

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیمای بی‌سرنشین و انتخاب حل نهایی براساس تابع درجه رضایت‌مندی فازی

حمید فرخ‌فال^۲سید محمدرضا ستاینده^۲علیرضا بابایی^۱

مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا
دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۶/۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۱۱/۱۷)

چکیده

در این مقاله، یک ساختار جامع برای بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیماهای بی‌سرنشین بیان و سپس جهت اعتبارسنجی آن بهینه‌سازی طراحی هواپیمای بی‌سرنشین Predator MQ-1 مورد بررسی قرار گرفته است. موضوعات درگیر در آنالیز چندموضوعی عبارتند از: عملکرد، آیرودینامیک، تخمین جرم، مرکز جرم و ممان اینرسی، تخمین مشتقات پایداری و کنترل، تعادل و تخمین مشخصه‌های پایداری دینامیکی. کمینه‌سازی وزن برخاست و نیروی پسا‌فاز سیر هدف‌های در نظر گرفته شده در این تحقیق می‌باشند. از آنجایی که دو تابع هدف در نظر گرفته شده است از الگوریتم ژنتیک چندهدفه (با مفهوم مرتب‌سازی نامغلوب) به‌عنوان بهینه‌ساز استفاده شده است که قادر به ایجاد مجموعه‌ای از حل‌های بهینه تحت عنوان پرتو فرانت می‌باشد. جهت انتخاب یک حل نهایی از میان پرتو فرانت‌ها در این مقاله روشی بر مبنای منطق فازی تحت عنوان درجه رضایت‌مندی مطرح گردیده است. از نقاط قوت این تحقیق می‌توان به جامعیت آن (تعداد موضوعات درگیر در طراحی، تعداد متغیرهای طراحی و قیود مساله) و همچنین ارائه یک روش ساده و موثر جهت انتخاب حل نهایی اشاره کرد. نتایج بهینه‌سازی نشان‌دهنده کارآمدی ساختار تدوین شده و همچنین روش پیشنهادی می‌باشند.

واژه‌های کلیدی: بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، هواپیمای بی‌سرنشین، تابع درجه رضایت‌مندی، منطق فازی

Multidisciplinary Design Optimization of an Unmanned Air Vehicle and Final Solution Selection Based on Fuzzy Satisfaction Degree Function

A.R. Babaei S.M.R. Setayandeh H. Farrokhfal

Mechanical and Aerospace Engineering Department
Malek-ashtar University of Technology

(Received: 23/August/2017 ; Accepted: 6/February/2018)

ABSTRACT

In this paper, a comprehensive structure is expressed for multidisciplinary design optimization of the unmanned air vehicle and the design optimization of Predator MQ-1 has been studied for validation. The considered modules in the multidisciplinary analysis are performance, aerodynamic, weight, center of gravity, stability and control derivatives, trim and dynamic stability characteristics. The minimization of take-off weight and cruise drag are considered as objective functions. Since two objective functions are considered, therefore multi-objective genetic algorithm (with the non-dominated sorting concept) is used as optimizer which can generate set of optimal solutions as Pareto fronts. A method based on fuzzy logic named satisfaction degree function is expressed for final solution selection. The strengths of this paper are its comprehensiveness (the number of design modules, the number of design variables and constraints) and the presentation of a simple and efficient method for final solution selection. The optimization results show the effectiveness of the structured framework and suggested method.

Keywords: Multidisciplinary Design Optimization, Unmanned Air Vehicle, Satisfaction Degree Function, Fuzzy Logic

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): arbabaei@aut.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری: setayande@mut-es.ac.ir

۳- استادیار: farrokhfal@mut-es.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

| | | | |
|--|----------------|---|-----------------|
| مراکز مجموعه‌های فازی | \bar{y} | نسبت منظری | AR |
| فاصله داخلی فلپ از خط مرکزی بدنه، m | y_{inf} | ثابتی برای محاسبه دهانه آیلرون ($b_A = a_{b_A} \times b$) | a_{b_A} |
| فاصله خارجی آیلرون از خط مرکزی بدنه، m | $y_{out A}$ | ثابتی برای محاسبه دهانه فلپ ($b_f = a_{b_f} \times b$) | a_{b_f} |
| زاویه سوئیپ لبه حمله، $deg\ ree$ | Λ_{LE} | ثابتی برای محاسبه فاصله داخلی فلپ | $a_{y_{inf}}$ |
| زاویه هفتی، $deg\ ree$ | Γ | ($y_{inf} = a_{y_{inf}} \times b$) | |
| علائم یونانی | | ثابتی برای محاسبه فاصله خارجی آیلرون | $a_{y_{out A}}$ |
| زاویه حمله، $deg\ ree$ | α | ($y_{out A} = a_{y_{out A}} \times b$) | |
| زاویه لغزش جانبی، $deg\ ree$ | β | دهانه بال، m | b |
| زاویه انحراف سطوح کنترل، $deg\ ree$ | δ | دهانه آیلرون، m | b_A |
| اولین زاویه شیب انتها بدنه، $deg\ ree$ | δ_1 | دهانه فلپ، m | b_f |
| دومین زاویه شیب انتها بدنه، $deg\ ree$ | δ_2 | وتر متوسط بال، m | \bar{C} |
| زاویه پیچش، $deg\ ree$ | ε | ضریب برآ | C_L |
| نسبت میرایی | ζ | وتر ریشنه، m | C_r |
| نسبت باریک‌شوندگی | λ | نیروی پسا، N | Dr |
| توابع عضویت | μ_A | قطر بدنه، m | d_f |
| چگالی، kg / m^3 | ρ | ضریب اسوالد | e |
| فرکانس طبیعی، rad / s | ω | قیود مساله | G |
| زیرنویس | | زاویه نصب دم‌افقی، $deg\ ree$ | i_H |
| آیلرون | A | تابع هدف | J |
| فاز سیر | cr | طول بدنه، m | l_f |
| مد چرخش گهواره‌ای | dr | طول دومین بخش کابین سوخت، m | l_{42} |
| الویتور | E | توان موتور، hp | P |
| فلپ | f | مساحت بال، m^2 | S |
| دم‌افقی | H | مسافت برخاست، m | S_{TO} |
| فاز پول دان | pd | تابع درجه رضایت‌مندی | SDF |
| مد نوسانی بلندمدت | ph | ثابت زمانی، s | T |
| فاز پول آپ | pu | سرعت، m / s | V |
| رادار | R | وزن سوخت، kg | W_{Fuel} |
| مد چرخشی | $roll$ | وزن هواپیما در فازهای مختلف پروازی، kg | W_i |
| مد نوسانی کوتاه‌مدت | sp | وزن برخاست، kg | W_{TO} |
| مد مارپیچی | $spiral$ | فاصله طولی بال از دماغه هواپیما، m | X_{Aw} |
| فاز گردش | tu | متغیرهای طراحی | X_i |

۱- مقدمه

چندموضوع متفاوت است را می‌دهد که استفاده از این روش در طراحی سامانه‌های مهندسی منجر به بهبود عملکرد و کاهش هزینه‌ها می‌شود. این روش در حوزه‌های مختلف مهندسی استفاده شده اما بیشترین کاربرد آن در حوزه مهندسی هوافضا بوده است. از مهمترین مزایای این روش که باعث استقبال چشمگیر از آن در حوزه مهندسی هوافضا گردید، می‌توان به موارد زیر اشاره کرد [۶]:

- سرعت بالا در طراحی و آنالیز.
- دستیابی به حل‌های بهینه.
- حذف ارتباطات مختلف بین موضوع‌های درگیر در طراحی (در نظر گرفتن هم‌زمان همه موضوعات).
- افزایش انعطاف‌پذیری در مقابل تغییرات در هر زیرسامانه از طراحی.

منطق فازی به‌عنوان یکی از زیر مجموعه‌های هوش مصنوعی، روشی است که با استفاده از شبیه‌سازی مغز انسان فرآیند تصمیم‌گیری را انجام می‌دهد. این روش روندی ساختارمند و قابل پیگیری را برای رویارویی و بررسی مسائل مبهم و پیچیده بر پایه یک نگاهت ریاضی غیرخطی ارائه نموده و دارای منطقی دقیق برای فرموله کردن عبارات کلامی و تجارب انسانی می‌باشد. این روش بر پایه استفاده از یک سری قوانین "اگر-آنگاه" استوار است، که این قوانین از منابع مختلفی مانند دانش، تجربه، احساس، شهود، الهام از طبیعت و آگاهی انسان به‌دست می‌آیند. این روش بدون نیاز به مدل‌سازی‌های دقیق ریاضی مربوط به حوزه علمی مسئله مورد نظر و یا در مواردی که به‌دلیل پیچیدگی زیاد مسئله و یا ناشناخته بودن، رابطه ریاضی مشخصی برای آن موجود نباشد، تنها با استفاده از توصیف کلامی توانایی منحصر به فردی دارد تا با مسائل چندنظامه مواجه گردد. همچنین سرعت عمل و دقت از دیگر مزیت‌های این روش می‌باشد [۷].

استفاده از روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی جهت طراحی مفهومی هواپیماهای بی‌سرنشین در قیاس با همتایان سرنشین‌دار خود، اندک به‌شمار می‌رود. مرجع [۸] یک استراتژی بهینه‌سازی برای حل مسائل بهینه‌سازی سازه‌ای و آیرودینامیکی در طراحی مفهومی بال یک هواپیمای بی‌سرنشین مطرح کرده است. در بهینه‌سازی آیرودینامیکی،

هواپیماهای بی‌سرنشین به‌دلیل قابلیت در حوزه‌های نظامی و غیرنظامی مورد توجه ویژه مهندسان هوافضا در سال‌های اخیر قرار گرفته‌اند. این کلاس از هواپیماها در قیاس با هواپیماهای سرنشین‌دار فرصت‌هایی را مهیا کرده‌اند. یکی از این فرصت‌ها ناشی از این موضوع است که در طراحی آن‌ها نیازی به در نظر گرفتن شدید الزامات هواپیماهای سرنشین‌دار وجود ندارد و این موضوع انعطاف‌پذیری بیشتری را در طراحی این کلاس از هواپیماها ایجاد می‌کند. طراحی هواپیماهای بی‌سرنشین نیز مانند هواپیماهای نظامی و غیرنظامی پیچیده است و لذا تمرکز اصلی طراحان این کلاس از هواپیماها نیز بر توسعه ابزارهای سریع آنالیز و طراحی برای فاز طراحی مفهومی می‌باشد تا بتوانند با کمک این ابزارها روند طراحی را تسریع بخشند [۱]. با توجه به آن‌که در طراحی کلاسیک، طراحی توسط تیم‌های مختلف (آیرودینامیک، سازه، پیشران‌ش و غیره) اجرا می‌شود و از طرفی نیاز به یک سازش نهایی بین این موضوعات وجود دارد لذا می‌توان بیان کرد که روش‌های طراحی کلاسیک عمدتاً پرهزینه، زمان‌بر و پیچیده می‌باشند و از طرفی هیچ ضمانتی را در بهینه‌گی طرح ندارند. به‌همین دلایل این روش‌ها اگرچه سودمند و قابل احترام می‌باشند اما جواب‌گوی نیاز امروزه مهندسان (انجام سریع آنالیز و طراحی) نیستند [۲-۳].

علاوه‌بر انجام سریع طراحی‌ها، امروزه دست‌یابی به طراحی‌های بهینه در فاز طراحی مفهومی تمایل دیگری است که مهندسان هوافضا به‌دنبال آن می‌باشند. این موضوع همراه با توسعه فناوری رایانه و محاسبات عددی منجر به پیدایش روش‌هایی برای بهینه‌سازی طراحی گردید. روش‌های بهینه‌سازی طراحی اشاره به روش‌های محاسباتی دارند که به دنبال طرح‌هایی می‌باشند که با رعایت قیود مورد نظر، یک یا چند تابع هدف را بهینه نمایند [۴-۵]. گونه‌ای از روش‌های بهینه‌سازی طراحی، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی^۱ نام دارد که یک روش طراحی است تا اثرات متقابل موضوعات مختلف مهندسی را در طراحی در نظر می‌گیرد تا به طرح بهینه برسد. به‌عبارت دیگر، روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی اجازه بهینه‌سازی یک طرح که تحت تاثیر

چندموضوعی برای یک هواپیمای بی سرنشین با موتور الکتریکی را مورد بررسی قرار داده است. به منظور ایجاد تقریب‌هایی در فضای طراحی از شبکه‌های عصبی برای شکل‌گیری سطوح پاسخ^۴ استفاده شده است. تابع هدف منظور شده کمینه کردن وزن است که جهت این امر موضوعات آیرودینامیک، وزن، پیشرانش، عملکرد و پایداری و کنترل جهت آنالیز چندموضوعی لحاظ شده است. تعداد متغیرهای طراحی و قیود جهت این بهینه‌سازی به ترتیب ۲۹ و ۳ می‌باشند. مرجع [۱۴] طراحی مقدماتی یک هواپیمای بی سرنشین را با استفاده از دو راه کار بهینه‌سازی مورد بررسی قرار داده است. در گام اول یک بهینه‌سازی تک‌هدفه از منظر آیرودینامیک و در گام دوم یک بهینه‌سازی دو هدفه از منظر آیرودینامیک و سازه انجام شده است. در بهینه‌سازی تک هدفه هندسه ایرفویل به گونه‌ای بهینه می‌شود که مداومت پروازی بیشینه شود. در این حالت نسبت ماکزیمم ضخامت به وتر و ماکزیمم خمیده‌گی ایرفویل به عنوان متغیرهای طراحی لحاظ شده‌اند. بعد از رسیدن به هندسه بهینه ایرفویل، پارامترهای شکل بال بهینه می‌شوند. در این حالت از الگوریتم ژنتیک با مفهوم مرتب‌سازی نامغلوب نسخه^۵ به عنوان بهینه‌ساز استفاده شده است. در بهینه‌سازی دوم جهت کاهش زمان محاسبات، ابزار آنالیز با kriging meta-model جایگزین شده است. در مرجع [۱۵] یک چهارچوب برای بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیماهای بی سرنشین توسعه داده شده است. موضوعات در نظر گرفته شده در این چهارچوب جهت آنالیز چندموضوعی عبارتند از: هندسه، آیرودینامیک، آنالیز آنتن^۶، ملاحظات پنهان‌کاری و شبیه‌سازی ماموریت. کمینه کردن وزن سوخت با کمک ۲۰ متغیر طراحی و همراه با قید پنهان‌کاری هدف بهینه‌سازی در این تحقیق است. توسعه یک ابزار چندموضوعی برای آنالیز، طراحی و بهینه‌سازی هواپیماهای بی سرنشین با مداومت پروازی بالا هدف اصلی مرجع [۱۶] می‌باشد. کمینه کردن وزن برخاست با استفاده از الگوریتم SQP^۷ و با کمک از ۱۳ متغیر طراحی و لحاظ کردن ۵ قید هدف بهینه‌سازی در این تحقیق است.

هدف کمینه کردن ضریب پسا القایی و در بهینه‌سازی سازه هدف کمینه کردن وزن سازه است. موضوعات در نظر گرفته شده در این تحقیق تنها سازه و آیرودینامیک می‌باشد. در مرجع [۹] یک استراتژی برای بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی از منظر آیرودینامیک، پنهان‌کاری و سازه برای یک هواپیمای بی سرنشین جنگنده مطرح شده است. هدف بهینه‌سازی آیرودینامیک و پنهان‌کاری، کمینه کردن ضریب پسا با در نظر گرفتن قیود پنهان‌کاری است در حالی که هدف بهینه‌سازی سازه، کمینه کردن وزن سازه است. مرجع [۱۰] بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیمای بی سرنشین جنگنده را با استفاده از مدل چنددقت^۱ انجام داده است. در این تحقیق مدل‌های با دقت کم^۲، که بر مبنای معادلات تجربی‌اند، برای طراحی مفهومی توسعه و اعتبارسنجی گردیده است. علاوه بر آن مدل‌های با دقت بالا نیز برای بهبود دقت روش طراحی نیز توسعه داده شده است. اهداف در نظر گرفته شده در این تحقیق برد پروازی و وزن می‌باشند. موضوعات در نظر گرفته شده نیز عبارتند از: آیرودینامیک، پیشرانش، وزن، عملکرد، پایداری و کنترل. طراحی یک هواپیمای هوانوردی عمومی با استفاده از روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی و به صورت چندهدفه در مرجع [۱۱] مورد بررسی قرار گرفته است. اهداف در نظر گرفته شده شامل کاهش وزن کل و افزایش برد پروازی با لحاظ کردن قیود پایداری می‌باشد. موضوعات پیشرانش، وزن، آیرودینامیک و عملکرد برای تشکیل حلقه تحلیل چندموضوعی در ارتباط با یکدیگر قرار گرفته‌اند. الگوریتم بهینه‌سازی به کار رفته شده، الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه ژنتیک است. مرجع [۱۲] بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی پیکربندی یک هواپیمای بسیار سبک را با هدف کمینه کردن ضریب پسا کل مورد بررسی قرار داده است. آیرودینامیک، وزن، پیشرانش، عملکرد، پایداری و کنترل موضوعات لحاظ شده در این مقاله می‌باشند. الگوریتم بهینه‌سازی در نظر گرفته شده نیز الگوریتم SQP^۳ می‌باشد. به منظور این بهینه‌سازی ۱۴ متغیر طراحی و ۱۸ قید در نظر گرفته شده است. مرجع [۱۳] یک بهینه‌سازی طراحی

4- Response Surface

5- NSGAI

6- Antenna Analysis

7- Sequential Quadratic Programming

1- Multi-Fidelity Model

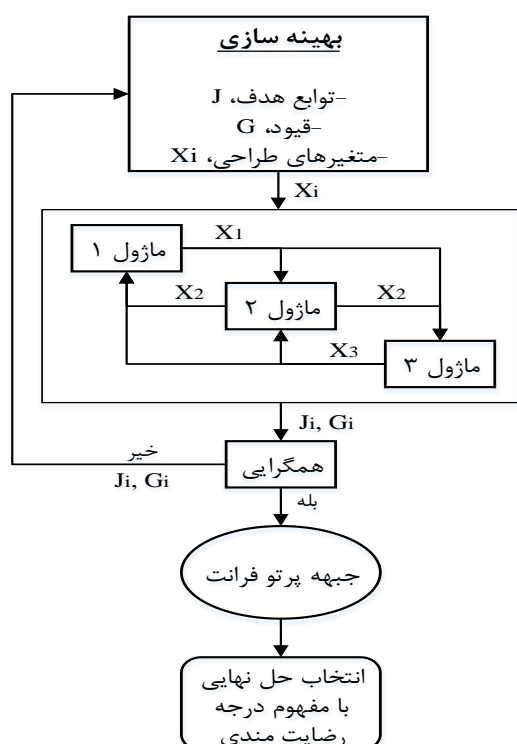
2- Low Fidelity

3- Sequential Quadratic Programming

با استفاده از ساختار تدوین شده در بخش سوم آورده شده است. در بخش چهارم و پنجم به ترتیب نتایج بهینه‌سازی طراحی و نتیجه‌گیری مقاله بیان شده است.

۲- ساختار پیشنهاد شده برای بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیماهای بی‌سرنشین

ساختار تدوین شده جهت بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیماهای بی‌سرنشین از چهار بلوک تشکیل شده است که هر کدام از آن‌ها توضیح داده می‌شود. شایان ذکر است که کلیه زیربخش‌های ساختار تدوین شده (محاسبات مربوط به بخش آنالیز چندموضوعی، الگوریتم ژنتیک و محاسبات مربوط به درجه رضایت‌مندی فازی) در برنامه متلب کدنویسی شده است. این ساختار قابلیت بهینه‌سازی طراحی هواپیماهای بی‌سرنشین با موتور جت و یا ملخی و همچنین با پیکربندی‌های مختلف را دارا است. شکل ۱ این ساختار را به شکل کلی برای این تحقیق نشان می‌دهد.



شکل (۱): فرآیند بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی.

۲-۱- بهینه‌سازی طراحی

از آنجایی که هر مساله بهینه‌سازی از چهار بخش تعریف متغیرهای طراحی، تعریف پارامترهای طراحی، تعریف تابع

آنالیز ماموریت، آیرودینامیک، پیش‌رانش، وزن و عملکرد موضوعات لحاظ شده جهت آنالیز چندموضوعی می‌باشند.

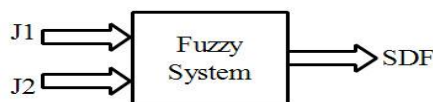
با توجه به اهمیت و کارایی بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، هدف این مقاله، تدوین ساختاری جامع و مستقل از روش‌های پیشین برای بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیماهای بی‌سرنشین است. تلاش شده است تا تقریباً تمامی قیدها و نیازمندی‌های واقعی طراحی مفهومی یک هواپیما بدون سرنشین در مسئله گنجانده شود. موضوعات لحاظ شده در این ساختار جهت آنالیز چندموضوعی عبارتند از: هندسه، عملکرد، آیرودینامیک، وزن، مرکز جرم و ممان اینرسی، تخمین مشتقات پایداری و کنترل، تریم و تخمین مشخصات پایداری دینامیکی. با توجه به توانایی الگوریتم ژنتیک در پیدا کردن نقطه بهینه در مسائل چندهدفه، از الگوریتم ژنتیک با مفهوم مرتب‌سازی نامغلوب^۱ به‌عنوان بهینه‌ساز استفاده شده است که توانایی ایجاد جبهه پرتو فرانت را دارد. جهت انتخاب حل نهایی از میان جبهه پرتو فرانت، روشی تحت عنوان تابع درجه رضایت‌مندی^۲ ارائه شده است. درجه رضایت‌مندی تابعی است که با استفاده از منطق فازی ایجاد می‌گردد که خروجی آن بیانگر میزان شباهت هر کدام از نقاط پرتو فرانت به مقادیر ایده‌آل توابع هدف است. از نقاط قوت این مقاله نسبت به کارهای گذشته، علاوه بر ساختار، نیازمندی‌ها و قیدهای با جامعیت مناسب، می‌توان به ارائه یک روش هوشمند برای انتخاب حل نهایی اشاره کرد. موضوعات در نظر گرفته شده در این تحقیق و همچنین تعداد متغیرهای طراحی و قیود مساله بهینه‌سازی، باعث می‌شوند که طرح بهینه به دست آمده کارآمدتر و عملیاتی‌تر باشد. جهت اعتبارسنجی ساختار تدوین شده، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیمای بی‌سرنشین Predator-MQ1 مورد بررسی قرار گرفته شده است. مساله بهینه‌سازی در نظر گرفته شده یک مساله دوهدفه است که شامل کمینه‌کردن وزن برخاست و نیروی پسا فاز سیر می‌باشد.

سازماندهی مقاله به این شکل است که در بخش دوم ساختار پیشنهاد شده برای بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیماهای بی‌سرنشین بیان شده است. مراحل بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیمای بی‌سرنشین Predator MQ-1

1- Non-dominated Sorting Genetic Algorithm-NSGA
2- Satisfaction Degree Function-SDF

- استفاده از تجربه و خبرگی فرد طراح جهت انتخاب حل نهایی (با استفاده از تدوین قوانین فازی).
- سرعت عمل و سادگی پیاده‌سازی آن.
- ارائه یک نگاهت ریاضی غیرخطی بین توابع هدف و تابع درجه رضایت‌مندی.

در این روش برای هر نقطه از جبهه پرتو با استفاده از منطق فازی تابع درجه رضایت‌مندی محاسبه می‌شود. ورودی قانون فازی مقادیر توابع هدف هر نقطه پرتو فرانت و خروجی آن مقدار تابع درجه رضایت‌مندی متناظر با هر نقطه است (شکل ۲).



شکل (۲): ایجاد تابع درجه رضایت‌مندی با استفاده از منطق فازی.

جهت محاسبه این تابع برای هر نقطه، ابتدا باید محور افقی که بیانگر تابع هدف است به نواحی مختلفی تقسیم‌بندی و هر ناحیه به شکل کیفی درجه‌بندی شود. به این صورت که، طراح باید بین مقدار کمینه و بیشینه هر کدام از توابع هدف را به نواحی مختلفی از حیث رضایت‌مندی توابع تقسیم‌بندی نماید. مقدار کمینه توابع هدف (J_{min}) از یک بهینه‌سازی تک‌هدفه می‌تواند به دست آید. سپس محور عمودی نیز که بیانگر تابع درجه رضایت‌مندی است نیز به چندین ناحیه تقسیم می‌شود (همانند محور افقی). شایان ذکر است که مقدار درجه رضایت‌مندی بین صفر و یک است که مقدار یک بالاترین و مقدار صفر کمترین درجه رضایت‌مندی می‌باشد. شکل ۳ نمونه‌ای از فرآیند توضیح داده شده را برای یک مساله کمینه‌سازی نشان می‌دهد. هر نقطه از پرتو فرانت با توجه به مقادیر توابع هدفش ($J1$ و $J2$) در یکی از نواحی تعیین شده در محور افقی قرار می‌گیرد و با استفاده از منطق فازی یک درجه رضایت‌مندی از دید هر دو تابع هدف به آن اختصاص داده می‌شود (به عنوان مثال اگر $J1$ در ناحیه کم و $J2$ در ناحیه خیلی بالا قرار گیرد به ترتیب بیش‌ترین و کم‌ترین درجه رضایت‌مندی). اکنون نقطه‌ای به عنوان حل نهایی انتخاب می‌شود که بالاترین درجه رضایت‌مندی را داشته باشد. بالاترین درجه رضایت‌مندی به این معناست که نقطه پرتو فرانت مورد نظر به مقادیر کمینه توابع هدف (که می‌تواند از یک بهینه‌سازی تک‌هدفه به دست آید) نزدیک‌تر است. مزیت

هدف و تعریف قیود تشکیل شده است لذا در این بلوک باید این فاکتورها تعریف شوند.

در طول چهار دهه اخیر، الگوریتم‌های زیادی برای حل مسائل مختلف بهینه‌سازی مهندسی توسعه داده شده است. در حالت کلی این الگوریتم‌ها به دو دسته گرادینانی و تکاملی تقسیم می‌شوند. الگوریتم‌های گرادینانی نیازمند اطلاعات مشتق تابع هدف می‌باشند که برای حل مسائل ساده بسیار مفید و کارآمد هستند. اما از آن‌جاکه اغلب مسائل بهینه‌سازی مهندسی پیچیده‌اند لذا این الگوریتم‌ها کارایی خود را در حل این مسائل از دست می‌دهند. در مقابل الگوریتم‌های تکاملی یک منبع موثر و کارآمد جهت حل مسائل پیچیده مهندسی به شمار می‌روند. در میان الگوریتم‌های تکاملی، الگوریتم ژنتیک معروف‌ترین آن‌ها به شمار می‌رود. این الگوریتم بر مبنای اصل بقای شایستگان، انتخاب طبیعی و تولید مجدد نسل است [۱۷].

۲-۲- تدوین ساختار آنالیز چندموضوعی

در این بلوک موضوعات مختلف درگیر در آنالیز چندموضوعی مدل‌سازی می‌شوند. مدل‌سازی این موضوعات می‌تواند با استفاده از مدل‌های بادقت کم، مدل‌های بادقت بالا و یا ترکیبی از این مدل‌ها انجام گیرد. برحسب کاربردهای مختلف تعداد این موضوعات می‌تواند متفاوت باشد. با انجام آنالیزهای چندموضوعی مقادیر توابع هدف و قیود مساله محاسبه می‌شوند.

۲-۳- انتخاب حل نهایی

در مسائل بهینه‌سازی چندهدفه، بهینه‌ساز مجموعه‌ای از حل‌های بهینه تحت عنوان جبهه پرتو فرانت را ایجاد می‌نماید. هر کدام از حل‌های این جبهه خود یک حل بهینه به شمار می‌رود و برتری مطلق نسبت به یکدیگر ندارند. انتخاب نهایی یک حل از میان جبهه پرتو فرانت اگرچه فرآیند دشواری است اما در نهایت باید انجام گیرد. روش‌های متعددی مانند توجه به الزامات طراحی، استفاده از تجربه فرد طراح و غیره جهت انتخاب نهایی طرح وجود دارد اما در این مقاله روشی بر مبنای منطق فازی جهت این انتخاب ارائه شده است. علت استفاده از منطق فازی جهت محاسبه تابع درجه رضایت‌مندی در این تحقیق عبارت است از:

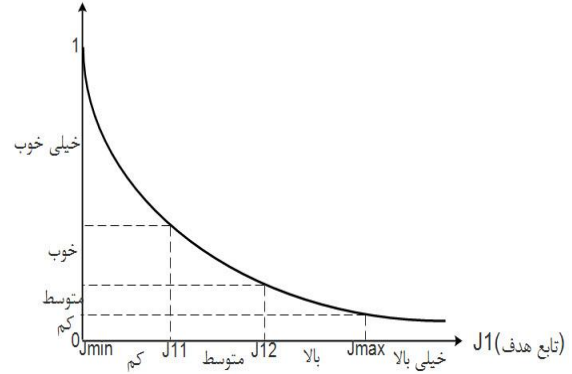
Predator MQ-1 طراحی دوباره گردد، متغیرهای طراحی و قیود طراحی همراه با محدوده‌های عددی آن‌ها در جدول‌های ۱ و ۲ بیان شده‌اند.

جدول (۱): متغیرهای طراحی.

| متغیرهای طراحی | حد پایینی | حد بالایی |
|----------------------------|-----------|-----------|
| $S_w (m^2)$ | ۱۰ | ۱۳ |
| $\Lambda_{LE} (deg)$ | ۰ | ۱۰ |
| AR | ۱۸ | ۲۱ |
| λ | ۰/۳ | ۰/۷ |
| \bar{C}_f / \bar{C} | ۰/۳ | ۰/۴۵ |
| $\Gamma(deg)$ | ۰ | ۱۰ |
| \bar{C}_A / \bar{C} | ۰/۱۵ | ۰/۲۵ |
| λ_f | ۰/۵ | ۱ |
| λ_A | ۰/۵ | ۱ |
| a_{b_A} | ۰/۱۵ | ۰/۲۲ |
| $a_{y_{out A}}$ | ۰/۴۵ | ۰/۵۰ |
| $X_{A_w} (m)$ | ۳ | ۴ |
| a_{b_f} | ۰/۲ | ۰/۲۵ |
| $a_{y_{inf}}$ | ۰/۰۲ | ۰/۰۳ |
| $\varepsilon(deg)$ | ۰ | ۵ |
| $S_{ht} (m^2)$ | ۲ | ۳/۵ |
| $\Lambda_{LE_{ht}} (deg)$ | ۰ | ۱۰ |
| AR_{ht} | ۶ | ۸ |
| λ_{ht} | ۰/۷ | ۱ |
| \bar{C}_E / \bar{C}_{ht} | ۰/۳ | ۰/۵ |
| λ_E | ۰/۷ | ۱ |
| $i_H (deg)$ | -۵ | ۰ |
| $\Gamma_{ht} (deg)$ | ۰ | ۱۰ |
| $\varepsilon_{ht} (deg)$ | ۰ | ۳ |
| $S_{vt} (m^2)$ | ۱/۵ | ۳ |
| $\Lambda_{LE_{vt}} (deg)$ | ۰ | ۱۰ |
| λ_{vt} | ۰/۷ | ۱ |
| AR_{vt} | ۰/۷ | ۱/۵ |
| \bar{C}_R / \bar{C}_{vt} | ۰/۳ | ۰/۴۰ |
| λ_R | ۰/۷ | ۱ |
| $d_f (m)$ | ۰/۷ | ۰/۹ |
| $\delta_1 (deg)$ | ۰ | ۳ |
| $\delta_2 (deg)$ | ۴/۵ | ۱۵ |
| $l_{42} (m)$ | ۰/۵ | ۰/۷ |

اصلی این روش آن است که می‌توان معیاری را به شکل ساده جهت مقایسه نقاط مختلف پرتو فرانت و با در نظر گرفتن همه توابع هدف ایجاد کرد و نهایتاً نقطه‌ای که به مقادیر ایده‌آل توابع هدف نزدیک‌تر است را انتخاب نمود.

تابع درجه رضایت‌مندی



شکل (۳): نمونه‌ای از تابع درجه رضایت‌مندی برای یک مساله کمینه‌سازی.

۳- مراحل بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیمای بی‌سرنشین نمونه

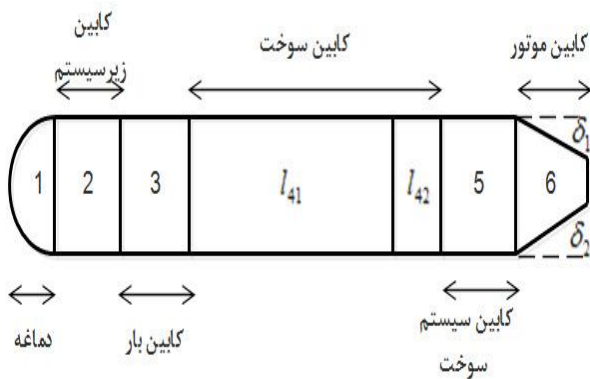
در این تحقیق از ساختار امکان‌پذیری چندموضوعی^۱ به‌عنوان یکی از ساده‌ترین و ابتدایی‌ترین ساختارها، استفاده شده است. این ساختار در حالت کلی از دو بلوک تشکیل می‌شود که عبارت‌است از: بلوک بهینه‌ساز و بلوک آنالیز چندموضوعی. بلوک بهینه‌ساز وظیفه بروز کردن و ارسال متغیرهای طراحی را به بلوک بعدی دارد و وظیفه بلوک آنالیز چندموضوعی نیز محاسبه آنالیزهای بین‌موضوعی، مقادیر توابع هدف، قیود و ارسال آن‌ها به بهینه‌ساز را دارد. این فرآیند تا رسیدن به طرح بهینه ادامه می‌یابد. در ادامه توضیحات مربوط به نحوه پیاده‌سازی بهینه‌سازی طراحی هواپیمای بی‌سرنشین بیان شده است.

۳-۱- شرایط بهینه‌سازی طراحی و ماموریت

مساله بهینه‌سازی در این تحقیق را می‌توان به شکل زیر بیان نمود:

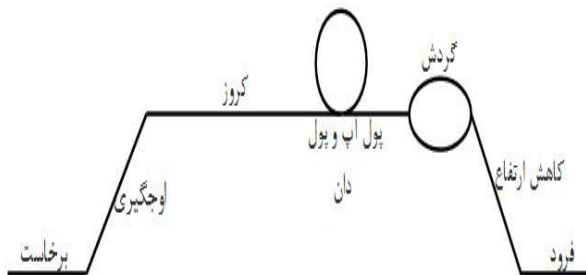
$$\begin{aligned} & \text{Minimize } W_{TO} \ \& \ Dr_{cr} \\ & \text{subject to } \Pi(G_i(X)) > 0, \ i = 1, \dots, 23 \end{aligned} \quad (1)$$

برای انجام این بهینه‌سازی ۳۴ متغیر طراحی و ۲۳ قید در نظر گرفته شده است. براساس این که تلاش می‌گردد هواپیمای



شکل (۵): تعریف برخی از متغیرهای طراحی بدنه.

هدف طراحی به این شکل است که مداومت پروازی هواپیما ۲۴ ساعت، ارتفاع فاز سیر ۴۵۰۰ متر، سرعت فاز سیر ۴۵ متر بر ثانیه، وزن بار ۲۰۴ کیلوگرم و مسافت برخاست ۸۰۰ متر باشد. ماموریت در نظر گرفته شده نیز در شکل ۶ نشان داده شده است.



شکل (۶): ماموریت در نظر گرفته شده.

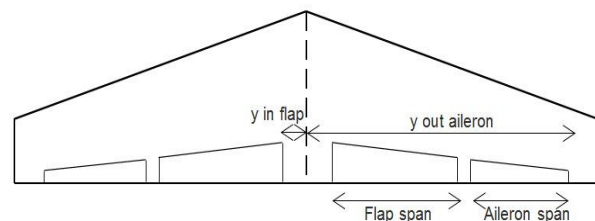
۳-۲- آنالیز چندموضوعی

همان گونه که بیان شد، یکی از نقاط قوت این مقاله جامعیت مناسب موضوعات درگیر در فرآیند طراحی است. به عبارت دیگر، برای رسیدن به طرح‌های عملیاتی‌تر در فاز طراحی مفهومی، باید حداکثر موضوعات تاثیرگذار در طراحی لحاظ شوند. به همین دلیل در این تحقیق سعی شده است که موضوعات مهم در رفتار یک هواپیما مدل‌سازی شوند. شایان ذکر است که مدل‌سازی این ماژول‌ها براساس روابط تجربی و نیمه تجربی صورت گرفته شده است. شکل ۷ موضوعات در نظر گرفته شده همراه با تبادل اطلاعات بین آن‌ها و مهم‌ترین خروجی‌های هر ماژول را نشان می‌دهد.

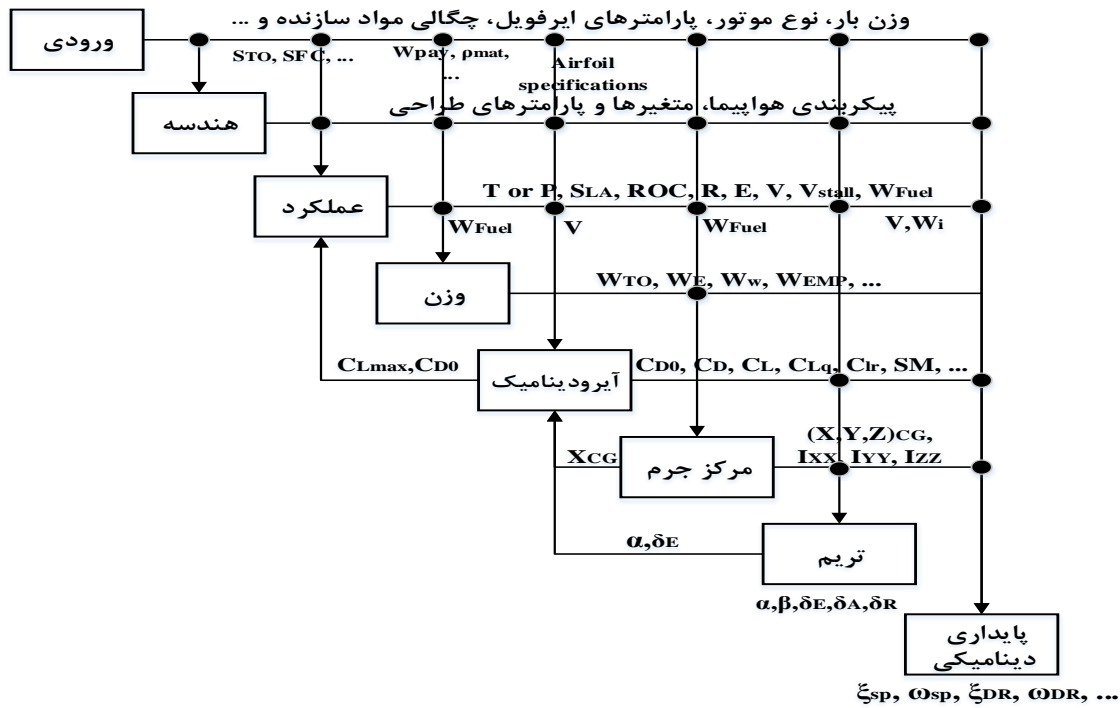
جدول (۲): قیود طراحی.

| ردیف | قید |
|------|---|
| ۱ | $-5 \leq \alpha_{cr} \leq 5$ |
| ۲ | $-5 \leq \delta_{E_{cr}} \leq 5$ |
| ۳ | $-2 \leq \beta_{cr} \leq 2$ |
| ۴ | $-2 \leq \delta_{A_{cr}} \leq 2$ |
| ۵ | $-2 \leq \delta_{R_{cr}} \leq 2$ |
| ۶ | $0 \leq \alpha_{tu} \leq 10$ |
| ۷ | $0 \leq \alpha_{pu} \leq 10$ |
| ۸ | $0 \leq \alpha_{pd} \leq 10$ |
| ۹ | $-2 \leq \beta_{tu} \leq 2$ |
| ۱۰ | $-15 \leq \delta_{E_{tu}} \leq 15$ |
| ۱۱ | $-15 \leq \delta_{E_{pu}} \leq 15$ |
| ۱۲ | $-15 \leq \delta_{E_{pd}} \leq 15$ |
| ۱۳ | $-3 \leq \delta_{A_{tu}} \leq 3$ |
| ۱۴ | $-3 \leq \delta_{R_{tu}} \leq 3$ |
| ۱۵ | $0.05 \leq SM \leq 0.15$ |
| ۱۶ | $\min(\omega_{sp}) \geq 1$ |
| ۱۷ | $0.13 \leq \min(\zeta_{sp}) \leq 0.16$ |
| ۱۸ | $0.12 \leq \min(\omega_{ph}) \leq 1$ |
| ۱۹ | $0.105 \leq \min(\zeta_{ph}) \leq 0.14$ |
| ۲۰ | $\min(\omega_{dr}) \geq 1$ |
| ۲۱ | $0.108 \leq \min(\zeta_{dr}) \leq 0.16$ |
| ۲۲ | $\max(T_{spiral}) \geq 1$ |
| ۲۳ | $0 \leq \max(T_{roll}) \leq 1$ |

اشکال ۴ و ۵ جهت فهم بهتر برخی از متغیرهای طراحی می‌توانند مؤثر باشند. پارامتر l_{42} برای کنترل کردن نسبت طول به قطر بدنه به عنوان متغیر طراحی در نظر گرفته شده است.



شکل (۴): تعریف برخی از متغیرهای طراحی بال.

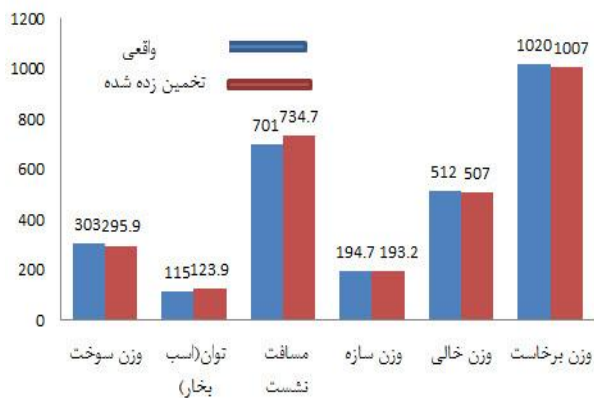


شکل (۷): فلوچارت آنالیز چندموضوعی ساختار تدوین‌شده.

پروفیل سرعت واماندگی و مسافت نشست برخی از خروجی‌های مهم این ماژول می‌باشند.

• ماژول وزن

وزن‌های مختلف هر بخش از هواپیما و هم‌چنین وزن برخاست و وزن خالی در این ماژول محاسبه می‌شوند. جهت مدل‌سازی این بخش از مرجع [۱۹] استفاده شده است. اعتبارسنجی صورت‌گرفته برای ماژول‌های عملکرد و وزن نشان‌دهنده دقت قابل‌قبول این ماژول‌ها است. شکل ۸ تفاوت مقدار تخمین زده شده و مقدار واقعی را نشان می‌دهد.



شکل (۸): برخی از نتایج ماژول‌های وزن و عملکرد برای هواپیما بی‌سرنشین Predator MQ-1.

در ادامه توضیحات مربوط به هر ماژول همراه با اعتبارسنجی صورت گرفته، بیان شده است.

• ماژول ورودی

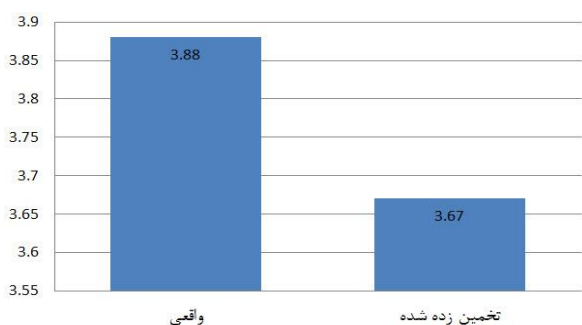
در این ماژول پارامترهایی که حین فرآیند بهینه‌سازی ثابت می‌باشند مانند وزن بار، نوع موتور، اطلاعات مربوط موتور و ملخ، پارامترهای مربوط به ایرفویل، ثابت‌های مورد نیاز جهت تخمین هر ماژول و غیره تعیین می‌شوند. به عبارت دیگر کلیه پارامترهایی که باید به شکل پارامترهای ورودی برای آنالیز هر موضوع در نظر گرفته شوند در این بخش تعیین می‌شوند.

• ماژول هندسه

در این ماژول با توجه به متغیرهای طراحی در نظر گرفته شده، کلیه پارامترهای هندسی بال، دم‌ها، بدنه، ارابه‌های فرود و غیره با استفاده از روابط هندسی موجود محاسبه می‌شوند. با محاسبه این پارامترها پیکربندی کامل هواپیما حاصل می‌شود.

• ماژول عملکرد

عملکرد هر فاز از پروفیل پروازی با استفاده از روابط موجود در مرجع [۱۸] در این ماژول محاسبه می‌شوند. برخی از ورودی‌های این بخش عبارتند از: مسافت برخاست، ماکزیمم نرخ اوج‌گیری، سرعت کروز، برد یا مداومت پروازی. بیشینه توان و یا تراست مورد نیاز، وزن سوخت، پروفیل سرعت،

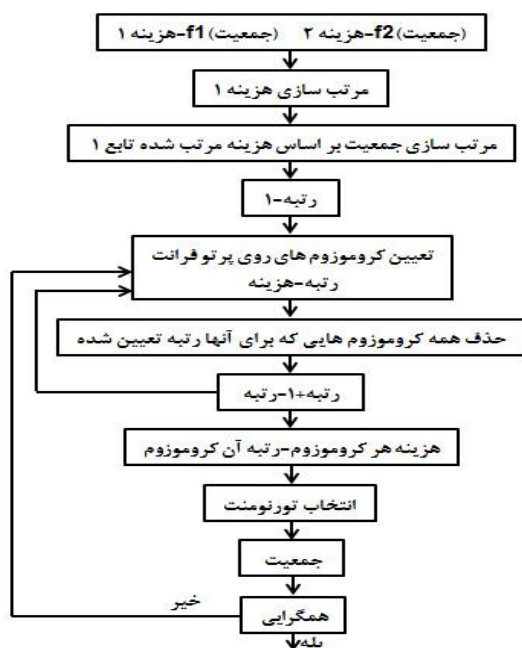


شکل (۱۰): اعتبارسنجی عقب‌ترین موقعیت مرکز جرم برای هواپیما بی‌سرنشین Predator MQ-1.

• ماژول‌های تریم و مشخصات پایداری دینامیکی پیدا کردن زاویه حمله، زاویه لغزش جانبی و زوایای انحراف سطوح کنترل برای هر فاز پروازی به‌گونه‌ای که کلیه ممان‌ها صفر شود، هدف ماژول تریم است. در ماژول مشخصات پایداری دینامیکی نیز پایداری دینامیکی هواپیما در هر فاز از پروفیل پروازی آنالیز و بررسی می‌شود. روابط موجود در مرجع [۲۱] برای مدل‌سازی این بخش استفاده شده است.

۳-۳- بهینه‌ساز طراحی

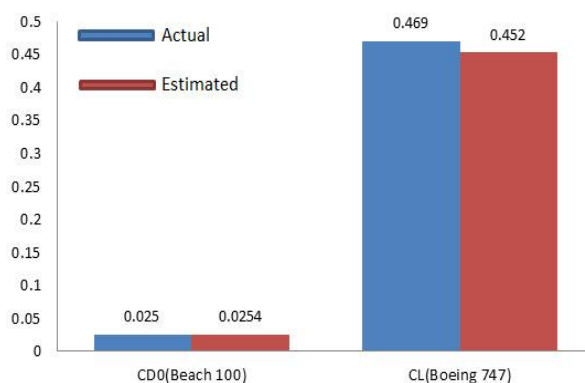
با توجه به موارد بیان‌شده و همچنین در نظر گرفتن دو تابع هدف در این تحقیق از الگوریتم ژنتیک بر مبنای مفهوم مرتب‌سازی نامغلوب به‌عنوان بهینه‌ساز استفاده شده است. الگوریتم این روش در شکل ۱۱ نشان داده شده است.



شکل (۱۱): فلوجارت الگوریتم ژنتیک با رویکرد مرتب‌سازی نامغلوب.

• ماژول آیرودینامیک

یکی از مهم‌ترین ماژول‌ها در طراحی سامانه‌های هوافضایی، ماژول آیرودینامیک است به‌گونه‌ای که هدف همه طراحان آن است که خصوصیات آیرودینامیکی با دقت کافی و زمان محاسباتی مناسب تخمین زده شوند. جهت محاسبات آیرودینامیکی، این ماژول به سه بخش تقسیم شده است که عبارت‌اند از: تخمین برآ، تخمین پس‌آ و تخمین مشتقات پایداری و کنترل. مرجع [۲۰] جهت مدل‌سازی ماژول آیرودینامیک در این تحقیق استفاده شده است. جهت اعتبارسنجی این ماژول و با توجه به اطلاعات در دسترس، از هواپیماهای بوئینگ ۷۴۷، بیج ۱۰۰ و ناویون استفاده شده است. نتایج اعتبارسنجی بیانگر دقت قابل‌قبول ماژول تدوین شده است (شکل ۹ و جدول ۳).



شکل (۹): اعتبارسنجی ضرائب برآ و پس‌آ.

جدول (۳): اعتبارسنجی مشتقات پایداری هواپیما ناویون.

| C_{n_p} | C_{l_p} | C_{l_β} | C_{m_q} | C_{m_α} | C_{L_α} | |
|-----------|-----------|---------------|-----------|----------------|----------------|---------|
| -۰/۰۳ | -۰/۳ | -۰/۱ | -۱۳/۳ | -۱/۲ | ۵/۵ | دات کام |
| -۰/۰۴ | -۰/۴ | -۰/۱۳ | -۱۵/۳ | -۱/۴ | ۵/۴ | تخمینی |

• ماژول محاسبه مرکز جرم

تعیین مرکز جرم هواپیما یک گام بحرانی در طراحی هواپیما است چرا که محاسبات مربوط به پایداری، کنترل و تریم وابسته به این مرحله می‌باشد. معادلات تجربی برای تخمین مرکز جرم در این ساختار استفاده شده است. نتایج اعتبارسنجی این ماژول در شکل ۱۰ نشان‌دهنده دقت قابل‌قبول آن می‌باشد.

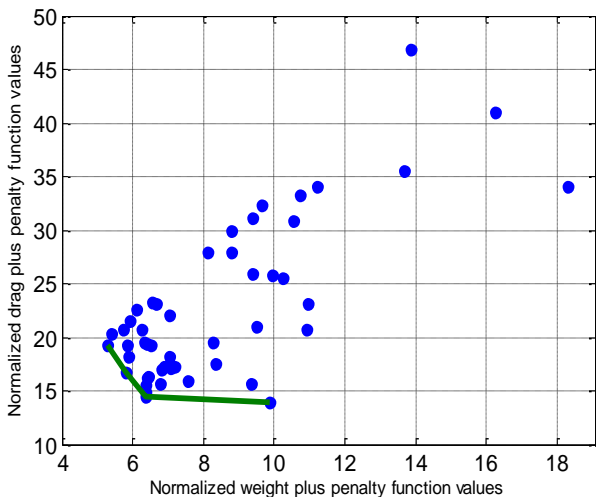
جهت ایجاد تابع درجه رضایت‌مندی تعداد ۱۶ قانون فازی در نظر گرفته شد که در جدول ۴ آورده شده است.

جدول (۴): مجموعه قوانین فازی.

- اگر W_{TO} زیاد و Dr زیاد آن‌گاه SDF کم است (۰).
- اگر W_{TO} زیاد و Dr متوسط آن‌گاه SDF کم است (۰).
- اگر W_{TO} زیاد و Dr کم آن‌گاه SDF متوسط است (۰/۳۵).
- اگر W_{TO} زیاد و Dr خیلی کم آن‌گاه SDF خوب است (۰/۷).
- اگر W_{TO} متوسط و Dr زیاد آن‌گاه SDF کم است (۰).
- اگر W_{TO} متوسط و Dr متوسط آن‌گاه SDF خوب است (۰/۷).
- اگر W_{TO} متوسط و Dr کم آن‌گاه SDF خوب است (۰/۷).
- اگر W_{TO} متوسط و Dr خیلی کم آن‌گاه SDF خوب است (۰/۷).
- اگر W_{TO} کم و Dr زیاد آن‌گاه SDF متوسط است (۰/۳۵).
- اگر W_{TO} کم و Dr متوسط آن‌گاه SDF خوب است (۰/۷).
- اگر W_{TO} کم و Dr کم آن‌گاه SDF خیلی خوب است (۱).
- اگر W_{TO} کم و Dr خیلی کم آن‌گاه SDF خیلی خوب است (۱).
- اگر W_{TO} خیلی کم و Dr زیاد آن‌گاه SDF خوب است (۰/۷).
- اگر W_{TO} خیلی کم و Dr متوسط آن‌گاه SDF خوب است (۰/۷).
- اگر W_{TO} خیلی کم و Dr کم آن‌گاه SDF خیلی خوب است (۱).
- اگر W_{TO} خیلی کم و Dr خیلی کم آن‌گاه SDF خیلی خوب است (۱).

۴- نتایج بهینه‌سازی طراحی

با انجام بهینه‌سازی با شرایط بیان‌شده، الگوریتم ژنتیک چندهدفه با مفهوم مرتب‌سازی نامغلوب چهار طرح بهینه تحت عنوان پرتو فرانت را نتیجه داد که در شکل ۱۴ نشان داده شده است. همچنین مقادیر توابع هدف و درجه رضایت‌مندی آن‌ها نیز در جدول ۵ آورده شده است.



شکل (۱۴): مجموعه نقاط پرتو.

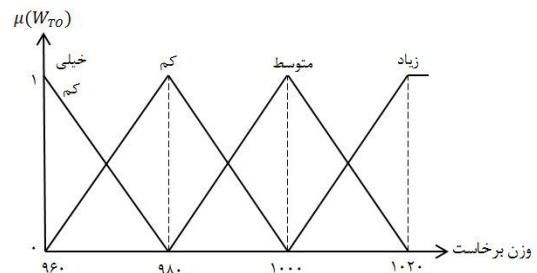
همانگونه که در شکل ۱۱ مشخص است، تولید اولیه مانند الگوریتم ژنتیک معمولی است. انتخاب جمعیت جدید در هر گام بر اصل غلبگی استوار است و با استفاده از این اصل و اصل رتبه‌بندی جمعیت، الگوریتم بهترین جواب‌های نامغلوب را انتخاب کرده و به مرحله بعدی می‌رود [۲۲]. جهت آشنایی بیشتر با این الگوریتم به مرجع [۲۳] رجوع شود.

۳-۴ انتخاب حل نهایی براساس تابع درجه رضایت‌مندی فازی

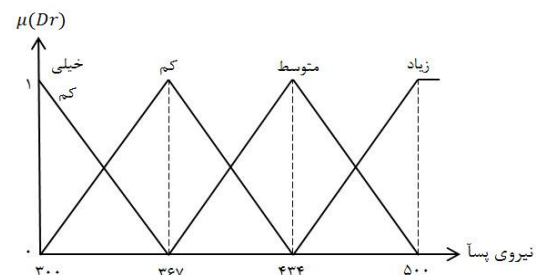
همان‌گونه که بیان شد در این مقاله مفهوم درجه رضایت‌مندی جهت انتخاب حل نهایی از میان جبهه پرتو فرانت معرفی گردید. جهت ایجاد این درجه از موتور استنتاج ضرب، فازی‌ساز منفرد و غیرفازی‌ساز میانگین مراکز با رابطه زیر استفاده شده است.

$$f(x) = \frac{\sum_{l=1}^m \bar{y}^l (\prod_{i=1}^n \mu_{A_i^l}(x_i))}{\sum_{l=1}^m (\prod_{i=1}^n \mu_{A_i^l}(x_i))} \quad (2)$$

با انجام بهینه‌سازی‌های تک‌هدفه برای وزن برخاست و نیروی پسا فاز سیر، مقادیر کمینه ۹۶۰ کیلوگرم و ۳۰۰ نیوتن به ترتیب برای توابع هدف به‌دست آمد. شایان ذکر است که مقادیر بیشینه در نظر گرفته نیز مربوط به طرح مینا^۱ هواپیما بی‌سرنشین می‌باشد (۱۰۲۰ کیلوگرم و ۵۰۰ نیوتن). توابع عضویت توابع هدف در نظر گرفته‌شده در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ نشان داده شده است.



شکل (۱۲): توابع عضویت وزن برخاست.



شکل (۱۳): توابع عضویت نیروی پسا.

جدول (۷): مقادیر توابع هدف.

| طرح مینا | طرح بهینه | |
|----------|-----------|------------|
| ۱۰۲۰ | ۹۷۱/۹ | وزن برخاست |
| ۵۰۰ | ۴۰۳/۱ | نیروی پسا |

جدول (۸): متغیرهای طراحی طرح مینا و طرح بهینه.

| متغیرهای طراحی | طرح مینا | طرح بهینه |
|----------------------------|----------|-----------|
| $S_w (m^2)$ | ۱۱/۵ | ۱۱/۶۴ |
| $\Lambda_{LE} (deg)$ | ۴ | ۲/۲ |
| AR | ۱۹/۲۵ | ۱۹/۶ |
| λ | ۰/۴ | ۰/۴۳ |
| \bar{C}_f / \bar{C} | ۰/۳۷ | ۰/۳۸ |
| $\Gamma (deg)$ | ۰ | ۸ |
| \bar{C}_A / \bar{C} | ۰/۲ | ۰/۲۲ |
| λ_f | ۰/۶ | ۰/۵۹ |
| λ_A | ۰/۶ | ۰/۵۶ |
| a_{b_A} | ۰/۲۲۵ | ۰/۱۷ |
| $a_{y_{out A}}$ | ۰/۵ | ۰/۴۸ |
| $X_{A_w} (m)$ | ۳/۷۱ | ۳/۱۹ |
| a_{b_f} | ۰/۲۵ | ۰/۲۱ |
| $a_{y_{inf}}$ | ۰/۰۲۷ | ۰/۰۲۶ |
| $\varepsilon (deg)$ | ۰ | ۲/۳ |
| $S_{ht} (m^2)$ | ۲/۸۲ | ۲ |
| $\Lambda_{LE_{ht}} (deg)$ | ۰ | ۳/۴ |
| AR_{ht} | ۷/۲۱ | ۷/۰۶ |
| λ_{ht} | ۱ | ۰/۷۲ |
| \bar{C}_E / \bar{C}_{ht} | ۰/۳۹۵ | ۰/۳۳ |
| λ_E | ۱ | ۰/۸۵ |
| $i_H (deg)$ | ۰ | -۱/۱ |
| $\Gamma_{ht} (deg)$ | ۰ | ۶/۹ |
| $\varepsilon_{ht} (deg)$ | ۰ | ۱/۶ |
| $S_{vt} (m^2)$ | ۱/۷۶ | ۱/۹۸ |
| $\Lambda_{LE_{vt}} (deg)$ | ۳ | ۵/۵ |
| λ_{vt} | ۱ | ۰/۷۸ |
| AR_{vt} | ۰/۹۱ | ۰/۷۹ |
| \bar{C}_R / \bar{C}_{vt} | ۰/۳۷۵ | ۰/۳۴ |
| λ_R | ۱ | ۰/۸۲ |
| $d_f (m)$ | ۰/۸ | ۰/۷۲ |
| $\delta_1 (deg)$ | ۰ | ۲ |
| $\delta_2 (deg)$ | ۲۶/۵ | ۹/۷ |
| $l_{42} (m)$ | ۰/۶۱۳ | ۰/۵۸ |

جدول (۵): مجموعه نقاط پرتو فرانت.

| پرتو ۱ | پرتو ۲ | پرتو ۳ | پرتو ۴ | |
|--------|--------|--------|--------|-----------------|
| ۹۷۱/۱ | ۹۷۱/۹ | ۹۷۸/۴ | ۱۰۱۴/۲ | وزن برخاست |
| ۴۳۱/۴ | ۴۰۳/۱ | ۳۸۹/۵ | ۳۸۱/۷ | نیروی پسا |
| ۰/۵۵ | ۰/۶۴ | ۰/۶۱ | ۰/۵۷ | درجه رضایت‌مندی |

درجه رضایت‌مندی برای هر کدام از این نقاط و براساس توضیحات داده‌شده محاسبه گردید. از آن جایی که طرح نهایی طرحی است که بالاترین مقدار درجه رضایت‌مندی را داشته باشد لذا پرتو فرانت سوم به‌عنوان طرح نهایی انتخاب می‌شود. مشخصات کامل طرح بهینه و طرح مینا در جداول (۹-۶) آورده شده است.

جدول (۶): قیود طرح بهینه.

| ردیف | قید | مقدار |
|------|------------------------------|-------|
| ۱ | $\alpha_{cr} (deg)$ | ۶ |
| ۲ | $\delta_{E_{cr}} (deg)$ | -۳/۹ |
| ۳ | $\beta_{cr} (deg)$ | ۰ |
| ۴ | $\delta_{A_{cr}} (deg)$ | ۰ |
| ۵ | $\delta_{R_{cr}} (deg)$ | ۰ |
| ۶ | $\alpha_{tu} (deg)$ | ۵/۴ |
| ۷ | $\alpha_{pu} (deg)$ | ۱۰/۵ |
| ۸ | $\alpha_{pd} (deg)$ | ۱۰/۵ |
| ۹ | $\beta_{tu} (deg)$ | -۰/۴ |
| ۱۰ | $\delta_{E_{tu}} (deg)$ | -۲/۶ |
| ۱۱ | $\delta_{E_{pu}} (deg)$ | -۵/۷ |
| ۱۲ | $\delta_{E_{pd}} (deg)$ | -۷/۴ |
| ۱۳ | $\delta_{A_{tu}} (deg)$ | -۱/۵ |
| ۱۴ | $\delta_{R_{tu}} (deg)$ | -۱/۴ |
| ۱۵ | $\max(SM)$ | ۰/۱۳ |
| ۱۶ | $\min(\omega_{sp})(rad / s)$ | ۱ |
| ۱۷ | $\min(\zeta_{sp})$ | ۰/۵۵ |
| ۱۸ | $\min(\omega_{ph})(rad / s)$ | ۰/۲۱ |
| ۱۹ | $\min(\zeta_{ph})$ | ۰/۰۴۵ |
| ۲۰ | $\min(\omega_{dr})(rad / s)$ | ۱/۰۵ |
| ۲۱ | $\min(\zeta_{dr})$ | ۰/۱۲ |
| ۲۲ | $\max(T_{spiral})(s)$ | ۲۱ |
| ۲۳ | $\max(T_{roll})(s)$ | ۰/۱۴ |

جدول (۹): مشخصات دیگر طرح بهینه و مبنا.

| طرح مبنا | طرح بهینه | |
|----------|-----------|-------------------|
| ۱۴/۸۸ | ۱۵/۱ | $b(m)$ |
| ۴/۵۱ | ۳/۷۶ | $b_{ht}(m)$ |
| ۱/۲۶ | ۱/۲۵ | $b_{vt}(m)$ |
| ۰/۸۱۷ | ۰/۸۱ | $\bar{C}(m)$ |
| ۰/۶۳ | ۰/۵۴ | $\bar{C}_{ht}(m)$ |
| ۱/۴ | ۱/۵۹ | $\bar{C}_{vt}(m)$ |
| ۱/۱ | ۱/۰۸ | $C_r(m)$ |
| ۰/۶۳ | ۰/۶۲ | $C_{r_{ht}}(m)$ |
| ۱/۴ | ۱/۷۸ | $C_{r_{vt}}(m)$ |
| ۸/۱۳ | ۸/۶۵ | $l_f(m)$ |
| ۱۰/۱ | ۱۲ | l_f/d_f |
| ۱۱۵ | ۱۱۶ | $P(hp)$ |
| ۳۰۲ | ۲۶۹/۸ | $W_{Fuel}(Kg)$ |
| ۱۰۶/۱ | ۹۹/۸ | $W_{fus}(Kg)$ |
| ۱۷/۵۳ | ۸/۴ | $W_{ht}(Kg)$ |
| ۱۰/۷۵ | ۱۲/۴ | $W_{vt}(Kg)$ |
| ۴۴/۲۷ | ۴۴/۹ | $W_w(Kg)$ |

وتر ریشه بزرگتری است اما دهانه نسبتاً کوچک‌تری را داراست. به عبارت دیگر دم عمودی پیشنهادی نسبت به طرح مبنا دم بزرگ‌تری است. از لحاظ بدنه نیز نتایج نشان می‌دهد که بدنه طرح بهینه طول بزرگتر و قطر کوچکتری را داراست و این مورد باعث افزایش نسبت طول به قطر بدنه برای طرح بهینه می‌شود.

همان‌گونه که واضح است، نیروی پسا از دو بخش تشکیل شده است: الف) پسا مربوط به پیکربندی (پسا برآ صفر) و ب) پسا ناشی از برآ. همه اجزاء هواپیما (مانند بال، دم‌ها، بدنه و غیره) در ایجاد نیرو پسا برآ صفر تاثیرگذارند. جهت تحلیل نتایج از پسا مربوط به پیکربندی شروع می‌کنیم. همان‌گونه که مشخص است طول بدنه مربوط به طرح بهینه بزرگ‌تر از طرح مبنا است و این موضوع باعث می‌شود که عدد رینولدز مربوط به طرح بهینه نسبت به طرح مبنا افزایش یابد. افزایش عدد رینولدز منجر به کاهش ضریب اصطکاک بدنه این طرح نسبت به طرح مبنا می‌گردد و نهایتاً ضریب پسا برآ صفر بدنه نیز برای طرح بهینه کمتر می‌شود. پارامتر مهم دیگر که بر ضریب پسا برآ صفر بدنه تاثیرگذار است، نسبت طول به قطر بدنه است که هرچه بزرگ‌تر باشد بهتر است. این نسبت برای طرح بهینه عدد مناسب‌تری است که باعث کاهش ضریب پسا برآ صفر بدنه طرح بهینه می‌شود. درباره سهم بال و دم افقی در ایجاد ضریب پسا برآ صفر باید گفت که چون وتر متوسط هندسی این دو جزء برای هر دو طرح یکسان است پس تاثیر عدد رینولدز و ضریب اصطکاک آن‌ها بی‌اهمیت می‌شود. پارامتر مهم برای این دو جزء، سطح خیس بال و دم افقی است. چون مساحت دم افقی طرح بهینه نسبت به طرح مبنا کوچک‌تر می‌باشد پس مساحت خیس آن نیز کمتر است که باعث کاهش ضریب پسا برآ صفر این جزء برای طرح بهینه می‌شود. در مورد بال باید گفت که اگرچه طرح بهینه مساحت بال بزرگتری دارد و این امر اثر ناخوشایندی را دارد اما نسبت به طرح مبنا تفاوت قابل توجهی را ندارد. چون طرح بهینه، وتر متوسط بزرگتری را برای دم عمودی پیشنهاد داده است لذا این موضوع باعث افزایش رینولدز و کاهش ضریب پسا برآ صفر این جزء برای طرح بهینه می‌شود. اما چون مساحت این دم برای طرح بهینه بزرگتر از طرح مبنا است لذا مساحت خیس آن نیز نسبت به طرح مبنا افزایش می‌یابد و این موضوع ناخوشایند است.

با استفاده از روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، طراحی حاصل شد که هم بهینه است و هم در اسرع زمان به دست آمده است. همان‌گونه که بیان شد، این دو فاکتور از عیوب روش‌های طراحی کلاسیک بودند که با استفاده از این روش به خوبی برطرف شدند. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که الگوریتم بهینه‌سازی توانسته است به خوبی توابع هدف مورد نظر را کمینه نماید. از دیدگاه قیود مساله نیز نتایج نشان‌دهنده برآورده کردن قابل قبول قیود مورد نظر می‌باشد. از لحاظ هندسی مشخص است که طرح بهینه نسبت به طرح مبنا تفاوت‌هایی را دارا می‌باشد. از منظر بال، الگوریتم بهینه‌سازی برای طرح بهینه بالی را پیشنهاد داده است که دهانه بزرگتری را نسبت به طرح مبنا داراست اما در عوض وتر ریشه نسبتاً کوچک‌تری دارد. به عبارت دیگر بال طرح بهینه درازتر و تا حدودی نازک‌تر است. از حیث دم افقی، طرح بهینه مساحت، دهانه و وتر ریشه کوچکتری دارد. در کل می‌توان بیان کرد که الگوریتم بهینه‌سازی دم افقی کوچکتری را پیشنهاد داده است. دم عمودی طرح بهینه دارای مساحت و

3. Setayandeh, S.M.R. "Application of Multidisciplinary Design Optimization in Unmanned Aerial Vehicle", Msc Seminar, Khaje Nasir University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, 2010. (In Persian)
4. Nguyen, N. "An Efficient Multy-fidelity Approach for the Multi-Disciplinary Aerospace System Design and Optimization", PhD Thesis, Konkuk University, Faculty of Aerospace Engineering, 2011.
5. Cavus, N. "Multidisciplinary and Multi-objective Design Optimization of an Unmanned Combat Aerial Vehicle", Msc thesis, Middle East Technical University, Faculty of Aerospace Engineering, 2009.
6. Caldeira Fouto, A. "Multidisciplinary Optimization Strategies using Evolutionary Algorithms with Application to Aircraft Design", Msc Thesis, University Technical Lisboa, Faculty of Aerospace Engineering, 2009.
7. Azizi, M.A. "Aircraft Design Cycle Time Reduction using Artificial Intelligence", PhD. Thesis, Isfahan University of Technology, Faculty of Mechanical Engineering, 1391. (In Persian)
8. Pan, Y., Huang, J., Li, F., and Yan, C. "Application of Multidisciplinary Design Optimization on Advanced Configuration Aircraft", J. Aero. Tech. Manag, Vol. 9, No. 1, pp. 63-70, 2017.
9. Tianyuan, H., and Xiongqing, Y. "Aerodynamic/Stealthy/ Structural Multidisciplinary Design Optimization of Unmanned Combat Air Vehicle", Chin. J. Aeronaut, Vol. 22, pp. 380-386, 2009.
10. Nguyen, N.V., Choi, S.M., Kim, W.W., Lee, J.W., Kim, S., Neufeld, D., and Byun, Y.H. "Multidisciplinary Unmanned Combat Air Vehicle System Design using Multi-fidelity Model", Aero. Sci. Tech, Vol. 26, No. 1 pp. 200-210, 2013.
11. Roshanian, J., Bataleblu, A.A., Farghadani, M.H., and Ebrahimi, B. "Multi-Objective Multidisciplinary Design Optimization of a General Aviation Aircraft", Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 2, pp. 199-210, 2017. (In Persian)
12. Nguyen, N.V., Neufeld, D., Kim, S., and Lee, J.W. "Multidisciplinary Configuration Design Optimization for Advanced Very Light Aircraft", KSAS. Int. Conf. Seoul, South Korea, 2011.
13. Batill, S.M., Stelmack, M.A., and Yu, X.Q. "Multidisciplinary Design Optimization of an Electric-Powered Unmanned Air Vehicle", Aircraft. Des, Vol. 2, pp. 1-18, 1999.
14. Rajagopal, S., and Ganguli, R. "Multidisciplinary Design Optimization of a UAV Wing using Kriging

در مورد ضریب پسا وابسته به برآ (kC_L^2) نیز کاملاً مشخص است که کاهش وزن برخاست منجر به کاهش وزن فاز سیر می‌شود و طبق رابطه مربوط به ضریب برآ ($C_L = \frac{2W_{cr}}{\rho V^2 S}$) با کاهش وزن این فاز ضریب برآ کاهش می‌یابد. در مورد ضریب پسا وابسته به برآ دومین نکته مربوط به ثابت $k = \frac{1}{\pi A R e}$ است که مشخص است با افزایش نسبت منظری این ثابت کاهش می‌یابد. بنابراین طرح پیشنهادی الگوریتم بهینه‌سازی در جهتی است که ضریب پسا را کاهش دهد.

در مورد وزن برخاست می‌توان گفت که کاهش ضریب پسا فاز سیر منجر به کاهش قابل توجه وزن سوخت می‌شود. از طرفی هندسه پیشنهادی برای دم افقی و بدنه نیز منجر به کاهش وزن این اجزاء برای طرح بهینه نسبت به طرح مینا می‌گردد.

۵- نتیجه گیری

در این مقاله ساختاری برای بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیماهای بی‌سرنشین تدوین شد و جهت اعتبارسنجی آن، هواپیما بی‌سرنشین Predator MQ-1 مورد استفاده قرار گرفت. از نقاط قوت تحقیق انجام شده می‌توان به جامعیت آن (هم از حیث تعداد موضوعات درگیر در طراحی، هم تعداد متغیرهای طراحی در نظر گرفته‌شده و هم تعداد قیود در نظر گرفته‌شده) اشاره نمود. همچنین ارائه یک روش هوشمند بر مبنای منطق فازی جهت انتخاب حل نهایی از میان جبهه پرتو فرانت دومین نقطه قوت این تحقیق است. انجام بررسی‌های مختلف بر روی نتایج بهینه‌سازی نشان‌دهنده کارآمدی ساختار تدوین شده جهت پیدا نمودن طرح بهینه و روش پیشنهادی جهت انتخاب طرح نهایی است.

۶- مراجع

1. Dinc, A. "Optimization of a Turboprop UAV for Maximum Loiter and Specific Power using Genetic Algorithm", Int. J. Turbo. Jet. Eng, Vol. 33, No. 3, pp. 1-9, 2015.
2. Ng, T.T.H. and Leng, G.S.B. "Application of Genetic Algorithms to Conceptual Design of a Micro-Air Vehicle", Eng. Appl. Artif. Intell, Vol. 15, No. 5, pp. 439-445, 2002.

19. Sadraey, M.H., "Aircraft Design: A System Engineering Approach", John Wiley & Sons Publication, New Hampshire, USA, 2013.
20. Schemensky, R.T. "Development of an Empirical Based Computer Program to Predict the Aerodynamic Characteristics of Aircraft- Empirical Methods", Air Force Flight Dynamics Laboratory, Report No.: AD-780100, Texas, USA, 1973.
21. Roskam, J. "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls", Roskam Aviation and Engineering Corporation, Kansas, USA, 1982.
22. Mirzaali, H., Karimi, J., and Shahi-Ashtiani, M.A. "Multi Objective Constrained Optimization of Aerial Robot Mission Profile", Aerospace Mechanics Journal, Vol. 14, No. 4, pp. 91-100, 2017. (In Persian)
23. Kalyanmoy, D., Pratap, A., Agarwal, S., and Meyarivan, T. "A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-2", IEEE. Trans. Evol. Comput, Vol. 6, No. 2, pp. 182-197, 2002.
- based Multi-Objective Genetic Algorithm"; MSDM. Int. Conf. California, USA, 2009.
15. Papageorgion, A. "Development of a Multidisciplinary Design Optimization Framework Applied in UAV Design", Msc Thesis, Linkoping University, Faculty of Management and Engineering, 2015.
16. Morrissey, B.J. "Multidisciplinary Design Optimization of an Extreme Aspect Ratio HALE UAV", Msc Thesis, California Polytechnic State University, Faculty of Aerospace Engineering, 2009.
17. Babaei, A.R., and Setayandeh, S.M.R. "Constrained Optimization of an Commercial Aircraft Wing using Non-dominated Sorting Genetic Algorithm", Int. J. Adv. Des. Manuf. Tech, Vol. 8, No. 4, pp. 51-61, 2015.
18. Anderson, J. "Aircraft Performance and Design", McGraw-Hill Companies, New York, United States 1999.