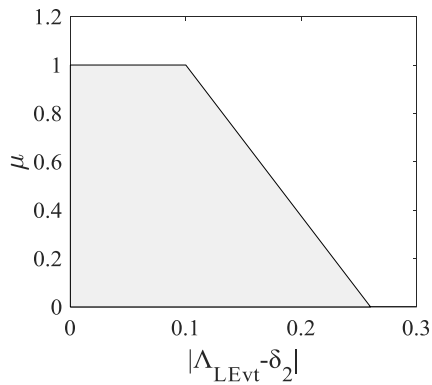


شکل ۴. تخصیص تابع رضایت برای شاخص‌های الزامی (ادامه)

با این توضیحات، جدول (۵) نتایج حاصل از طراحی هواپیمای بدون سرنشین با استفاده از دو رویکرد CPD و MDO (AAO) را نشان می‌دهد. علی‌رغم آنکه جرم کل سامانه طراحی شده به روش MDO (AAO) از جرم کل سامانه طراحی شده به روش CPD کمتر است؛ ولی رضایت سراسری طرح استخراج شده با رویکرد CPD به مراتب بیشتر می‌باشد. علت این امر آن است که علی‌رغم افزایش جرم کلی سامانه، لحاظ کردن ترجیحات ذهنی طراح/مشتري در قالب توابع تعلق فازی سبب شده که رضایت کلی طرح افزایش یابد. درحقیقت می‌توان گفت، بهترین مصالحه امکان پذیر برای استخراج طرح کلی یک هواپیمای بدون سرنشین به نحوی که اولاً همه شاخص‌های الزامی اجابت و شاخص‌های آرمانی نیز تا حد ممکن برآورده شوند و ثانیاً معیار کارایی سیستم (جرم کل) نیز کمینه شده و قیود طراحی نیز ارضا گردند، در قالب کلاس‌های پارامتریک p ، q و α استخراج شده به روش CPD است.

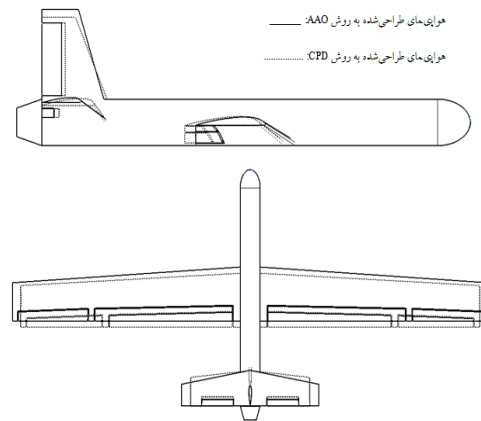
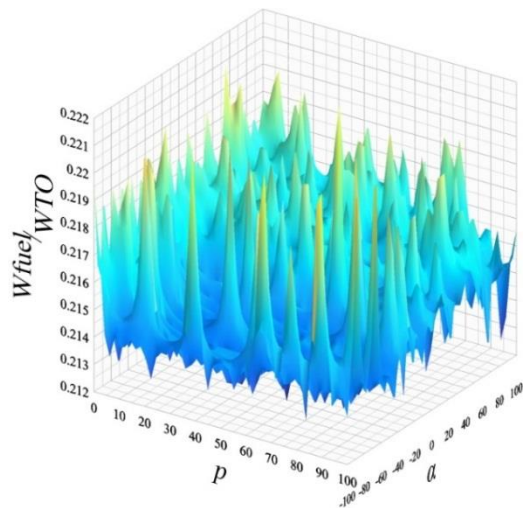


شکل ۵. تخصیص تابع رضایت برای شاخص‌های آرمانی شیب مثبت

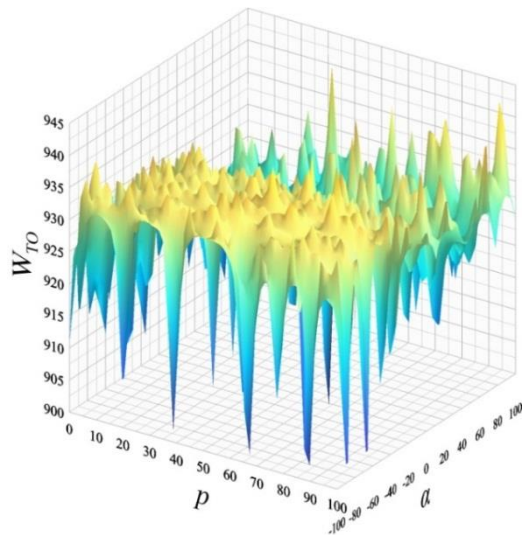
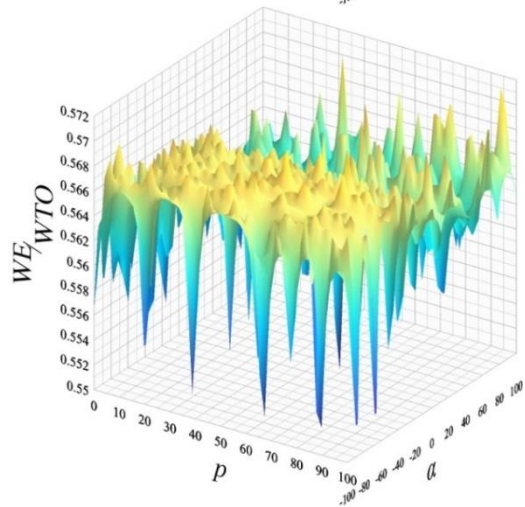


شکل ۶. تخصیص تابع رضایت برای شاخص‌های آرمانی شیب منفی





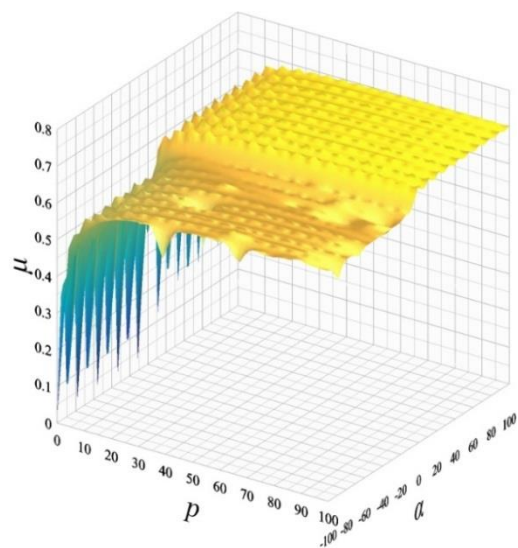
شکل ۷. نمای جانبی و بالایی هواپیمای طراحی شده به دو روش AAO و CPD



شکل ۸. تأثیر کلاس‌های پارامتریک p و α بر رضایت سراسری، جرم کل و قیود نسبت وزن خالی به وزن برخاست و نسبت وزن سوخت به وزن برخاست

۶. جمع‌بندی

در این مقاله، برای طراحی همه‌جانبه یک هواپیمای بدون سرنشین به‌عنوان یک سیستم پیچیده و چند موضوعی، چارچوب نوین طراحی جامع ترجیح‌محور (CPD) معرفی شد. این روش که می‌توان از آن برای طراحی کلیه سیستم‌های چند موضوعی استفاده کرد؛ از مفاهیم منطق فازی، مدل‌سازی‌های دینامیکی و بهینه‌سازی متاهیوریستیک بهره می‌گیرد تا از یک‌سو اولویت‌ها و نگرش‌های طراح/مشتری را در فرایند طراحی دخیل سازد و از سوی دیگر، پاسخی



system using genetic algorithm, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 228, No. 4, pp. 518-529, 2014.

- [6] J. R. Martins, A. B. Lambe, Multidisciplinary design optimization: a survey of architectures, AIAA journal, Vol. 51, No. 9, pp. 2049-2075, 2013.
- [7] A. R. Babaei, M. R. Setayandeh, and H. Farrokhfal, "Aircraft robust multidisciplinary design optimization methodology based on fuzzy preference function," Chinese Journal of Aeronautics, vol. 31, no. 12, pp. 2248-2259, 2018.
- [8] M. R. Setayandeh and A.-R. Babaei, "Multidisciplinary design optimization of an aircraft by using knowledge-based systems," Soft Computing, pp. 1-20, 2020.
- [9] M. Fioriti, L. Boggero, P. S. Prakasha, A. Mirzoyan, B. Aigner, and K. Anisimov, "Multidisciplinary aircraft integration within a collaborative and distributed design framework using the AGILE paradigm," Progress in Aerospace Sciences, vol. 119, p. 100648, 2020.
- [10] A. Sgueglia et al., "Multidisciplinary design optimization framework with coupled derivative computation for hybrid aircraft," Journal of Aircraft, vol. 57, no. 4, pp. 715-729, 2020.
- [11] H. L. Silva et al., "A multidisciplinary design optimization for conceptual design of hybrid-electric aircraft," Structural and Multidisciplinary Optimization, vol. 64, no. 6, pp. 3505-3526, 2021/12/01 2021.
- [12] P. M. Zadeh, M. Sayadi, and A. Kosari, "An efficient metamodel-based multi-objective multidisciplinary design optimization framework," Applied Soft Computing, vol. 74, pp. 760-782, 2019/01/01/ 2019.
- [13] T. Zhang, X. Yan, W. Huang, X. Che, and Z. Wang, "Multidisciplinary design optimization of a wide speed range vehicle with waveride airframe and RBCC engine," Energy, vol. 235, p. 121386, 2021/11/15/ 2021.
- [14] N. F. Brown, J. R. Olds, Evaluation of multidisciplinary optimization techniques applied to a reusable launch vehicle, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 43, No. 6, pp. 1289-1300, 2006.

مناسب برای مسئله بهینه بیابد. استفاده از این رویکرد سبب ایجاد مزایایی از قبیل همگرایی بهتر، تعریف یک زبان مشترک میان طراحان زیرسیستم‌ها، استفاده از مدل دینامیکی سیستم برای افزایش کارایی و قابلیت بهینه‌سازی مسائل طراحی چندهدفی ارائه شد. استفاده از مفاهیم روش‌های طراحی تقریبی و ترکیب آن با تعاریف غالب در بهینه‌سازی مسائل چندهدفی از ویژگی‌های این روش است؛ همچنین الگوبپذیری از روش‌های طراحی هم‌زمان و تدوین ساختاری کلی به‌نحوی که مسئله مورد مطالعه از لحاظ گوناگون ارزیابی شود، از دیگر مزایای این روش است.

با اعمال این رویکرد بر طراحی مذکور، هواپیمای بدون سرنشینی طراحی شد که نه تنها شاخص رضایت در آن بیشینه شد؛ بلکه مقدار جرم کلی آن نیز با کمترین اختلاف، بسیار نزدیک به مقدار به‌دست آمده در روش MDO با چارچوب AAO است.

۷. مآخذ

- [1] B. Cogan, Systems Engineering - Practice and Theory, Croatia: InTech Publication, 2012
- [2] J. Roshanian, M. Ebrahimi, Latin hypercube sampling applied to reliability-based multidisciplinary design optimization of a launch vehicle. Aerospace Science and Technology. Vol. 28, No. 1, pp.297-304, 2013.
- [3] W. Mason, "Analytic models for technology integration in aircraft design," in Aircraft Design, Systems and Operations Conference, 1990, p. 3262.
- [4] L. K. Loftin Jr, "Subsonic aircraft: Evolution and the matching of size to performance," 1980.
- [5] J. Roshanian, M. Ebrahimi, E. Taheri, A. A. Bataleblu, Multidisciplinary design optimization of space transportation control



- [15] R. Chhabra, M. R. Emami, A holistic approach to concurrent engineering and its application to robotics, Concurrent Engineering, Vol. 22, No. 1, pp. 48-61, 2014.
- [16] R. Chhabra, M. R. Emami, A holistic concurrent design approach to robotics using hardware-in-the-loop simulation, Mechatronics, Vol. 23, No. 3, pp. 335-345, 2013.
- [17] M. R. Emami, I. B. Türksen, A. A. Goldenberg, A unified parameterized formulation of reasoning in fuzzy modeling and control, Fuzzy sets and systems, Vol. 108, No. 1, pp. 59-81, 1999.

۸. پی‌نوشت

1. Mason
2. Loftin
3. Fuzzy Preference Function-based Robust Multidisciplinary Design Optimization
4. Monte Carlo Simulation
5. Fioriti
6. Multidisciplinary Design Analysis and Optimization
7. Sgueglia
8. Hybrid
9. Silva
10. Computationally Efficient Metamodel
11. Zhang
12. Subjective Attributes (معیارهای شخصی (طراح))
13. Objective Goals (معیارهای سیستم)
14. Comprehensive Preference-based Design (CPD)
15. Method of Imprecision
16. Linguistic
17. Decision Making
18. Goal Programing
19. Performance Criteria
20. Design Availabilities
21. Satisfaction
22. Demands (Exactions)
23. Desires (Inclinations)
24. Essential Attributes
25. Desired Attributes
26. Membership Functions
27. Fuzzy Connectives
28. Aggregation
29. Overall Satisfaction
30. AND
31. Attitudes
32. Yager
33. Filev

۶۲
 سال ۱۲ - شماره ۱
 بهار و تابستان ۱۴۰۲
 نشریه علمی
 دانش و فناوری هوا فضا



به‌کارگیری رویکردهای محاسبات نرم برای توسعه یک
 رهیافت مهندسی هم‌زمان در طراحی پیکره‌بندی یک پهناد