

# استفاده از الگوریتم بهینه سازی هیبرید ژنتیک و برنامه‌ریزی مربعی ترتیبی برای بهینه‌سازی طراحی یک سامانه پیچیده

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۹/۱۵

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۱۱/۰۷

سید محمد رضا ستاینده

استادیار، گروه مهندسی مکانیک، پردیس شهرضا، دانشگاه اصفهان، ایران. smr.setayandeh@shr.ui.ac.ir

## چکیده

هدف این مقاله نشان دادن قابلیت الگوریتم‌های بهینه‌سازی هیبرید در پیدا کردن طرح بهینه مناسب در مسائل بهینه‌سازی سیستم‌های پیچیده است. لذا در این مقاله بهینه‌سازی طراحی یک هواپیمای بی‌سرنشین به عنوان یک سامانه پیچیده با استفاده از روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی<sup>۱</sup>، الگوریتم ژنتیک<sup>۲</sup> و الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید<sup>۳</sup> ارائه داده شده است. در این تحقیق، الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید از الگوریتم ژنتیک به عنوان بهینه‌ساز کلی و از روش برنامه‌ریزی مربعی ترتیبی<sup>۴</sup> به عنوان بهینه‌ساز محلی استفاده نموده است. مساله بهینه‌سازی این تحقیق یک مساله بهینه‌سازی طراحی چندهدفه است که توابع هدف در نظر گرفته شده در آن کمینه‌سازی وزن برخاست و نیروی پس‌آی فاز سیر می‌باشند. قیود در نظر گرفته شده نیز مربوط به زوایای انحراف سطوح کنترل، پایداری و ویژگی‌های کیفیت پروازی (ضرائب میرایی، فرکانس‌های طبیعی و ثابت‌های زمانی) می‌باشند. مساله بهینه‌سازی طراحی مطرح شده با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید و الگوریتم ژنتیک بطور مجزا حل گردیده و نتایج آنها با یکدیگر مقایسه شده است. اگرچه هر دو طرح قابل قبولند اما نتایج نشان می‌دهند که حل بهینه به دست آمده از الگوریتم هیبرید از نقطه نظر توابع هدف بهتر از حل بهینه به دست آمده از الگوریتم ژنتیک است که این موضوع عملکرد خوب این الگوریتم را برای بهینه‌سازی طراحی سیستم‌های پیچیده نشان می‌دهد.

**واژه‌های کلیدی:** بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، الگوریتم ژنتیک، روش برنامه‌ریزی مربعی ترتیبی، الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید، هواپیمای بی‌سرنشین

## Using genetic hybrid optimization algorithm and sequential quadratic programming for design optimization of a complex system

Seyyed Mohammad Reza Setayandeh

Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Shahreza Campus, University of Isfahan, Iran.

### Abstract

This paper aims to show the capability of hybrid optimization algorithms in finding the proper optimal plan for optimizing complex systems. So design optimization of an unmanned aerial vehicle has been presented as a complicated system by using multidisciplinary design optimization, genetic algorithm, and hybrid optimization algorithm. This study uses a hybrid optimization algorithm from a genetic algorithm as a global optimizer and from sequential quadratic programming as a local optimizer. The optimization problem of this study is a multi-objective design optimization problem in which the considered objective functions are the minimization of takeoff weight and cruise drag force. The considered constraints are related to the deflection of the control surface, stability, and handling quality specifications (damping coefficients, natural frequencies, and time constants). The proposed design optimization problem has been solved by using a hybrid optimization algorithm and genetic algorithm separately, and their results have been compared to each other. Although both optimal designs are acceptable, results show that the optimal design of the hybrid optimization algorithm is better than the optimal design of the genetic algorithm from an objective functions point of view. This issue shows the good performance of a hybrid optimization algorithm for design optimization of complex systems.

**Keywords:** Multidisciplinary design optimization, genetic algorithm, sequential quadratic programming, hybrid optimization algorithm, unmanned aerial vehicle.

۱۴۷

سال ۱۳ - شماره ۱۵  
پیاپی و تابستان ۱۴۰۳  
نشریه علمی  
دانش و فناوری هوا فضا



مربعی ترتیبی برای بهینه‌سازی طراحی یک سامانه پیچیده  
استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید ژنتیک و برنامه‌ریزی

دیدگاه هر موضوع بهترین حل نباشد اما از دیدگاه سیستمی بهترین حل را پیشنهاد می‌دهد. اگرچه این روش دارای ارکان مختلفی است اما یکی از مهمترین ارکان که در دستیابی به حل بهینه موثر می‌باشد، الگوریتم بهینه‌سازی مورد استفاده است.

موضوعات بهینه‌سازی در مسائل واقعی در حوزه‌های مختلف مانند ریاضی، مهندسی و علوم مطرح می‌شوند. الگوریتم‌های بهینه‌سازی که جهت حل مسائل بهینه‌سازی مطرح می‌شوند در حالت کلی به دو دسته تقسیم می‌شوند:

(۱) الگوریتم‌های بهینه‌سازی کلاسیک

(۲) الگوریتم‌های بهینه‌سازی تکاملی

الگوریتم‌های بهینه‌سازی کلاسیک، الگوریتم‌هایی هستند که سرعت و دقت مناسبی دارند اما دارای این عیب می‌باشند که با افزایش پیچیدگی مساله دقت خود را از دست داده و در بهینه محلی گرفتار می‌شوند. لذا از حدود سه دهه قبل، دانشمندان الگوریتم‌های بهینه‌سازی تکاملی از طبیعت الهام گرفته شده مانند الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات<sup>۵</sup> و الگوریتم ژنتیک را ایجاد کرده‌اند. این الگوریتم‌ها در برخورد با مسائل پیچیده کاملاً مفید می‌باشند و در پیدا کردن بهینه سراسری مطمئن عمل می‌کنند اما نسبت به الگوریتم‌های بهینه‌سازی کلاسیک سرعت کمتری دارند [۶]. با افزایش ابعاد مساله و وجود چندین تابع هدف، نیاز به مطرح شدن الگوریتم‌های بهینه‌سازی بهبود یافته مانند الگوریتم‌های بهینه‌سازی انطباقی<sup>۶</sup>، الگوریتم‌های بهینه‌سازی هیبرید و الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه محسوس گردید. از میان الگوریتم‌های مختلف توسعه یافته، الگوریتم‌های بهینه‌سازی هیبرید، بیشترین محبوبیت را دارند [۷]. الگوریتم‌های بهینه‌سازی هیبرید، ترکیبی از دو الگوریتم بهینه‌سازی (تکاملی یا تکاملی یا تکاملی با کلاسیک) می‌باشند تا از مزایای هر دو الگوریتم

هدف اصلی طراحی سیستم‌های هوافضایی آن است تا به نیازهای مشتری پاسخ داده شود. اما امروزه این موضوع به تنهایی کافی نیست بلکه یک سیستم باید تا حد ممکن بهینه باشد. مفهوم بهینه‌سازی به معنای آن است که سیستم بالاترین کارایی و کمترین هزینه را داشته باشد [۱]. امروزه صنایع هوافضایی علاقه‌مندند تا در یک زمان کم و با انجام آنالیزهای جامع و همچنین رویکرد بهینه به یک طرح نهایی در مرحله طراحی مفهومی دسترسی پیدا نمایند. این علاقه با استفاده از روش‌های طراحی کلاسیک قابل دسترسی نیست زیرا این روش‌ها پرهزینه و زمان‌بر می‌باشند و نهایتاً بهینگی طرح نهایی را نیز ضمانت نمی‌کنند. به همین دلیل، هدف صنایع هوافضایی آن است که چهارچوب‌هایی را توسعه دهند تا بتوانند به این علاقه صنایع پاسخ دهند.

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یکی از چهارچوب‌هایی است که در سال ۱۹۸۰ مطرح گردید [۲،۳]. این روش، علاوه بر کاهش زمان طراحی، به دلیل در نظر گرفتن همه موضوعات به شکل همزمان، بهینگی طرح را به دلیل استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی ضمانت می‌کند و می‌تواند پاسخگوی مناسبی به علاقه مورد نظر صنایع باشد [۴،۵]. اگرچه این روش می‌تواند برای اهداف مختلفی، مانند بهینه‌سازی طراحی یک بال یا بهینه‌سازی طراحی یک هواپیما در یک فاز مشخص پروازی، استفاده شود اما اگر همه الزامات طراحی و کل پروفیل پروازی در نظر گرفته شوند، این روش می‌تواند جایگزین مناسبی برای روش‌های طراحی کلاسیک باشند. بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی به مهندسان فرصت پیدا کردن حل بهینه یک سیستم با موضوعات مختلف درگیر با یکدیگر را می‌دهد. شایان ذکر است که یک حل بهینه چندموضوعی ممکن است از



نهایت استفاده برده و از معایب آنها نیز دوری شود. همین موضوع علت محبوبیت این الگوریتم‌های بهینه‌سازی می‌باشد [۸].

در ادامه به بررسی تحقیقات قبلی مرتبط با تمرکز بر الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید و بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی پرداخته شده است. اگرچه کاربرد الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید در مسائل طراحی بسیار کم می‌باشد و این موضوع یکی از نوآوری‌های این تحقیق می‌باشد. ابراهیمی و همکارانش در سال ۲۰۱۲ بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک ماهواره بر را با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید (ترکیب الگوریتم‌های جستجوی خط<sup>۷</sup> و آنیل شبیه‌سازی شده<sup>۸</sup>) انجام داده‌اند. ماژول‌های در نظر گرفته شده پیش‌ران، وزن، آیرودینامیک و شبیه‌سازی مسیر می‌باشند [۱]. رفیق و همکارانش در سال ۲۰۱۱ با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید (ترکیب الگوریتم ژنتیک و آنیل شبیه‌سازی شده) به بهینه‌سازی و طراحی چندموضوعی یک ماهواره بر پرداخته‌اند. در این تحقیق، الگوریتم ژنتیک منطقه حل‌های ممکن را تعیین می‌کند و آنیل شبیه‌سازی شده نیز برای پیدا کردن حل بهینه استفاده شده است [۸]. رئوف و همکاران در سال ۲۰۱۴ به بهینه‌سازی چندهدفه یک ماهواره بر با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات و الگوریتم ژنتیک) پرداخته است [۹]. ناصح و همکارانش در سال ۲۰۲۲ با استفاده از تکنیک‌های مدل جانشین و الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک سیستم حمل و نقل فضائی را مورد بررسی قرار داده‌اند [۱۰]. میلوسزیک و همکارانش در سال ۲۰۱۷ بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیما را مورد مطالعه قرار داده است که خصوصیات پایداری طولی و عرضی به عنوان قیود در نظر گرفته شده‌اند. ماژول آنالیز در نظر گرفته

شده در این تحقیق شامل موضوعات آیرودینامیک، سازه و پایداری دینامیکی می‌باشند [۱۱]. ستاینده و همکارانش در سال ۲۰۲۱ یک روش جدید برای مساله بهینه‌سازی چندهدفه ارائه داده‌اند و برای اعتبارسنجی آن، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیمای بی‌سرنشین را مورد بررسی قرار داده‌اند [۱۲]. بارسناس و همکارانش در سال ۲۰۲۲ آنالیز چندموضوعی و بهینه‌سازی یک هواپیمای بی‌سرنشین میکرو را با در نظر گرفتن تنها سه فاز پروازی اوجگیری، سیر و کاهش ارتفاع انجام داده‌اند [۱۳].

با بررسی مطالعات قبلی، مشخص گردید که الگوریتم‌های بهینه‌سازی هیبرید به عنوان یک الگوریتم بهبود یافته در مسائل بهینه‌سازی طراحی هواپیماهای بی‌سرنشین استفاده‌ای نشده است. لذا دو هدف در این تحقیق گذاشته شده است. هدف اول، استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی هیبرید و استفاده از مزایای آنها در یک مساله بهینه‌سازی پیچیده و با ابعاد بزرگ و هدف دوم ایجاد یک چارچوب برای بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی هواپیماهای بی‌سرنشین می‌باشند. به شکل خلاصه نقاط قوت این مقاله را می‌توان به شکل زیر بیان کرد:

- استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید در مساله بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیمای بی‌سرنشین به عنوان یک سامانه پیچیده
  - جامعیت مناسب ماژول آنالیز چندموضوعی (از نقطه نظر تعداد موضوعات)
  - در نظر گرفتن کل پروفیل پروازی در آنالیز چندموضوعی
- در ادامه یک هواپیمای بی‌سرنشین تاکتیکی برای نشان دادن قابلیت این چارچوب طراحی شده است. توابع هدف در نظر گرفته شده در این تحقیق کمینه‌سازی وزن برخاست و نیروی پسا فاز سیر می‌باشند که الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید



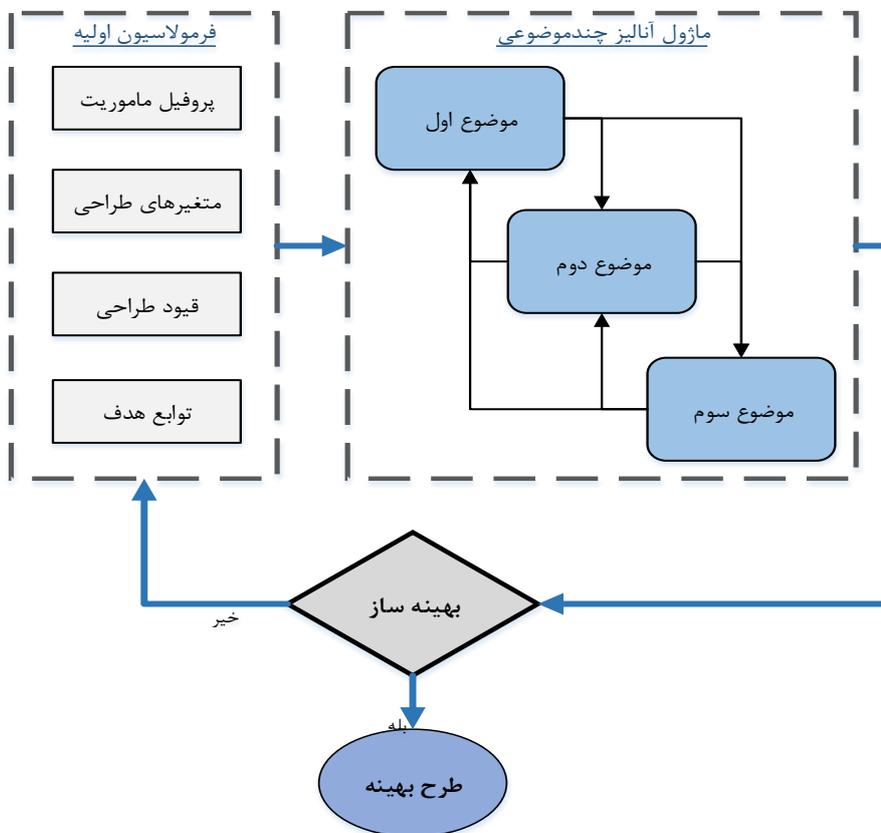
برای بهینه‌سازی آنها استفاده شده است. الگوریتم هیبرید استفاده شده از مزیت‌های الگوریتم برنامه‌ریزی مربعی ترتیبی و الگوریتم ژنتیک استفاده می‌نماید.

سازماندهی این مقاله به شکل زیر می‌باشند. بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیمای بی‌سرنشین در بخش ۲ ارائه شده است. در بخش ۳، نتایج محاسباتی بیان شده‌اند و نهایتاً نتیجه‌گیری در بخش ۴ بیان شده است.

## ۲. بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیمای بی‌سرنشین

چارچوب توسعه داده شده در این تحقیق در شکل ۱ نشان داده شده است. با توجه به این شکل مشخص است که در ابتدا طراح باید در بخش فرمولاسیون اولیه، مشخصات ماموریت در

نظر گرفته شده، قیود موجود بر اساس الزامات طراحی یا تجربه خویش، متغیرهای طراحی و محدوده‌های عددی آنها و توابع هدفی که مد نظر دارد را تعیین نماید. همچنین لازم است بر اساس تجربه و ماموریت در نظر گرفته شده نیز، مهمترین موضوعات درگیر در فرآیند طراحی را تعیین و سپس مدلسازی آنها را انجام دهد تا ماژول آنالیز چندموضوعی بگونه‌ای ایجاد گردد که قیود و توابع هدف در نظر گرفته شده به عنوان خروجی این ماژول به بهینه‌ساز وارد شوند. وظیفه بهینه‌ساز تغییر در متغیرهای طراحی است بگونه‌ای که بهترین توابع هدف با رعایت قیود حاصل گردد. بهینه‌ساز می‌تواند بر حسب پیچیدگی مساله از نوع کلاسیک، تکاملی و یا هیبرید انتخاب شوند. اطلاعات بیشتر پیرامون این چارچوب در ادامه بیان شده است.



شکل ۱. فلوچارت چارچوب بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی

هدف این تحقیق بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیمای بی‌سرنشین با مداومت پروازی ۱/۵ ساعت، وزن بار ۶۰ کیلوگرم، ارتفاع سیر ۱۲۰۰۰ متر و سرعت سیر ۲۴۰ متر بر ثانیه می‌باشد. پروفیل پروازی در نظر گرفته شده نیز شامل فازهای پروازی زیر می‌باشند: برخاست، اوجگیری، سیر، پول‌آپ، پول‌دان، گردش، کاهش ارتفاع و فرود.

## ۲-۲. توابع هدف

متخصصان صنعت هوافضا می‌توانند شاخص‌های عملکردی مختلفی را برای بهینه‌سازی طراحی در نظر بگیرند. وزن برخاست، برد پروازی، نیروی پسا و غیره نمونه‌هایی از این شاخص‌ها می‌باشند [۱،۵]. در این تحقیق، کمینه‌سازی وزن برخاست و نیروی پسای فاز سیر به عنوان توابع هدف در نظر گرفته شده‌اند. بنابراین، بیان ریاضی این مساله به شکل زیر می‌باشد.

$$\min. W_{TO} \text{ \& } D_{cr} \quad (1)$$

$$s. t. G_i(x) \quad i = 1, 2, \dots$$

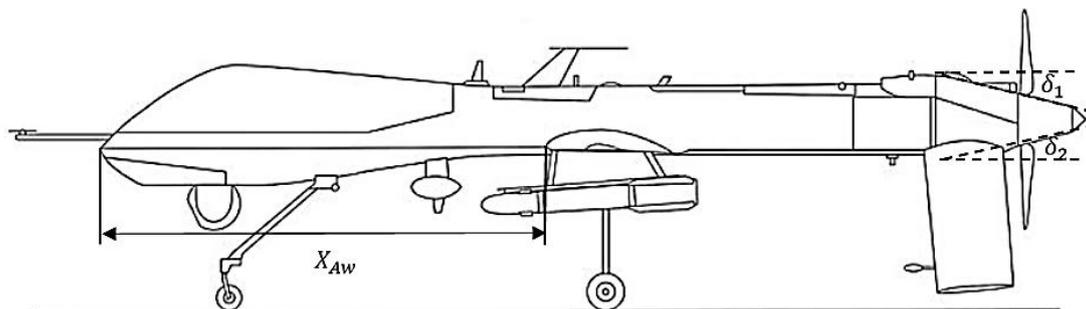
شایان ذکر است که در این تحقیق از ساختار AAO<sup>۹</sup> استفاده شده است. در این ساختار معادلات غیرخطی به شکل همزمان و بدون تکرارهای داخلی حل می‌شوند. مراجع زیادی ساختارهای روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی را با جزئیات کامل بیان نموده‌اند [۱۴،۱۵]. به دلیل آنکه مساله در نظر گرفته شده یک مساله بهینه‌سازی چندهدفه مقید است از روش‌های مجموع وزنی<sup>۱۰</sup> و تابع جریمه<sup>۱۱</sup> برای پیاده‌سازی آن استفاده شده است.

متغیرهای طراحی، به عنوان خروجی بهینه‌سازی، پارامترهایی می‌باشند که طرح بهینه را توصیف می‌نمایند. این پارامترها رابطه بین بهینه‌سازی و ماژول آنالیز چندموضوعی می‌باشند. اگرچه می‌توان متغیرهای طراحی بسیاری را در فرآیند طراحی یک هواپیمای در نظر گرفت اما باید به این نکته توجه داشت که متغیرهای طراحی باید تاثیر قابل توجهی بر توابع هدف و قیود داشته باشد. جدول ۱ متغیرهای طراحی در نظر گرفته شده را همراه با محدوده‌های آنها بیان می‌کند. متغیرهای طراحی در نظر گرفته شده واضح می‌باشند اما شکل ۲ برخی از متغیرهای طراحی را به شکل گرافیکی برای درک بهتر نشان می‌دهد.

جدول ۱. متغیرهای طراحی

حد بالایی	حد پایینی	متغیرهای طراحی
۱/۸	۰/۸	$S_w(m^2)$
۳۵	۱۵	$\Lambda_{LE}(deg)$
۵/۵	۳/۵	AR
۰/۸	۰/۴	$\lambda$
۲/۳	۱/۹	$X_{A_w}(m)$
۰	-۳	$\epsilon(deg)$
۰/۴	۰/۲	$S_{ht}(m^2)$
۳۰	۱۵	$\Lambda_{LEht}(deg)$
۵/۵	۳/۵	AR <sub>ht</sub>
۰/۶	۰/۲	$\lambda_{ht}$
۰	-۳	$i_H(deg)$
۰/۳	۰/۱	$S_{vt}(m^2)$
۴۵	۲۵	$\Lambda_{LEvt}(deg)$
۰/۶	۰/۲	$\lambda_{vt}$
۲	۰/۵	AR <sub>vt</sub>
۱۵	۵	$\delta_1(deg)$
۱۵	۵	$\delta_2(deg)$





شکل ۲. تعریف متغیرهای  $X_{Aw}$  و  $\delta_1$  و  $\delta_2$

ادامه جزئیات مربوط به هر ماژول بیان شده است.

جدول ۲. قیود طراحی در نظر گرفته شده

محدوده قیود	قیود طراحی
$-3 \leq \alpha_{cr} \leq 3$	$\alpha_{cr}$ (deg)
$-3 \leq \delta_{E_{cr}} \leq 3$	$\delta_{E_{cr}}$ (deg)
$0 \leq \alpha_{tu} \leq 8$	$\alpha_{tu}$ (deg)
$0 \leq \alpha_{pu} \leq 8$	$\alpha_{pu}$ (deg)
$0 \leq \alpha_{pd} \leq 8$	$\alpha_{pd}$ (deg)
$-4 \leq \beta_{tu} \leq 4$	$\beta_{tu}$ (deg)
$-15 \leq \delta_{E_{tu}} \leq 15$	$\delta_{E_{tu}}$ (deg)
$-15 \leq \delta_{E_{pu}} \leq 15$	$\delta_{E_{pu}}$ (deg)
$-15 \leq \delta_{E_{pd}} \leq 15$	$\delta_{E_{pd}}$ (deg)
$-8 \leq \delta_{A_{tu}} \leq 8$	$\delta_{A_{tu}}$ (deg)
$-8 \leq \delta_{R_{tu}} \leq 8$	$\delta_{R_{tu}}$ (deg)
$0.03 \leq SM \leq 0.06$	min(SM)
$\min(\omega_{sp}) \geq 0.5$	$\min(\omega_{sp}) \left(\frac{\text{rad}}{\text{s}}\right)$
$0.2 \leq \min(\xi_{sp}) \leq 0.6$	min( $\xi_{sp}$ )
$0.05 \leq \min(\omega_{ph}) \leq 1$	$\min(\omega_{ph}) \left(\frac{\text{rad}}{\text{s}}\right)$
$0.05 \leq \min(\xi_{ph}) \leq 0.4$	min( $\xi_{ph}$ )
$\min(\omega_{DR}) \geq 1$	$\min(\omega_{DR}) \left(\frac{\text{rad}}{\text{s}}\right)$
$0.05 \leq \min(\xi_{DR}) \leq 0.6$	min( $\xi_{DR}$ )
$\max(T_{spiral}) \geq 1$	max( $T_{spiral}$ )(s)
$0 \leq \max(T_{roll}) \leq 1$	max( $T_{roll}$ )(s)

## ۴-۲. قیود طراحی

قیود طراحی پارامترهایی می‌باشند که فضای مجاز طراحی را تعیین می‌نمایند. معیارهای مختلفی مانند خصوصیات آیرودینامیکی، جرمی و پایداری می‌توانند به عنوان قیود مساله در نظر گرفته شوند. جدول ۲ قیود طراحی در نظر گرفته شده را بیان می‌کند. همانگونه که مشخص است قیود انتخابی مربوط به تریم، پایداری و الزامات مربوط به کیفیت‌های پروازی می‌باشند. با توجه به این پارامترها، واضح است که این قیود وابسته به یک فاز پروازی مشخص نمی‌باشند بلکه می‌توانند در هر یک از فازهای پروفیل پروازی قرار گیرند.

در این ماژول، موضوعات مختلف مدل شده-اند تا فرآیند آنالیز آنها به شکل همزمان انجام شود. توابع هدف و قیود دو خروجی مهم این ماژول می‌باشند. علاوه بر آنها، دیگر خصوصیات هواپیمای بی‌سرنشین مانند پارامترهای هندسی، خصوصیات جرمی، آیرودینامیکی و عملکردی از خروجی‌های این ماژول می‌باشند. در این تحقیق، موضوعات عملکرد، وزن، آیرودینامیک، مرکز جرم و ممان اینرسی، تریم و پایداری در این ماژول در نظر گرفته شده‌اند. جهت درک فرآیند موجود و ارتباطات بین ماژول‌های مختلف در نظر گرفته شده، شکل ۳ ماتریس ساختار طراحی را نشان می‌دهد. در

عملکرد	وزن سوخت	پروفیل سرعت	وزن سوخت	پروفیل سرعت	پروفیل سرعت
	<b>وزن</b>		وزن اجزاء مختلف، وزن سوخت		
ضریب پسا برآصفر، ضریب برآ ماکزیمم		<b>آیرو دینامیک</b>		مشتمات پایداری و کنترل	مشتمات پایداری و کنترل
			<b>مرکز جرم و ممان اینرسی</b>	ممان‌های اینرسی	ممان‌های اینرسی
		زوایای سطوح کنترل		<b>تربیم</b>	
					<b>پایداری</b>

شکل ۳. ماتریس ساختار طراحی تدوین شده

$$W_{ht} = S_{ht} \cdot \bar{C}_{ht} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{max_{ht}} \cdot \rho_{mat} \cdot K_{\rho_{ht}}$$

۵-۲-۱. ماژول عملکرد

جدول ۳. خروجی‌های عملکردی هر فاز پروازی

خروجی	فاز پروازی
سرعت استال، سرعت برخاست، تراست مورد نیاز، وزن سوخت مصرف شده	برخاست
سرعت استال، سرعت اوجگیری، تراست مورد نیاز، وزن سوخت مصرف شده، زاویه اوجگیری و تغییرات آن، نرخ اوجگیری	اوجگیری
سرعت استال، تراست مورد نیاز، وزن سوخت مصرف شده، برد و مداومت پروازی	سیر
سرعت استال، سرعت گردش، تراست مورد نیاز، وزن سوخت مصرف شده، شعاع گردش	گردش
سرعت استال، سرعت مانور، تراست مورد نیاز، وزن سوخت مصرف شده، شعاع مانور	پول آپ و پول دان
سرعت استال، سرعت کاهش ارتفاع، تراست فاز پروازی، وزن سوخت مصرف شده، زاویه کاهش ارتفاع و تغییرات آن	کاهش ارتفاع
سرعت استال، سرعت نشست، زاویه نشست، مسافت نشست	نشست

هدف این ماژول محاسبه پارامترهای عملکردی هواپیمای بی‌سرنشین در کل پروفیل پروازی است. از مهم‌ترین خروجی‌های این ماژول، وزن سوخت مورد نیاز، تراست موتور، پروفیل سرعت و مسافت نشست است. شایان ذکر است که از روابط مرجع [۱۶] جهت مدلسازی استفاده شده است که به دلیل حجم بالای این روابط از ارائه آنها خودداری شده است. در جدول ۳ مهم‌ترین خروجی‌های این ماژول به تفکیک برای هر فازی ارائه شده است.

۵-۲-۲. ماژول وزن

در این ماژول وزن بخش‌های مختلف هواپیما در ابتدا محاسبه و سپس با احتساب وزن سوخت محاسبه شده از ماژول عملکرد، وزن خالی و وزن برخاست محاسبه می‌شود. جهت مدلسازی این ماژول از روابط مرجع [۱۷] استفاده شده که در ادامه بیان شده است.

$$W_w = S \cdot \bar{C} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{max} \cdot \rho_{mat} \cdot K_{\rho} \left(\frac{AR \cdot n_{ult}}{\cos \frac{\Delta c}{4}}\right)^{0.6} \cdot \lambda^{0.04} \cdot g \quad (2)$$

$$(X, Y, Z)_{CG} = \frac{\sum [W_w(x, y, z)_{cgw} + W_{ht}(x, y, z)_{cght} + \dots]}{\sum_{i=1}^n W_i} \quad (10)$$

برای محاسبه ممان اینرسی نیز ابتدا هر جزء هواپیما با یک شکل هندسی معادلسازی شده و سپس بر اساس روابط موجود ممان اینرسی آنها از رابطه زیر برای محاسبه ممان‌های اینرسی استفاده گردیده است.

$$I_{xx} = I_{xxw} + I_{xxht} + I_{xxvt} + \dots \quad (11)$$

جدول ۴ نیز شکل معادل هر جزء هواپیما را بیان کرده است.

جدول ۴. اشکال هندسی معادل در نظر گرفته شده

برای هر جزء هواپیما

اجزاء هواپیما	شکل هندسی در نظر گرفته شده
بدنه	ترکیبی از استوانه و مخروط
بال، دم افقی و عمودی	مکعب مستطیل
موتور	استوانه تو پر
ارابه فرود	دیسک
تانک سوخت	استوانه جدار نازک
زیرسیستم‌ها، سیستم سوخت و محموله	نقطه جرم

#### ۲-۵-۵. ماژول تریم

محاسبه زوایای انحراف مورد نیاز سطوح کنترل جهت پرواز متعادل، هدف این ماژول است. از روابط مرجع [۲۰] برای مدلسازی آن بهره گرفته شده است.

#### ۲-۵-۶. ماژول پایداری

هدف از این ماژول، محاسبه خصوصیات پایداری دینامیکی شامل ضرائب میرائی، فرکانس‌ها و ثابت زمانی است که از مرجع [۲۰] جهت این محاسبه استفاده شده است. با حل معادلات مشخصه طولی و عرضی-سمتی برای

$$\left( \frac{AR_{ht}}{\cos \Lambda_{c_{4ht}}} \right)^{0.6} \cdot \lambda_{ht}^{0.04} \cdot \bar{V}_{ht}^{0.3} \cdot \left( \frac{C_e}{C_T} \right)^{0.4} g \quad (3)$$

$$W_{vt} = S_{vt} \cdot \bar{C}_{vt} \cdot \left( \frac{t}{c} \right)_{maxvt} \cdot \rho_{mat} \cdot K_{\rho vt} \left( \frac{AR_{vt}}{\cos \Lambda_{c_{4vt}}} \right)^{0.6} \cdot \lambda_{vt}^{0.04} \cdot \bar{V}_{vt}^{0.2} \cdot \left( \frac{C_r}{C_v} \right)^{0.4} g \quad (4)$$

$$W_f = l_f \cdot d_f^2 \cdot \rho_{mat} \cdot K_{\rho f} \cdot n_{ult}^{0.25} \cdot K_{inlet} \cdot g \quad (5)$$

$$W_{FS} = K_{fs} \cdot \left( \frac{W_{fuel}}{\rho_f} \right)^{n_{fs}} \quad (7)$$

$$W_{LG} = K_L \cdot K_{ret} \cdot K_{LG} \cdot W_L \cdot \left( \frac{H_{LG}}{b} \right) n_{ult}^{0.2} \quad (8)$$

$$W_{Engine_{ins}} = K_E \cdot N_E \cdot (W_E)^{0.9} \quad (9)$$

#### ۲-۵-۳. ماژول آیرودینامیک

محاسبه برآ و پسا و همچنین مشتقات پایداری و کنترل هواپیما در کل پروفیل پروازی هدف این ماژول است که از مراجع [۱۷، ۱۸] جهت مدلسازی این ماژول استفاده شده است. از آنجائی که روابط استفاده شده بسیار زیاد است، از ارائه آنها خودداری می‌گردد.

#### ۲-۵-۴. ماژول مرکز جرم و ممان اینرسی

هدف از مدلسازی این ماژول محاسبه مختصات مرکز جرم هواپیما و ممان‌های اینرسی آن در کل پروفیل پروازی است که از مراجع [۱۷] و [۲۰] برای مدلسازی آن استفاده شده است. جهت محاسبه مرکز جرم، ابتدا مختصات مرکز جرم کلیه اجزاء محاسبه شده و سپس از رابطه زیر جهت محاسبه مرکز جرم هواپیما استفاده شده است.



هر فاز پروازی می‌توان به خواسته‌های مورد نظر دست یافت.

### ۳. فرآیند بهینه‌سازی

همانگونه که بیان شده الگوریتم‌های بهینه‌سازی به دو دسته تقسیم می‌شوند:

(۱) الگوریتم‌های کلاسیک

(۲) الگوریتم‌های تکاملی.

الگوریتم‌های کلاسیک اگر مساله بهینه‌سازی ساده باشد، به آسانی بهینه‌سازی را پیدا می‌کنند. اما در دنیای واقعی اغلب مسائل بهینه‌سازی پیچیده، غیرخطی و غیرمحدب می‌باشند که این موضوع عملکرد الگوریتم‌های کلاسیک را تحت تاثیر قرار می‌دهد و باعث می‌شود که این الگوریتم‌ها بهینه محلی را بجای سراسری پیدا نمایند. شایان ذکر است که عملکرد این الگوریتم‌ها به شدت به نقاط اولیه وابسته است و اگر آنها بخوبی انتخاب شوند، عملکرد این الگوریتم‌ها افزایش می‌یابد و بالعکس. دقت و سرعت مناسب از مزایای این الگوریتم‌ها می‌باشند [۲۱-۲۳].

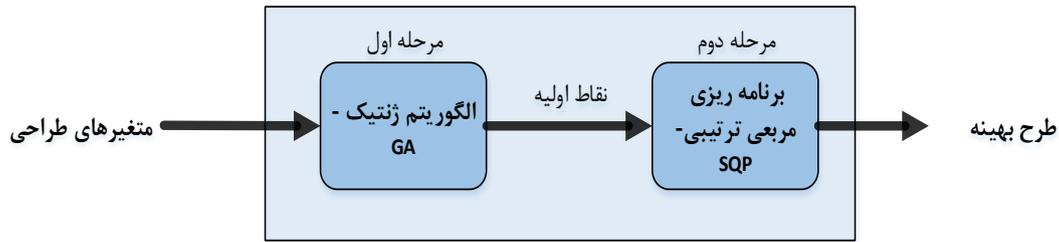
الگوریتم‌های بهینه‌سازی تکاملی برای مسائل پیچیده و چند بعدی مناسب می‌باشند. این الگوریتم‌ها با ایجاد یک جمعیت اولیه و استفاده از عملگرهای تکاملی به عنوان الگویی برای حل مساله، نهایتاً حل بهینه سراسری را پیدا می‌نمایند. پیدا کردن حل سراسری برای مسائل پیچیده و مقاومت مناسب به داده‌های نویزی از مزایای این الگوریتم‌ها می‌باشند [۲۴، ۲۵]. یکی از معایب این الگوریتم‌ها آن است که دقیق نمی‌باشند و اگر پارامترهای الگوریتم بخوبی اصلاح نشوند، فرآیند حل بهینه بخوبی پیش نخواهد رفت.

همانگونه که بیان شد الگوریتم‌های بهینه‌سازی هیبرید الگوریتم‌هایی می‌باشند که از

دو الگوریتم بهینه‌سازی بهره می‌برند و هدف از استفاده آنها بهره‌گیری از مزایا و رفع عیب الگوریتم‌های بهینه‌سازی استفاده شده است. لذا انتخاب این دو الگوریتم بگونه‌ای که با هم همپوشانی داشته باشند، بسیار مهم است. در این الگوریتم‌ها یک الگوریتم نقش بهینه‌سازی سراسری و دیگری نقش بهینه‌سازی محلی را دارند و به همین علت به شدت برای مسائل بهینه‌سازی پیچیده و با فضای طراحی بزرگ مناسب می‌باشند. اگرچه الگوریتم ژنتیک، یک الگوریتم کارآمد و شناخته شده است و در جستجوی عمقی تخصص دارد اما دارای این نقص است که محدود به یک منطقه می‌باشد لذا بهتر است با یک الگوریتم دیگر ترکیب شود. از آنجائی که الگوریتم‌های بهینه‌سازی کلاسیک در یک ابعاد کوچک و با داشتن یک نقطه شروع مناسب بهترین عملکرد را دارند، لذا از یک الگوریتم بهینه‌سازی کلاسیک برای برطرف کردن عیوب الگوریتم ژنتیک استفاده شده است [۲۶].

در این تحقیق، یک الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید با استفاده از ترکیب الگوریتم ژنتیک و روش برنامه‌ریزی مربعی ترتیبی ایجاد شده است. در مرحله اول، الگوریتم ژنتیک به عنوان الگوریتم بهینه‌سازی سراسری استفاده می‌شود و در مرحله دوم، حل‌های بهینه به دست آمده به عنوان نقاط اولیه به روش برنامه‌ریزی مربعی ترتیبی فرستاده می‌شوند. این فرآیند در شکل ۴ نشان داده شده است. این استراتژی پیدا کردن حل‌های بهتر را به دلیل انتخاب نقاط اولیه مناسب (خروجی الگوریتم ژنتیک) و دقت بالای روش برنامه‌ریزی مربعی ترتیبی، قادر می‌سازد. جدول ۴ پارامترهای در نظر گرفته برای الگوریتم ژنتیک را نشان می‌دهد.





شکل ۴. الگوریتم بهینه سازی هیبرید

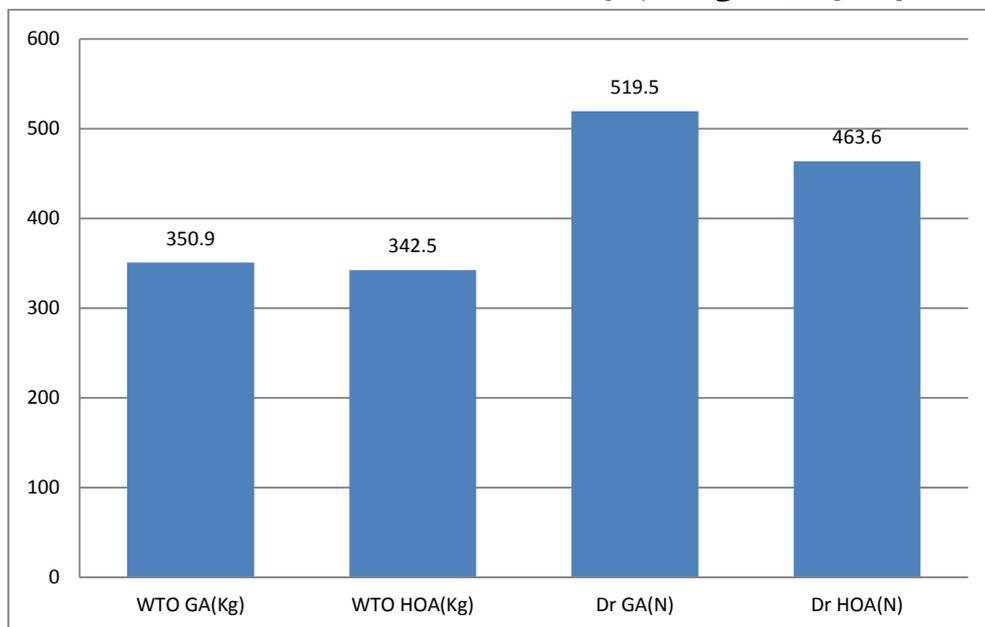
نتایج به دست آمده از بهینه‌سازی طراحی در ادامه بیان شده است. مساله بهینه‌سازی طراحی در نظر گرفته شده برای اعتبارسنجی نتایج به دست آمده، مجدداً با استفاده از الگوریتم ژنتیک به تنهایی طراحی گردید. نتایج بیانگر عملکرد قابل قبول الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید می‌باشد. شکل ۵ و جداول ۵ و ۶ به ترتیب توابع هدف، متغیرها و قیود طراحی برای هر دو بهینه‌سازی طراحی انجام گرفته شده را بیان می‌کنند.

جدول ۴. پارامترهای الگوریتم ژنتیک

پارامتر	مقدار
نسل	۵۰
اندازه جمعیت	۸۰
نرخ جهش	۰/۱
نرخ انتخاب	۰/۵

#### ۴. نتایج بهینه‌سازی

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیمای بی‌سرنشین با استفاده از چارچوب توصیف شده در بخش‌های قبلی انجام گرفت.



شکل ۵. مقادیر توابع هدف

جدول ۵. متغیرهای طراحی طرح‌های بهینه

متغیرهای طراحی	GA	HOA
$S_w(m^2)$	۱/۰۱	۰/۹۸
$\Lambda_{LE}(deg)$	۱۷/۲	۲۰/۶
AR	۴/۷	۳/۸۵
$\lambda$	۰/۵۷	۰/۴۴
$a_{b_A}$	۰/۲۱	۰/۱۶
$a_{y_{outA}}$	۰/۲۷	۰/۲۸
$X_{A_w}(m)$	۲/۱۱	۲/۰۶
$\varepsilon(deg)$	-۰/۷۴	-۰/۵۳
$S_{ht}(m^2)$	۰/۲۶	۰/۲۵
$\Lambda_{LE_{ht}}(deg)$	۱۹/۵	۱۶/۶
AR <sub>ht</sub>	۳/۹۳	۳/۷۱
$\lambda_{ht}$	۰/۳۷	۰/۲۲
$i_H(deg)$	-۰/۲۶	-۲/۵
$S_{vt}(m^2)$	۰/۲۹	۰/۱۶
$\Lambda_{LE_{vt}}(deg)$	۴۳/۵	۳۴/۴
$\lambda_{vt}$	۰/۳۹	۰/۲۷
AR <sub>vt</sub>	۱/۹۴	۱/۰۴
$\delta_1(deg)$	۹/۲	۹/۷
$\delta_2(deg)$	۹/۲	۹/۲

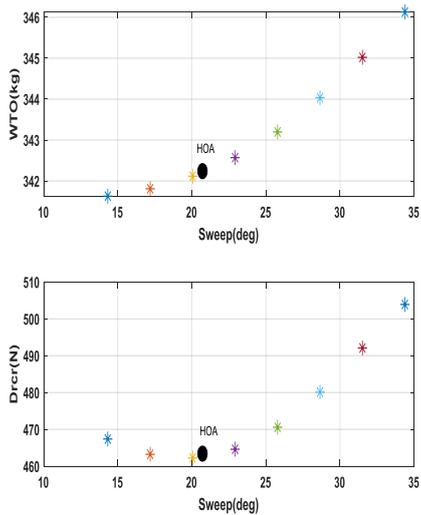
هیبرید طرح بهینه مناسبی را پیشنهاد داده است یا خیر. با توجه به نمودارهای فراوان این بررسی (توابع هدف و قیود) تنها نمودارهای مربوط به تغییرات توابع هدف در این تحقیق آورده شده‌اند تا به شکل آسان‌تری تجزیه و تحلیل انجام شود.

جدول ۶. قیود طرح‌های بهینه

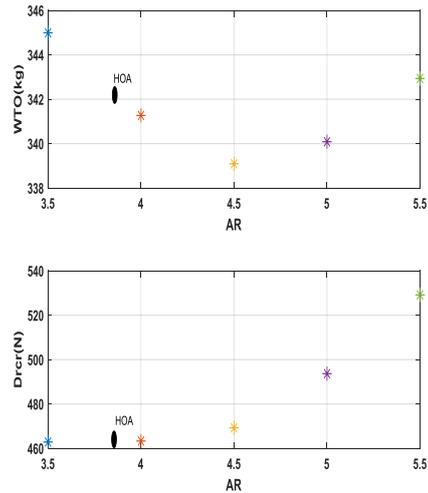
قیود	GA	HOA
$\alpha_{cr}(deg)$	۱/۷۸	۲/۱
$\delta_{E_{cr}}(deg)$	-۲/۷	۱/۱۳
$\alpha_{tu}(deg)$	۴/۴	۵/۴
$\alpha_{pu}(deg)$	۶/۳	۷/۵
$\alpha_{pd}(deg)$	۶/۳	۷/۵
$\beta_{tu}(deg)$	۰/۱۱	۰/۱۳
$\delta_{E_{tu}}(deg)$	-۲/۶	۱
$\delta_{E_{pu}}(deg)$	-۳/۲	-۰/۱
$\delta_{E_{pd}}(deg)$	-۳/۲	-۰/۱
$\delta_{A_{tu}}(deg)$	-۳/۶	-۲/۴
$\delta_{R_{tu}}(deg)$	۰/۴۲	۱/۰۹
min(SM)	۰/۰۳۲	۰/۰۶
$\min(\omega_{sp})(\frac{rad}{s})$	۰/۵۸	۰/۶۶
min( $\xi_{sp}$ )	۰/۳	۰/۲۲
$\min(\omega_{ph})(\frac{rad}{s})$	۰/۰۷۳	۰/۰۷۵
min( $\xi_{ph}$ )	۰/۰۷	۰/۰۵۵
$\min(\omega_{DR})(\frac{rad}{s})$	۲/۰۸	۱/۰۴
min( $\xi_{DR}$ )	۰/۰۴۵	۰/۰۴
max( $T_{spiral}$ )(s)	۶	۲۱/۳
max( $T_{roll}$ )(s)	۰/۶	۰/۹

همانگونه که مشخص است، الگوریتم هیبرید طرح بهینه‌تری را نسبت به الگوریتم ژنتیک ارائه داده است. وزن برخاست و نیروی پسا فاز سیر طرح ناشی از الگوریتم هیبرید نسبت به طرح ناشی از الگوریتم ژنتیک به ترتیب ۲/۵٪ و ۱۲/۱٪ کاهش یافته است که بسیار قابل توجه و ارزشمند است. جهت بررسی اعتبار نتایج به دست آمده از الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید آنالیز حساسیتی بر روی متغیرهای طراحی در نظر گرفته شده انجام شده است. در این آنالیز هر کدام از متغیرهای طراحی طرح هیبرید به نوبت در بازه در نظر گرفته شده آنها تغییر می‌کنند و بقیه متغیرهای طرح بهینه ثابت نگه داشته می‌شوند تا بررسی گردد که الگوریتم بهینه‌سازی

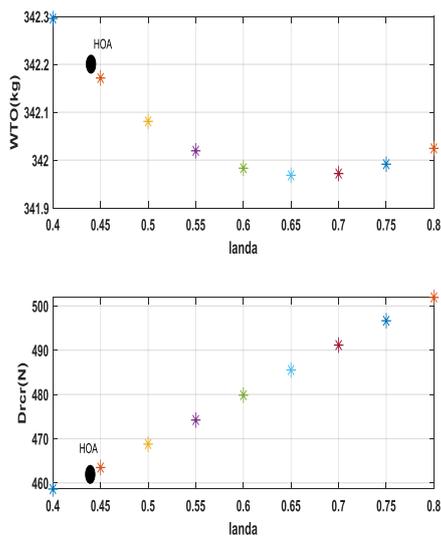




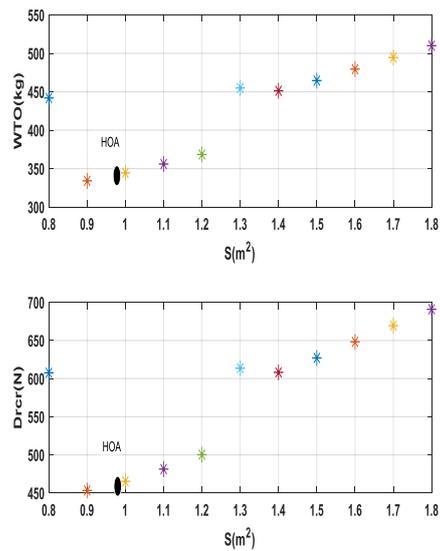
شکل ۸. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات زاویه سوئیچ بال



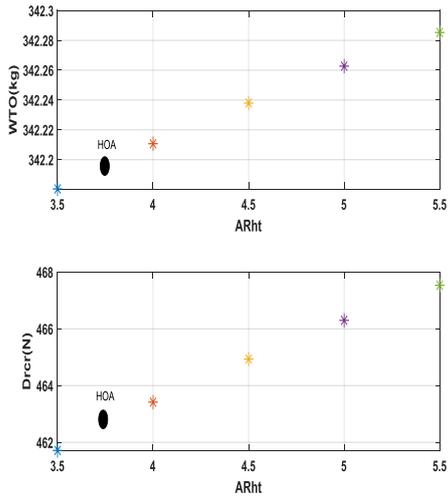
شکل ۶. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات نسبت منظری



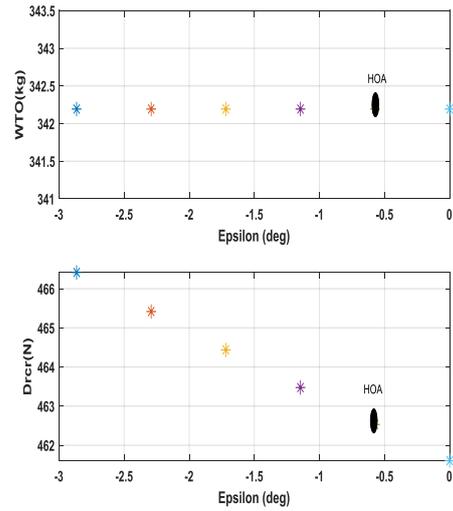
شکل ۹. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات نسبت باریک‌شوندگی بال



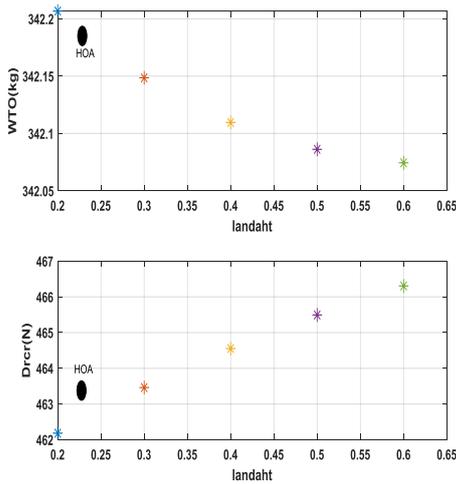
شکل ۷. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات مساحت بال



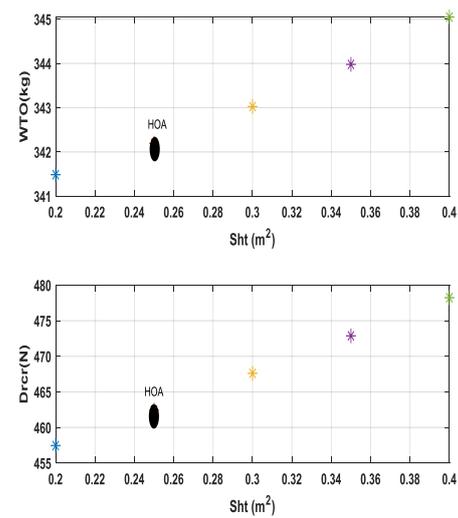
شکل ۱۲. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات نسبت منطری دم افقی



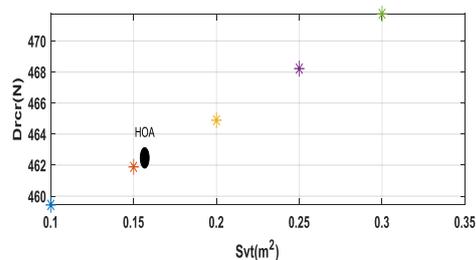
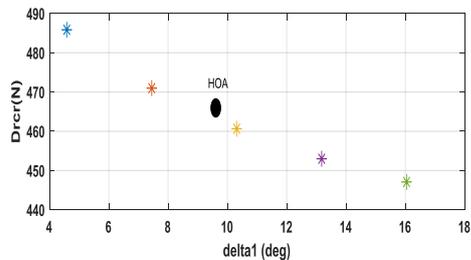
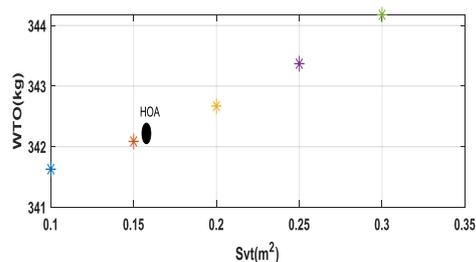
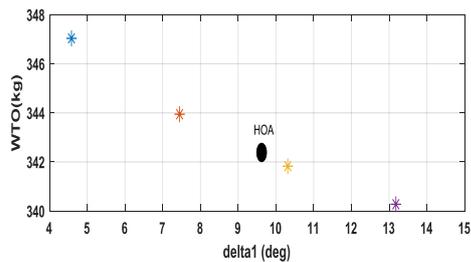
شکل ۱۰. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات زوایه پیچش بال



شکل ۱۳. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات نسبت باریک شونگی دم افقی

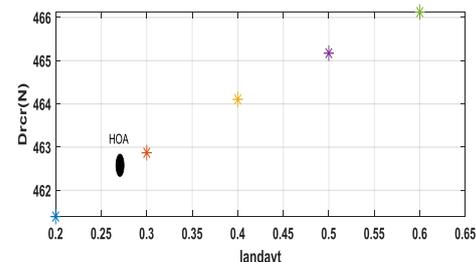
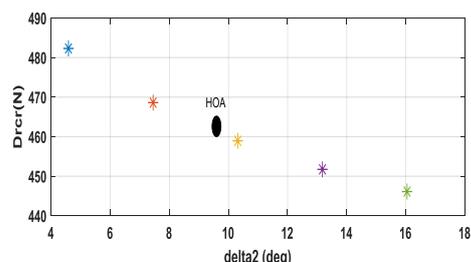
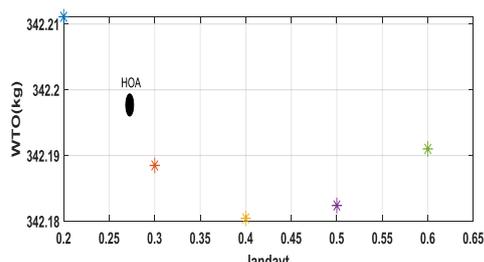
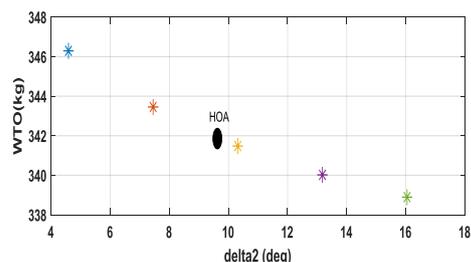


شکل ۱۱. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات مساحت دم افقی



شکل ۱۶. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات اولین زاویه قسمت انتهائی بدنه

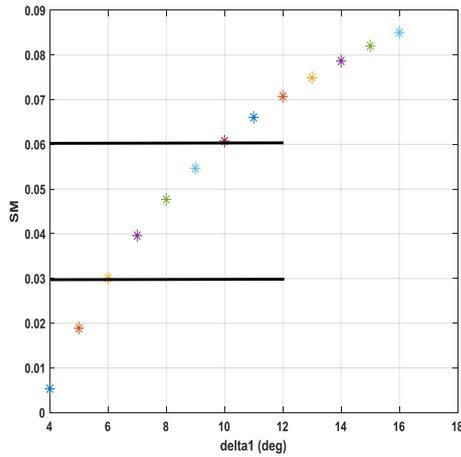
شکل ۱۴. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات مساحت دم عمودی



شکل ۱۷. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات دومین زاویه قسمت انتهائی بدنه

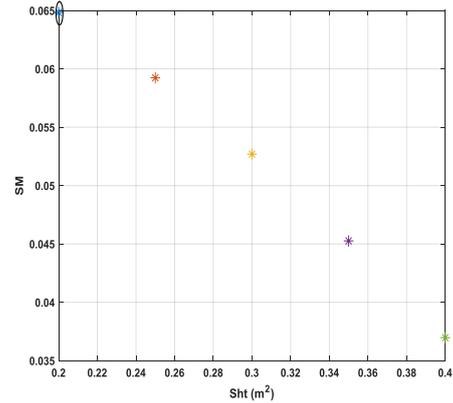
شکل ۱۵. تغییرات توابع هدف طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات نسبت باریک شونده دم عمودی



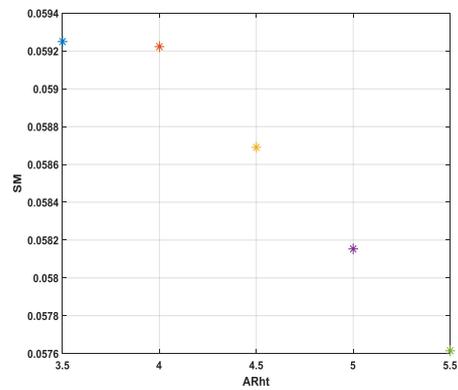


شکل ۲۱. تغییرات قید حاشیه پایداری طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات اولین زاویه قسمت انتهائی بدنه

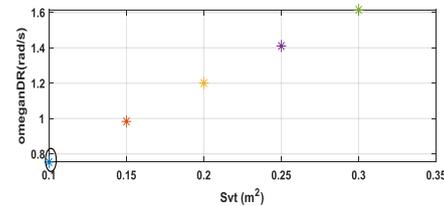
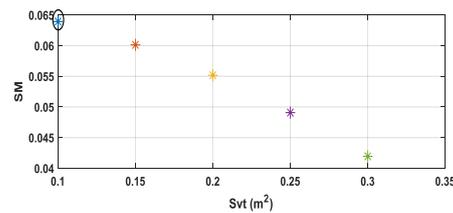
شایان ذکر است که نمودار برخی از متغیرهای طراحی به علت عدم تاثیر چشمگیر بر توابع هدف آورده نشده است. این متغیرها بر قیود تاثیرگذارند. شکل ۵ نشان می‌دهد که با توجه به روند متضاد توابع هدف در نظر گرفته شده با نسبت منظری بال، الگوریتم هیبرید بهترین عدد را برای نسبت منظری پیدا کرده است. شکل ۷ نشان می‌دهد که در بازه‌های پایین مساحت بال، توابع هدف مقادیر مناسبی دارند و لذا انتخاب مناسبی برای مساحت بال از طرف الگوریتم هیبرید انجام شده است. همانگونه که مشخص است علت آنکه کوچکترین عدد بازه توسط الگوریتم انتخاب نشده است، افزایش توابع هدف در آن محدوده می‌باشد. شکل ۸ نشان می‌دهد که اگرچه کمترین وزن برخاست در کمترین سوئیپ اتفاق می‌افتد اما این موضوع درباره درگ چندان صادق نیست و الگوریتم هیبرید نیز بهترین پیشنهاد را برای زاویه سوئیپ بال داده است. شکل ۸ نشان می‌دهد که متغیر نسبت باریک‌شوندگی بال تاثیر قابل توجهی بر وزن ندارد اما به شدت بر نیروی درگ تاثیرگذار است که بازهم بهترین مقدار توسط الگوریتم پیشنهاد شده است. درباره مقدار پیچش بال نیز



شکل ۱۸. تغییرات قید حاشیه پایداری طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات مساحت دم افقی



شکل ۱۹. تغییرات قید حاشیه پایداری طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات نسبت منظری دم افقی



شکل ۲۰. تغییرات قید حاشیه پایداری و قید فرکانس مود داچ رل طرح بهینه هیبرید در مقابل تغییرات مساحت دم عمودی

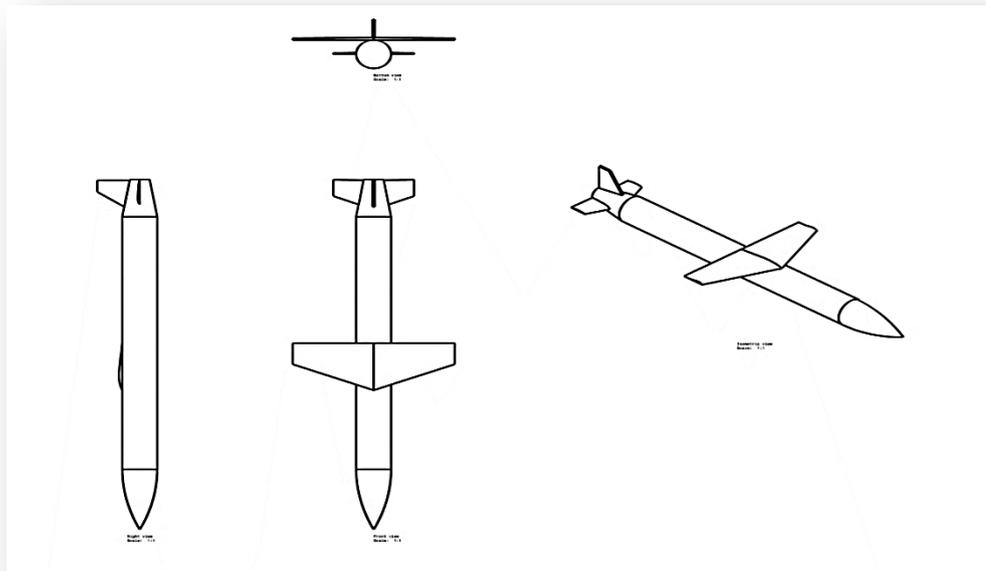


شرایط توضیح داده شده برای متغیر نسبت باریک‌شوندگی بال صادق است. شکل ۱۰ تغییرات مساحت دم افقی را نشان می‌دهد. همانگونه که مشخص است توابع هدف با افزایش مساحت دم افقی روند افزایشی می‌یابند. با این حال الگوریتم هیبرید کمترین مقدار این پارامتر را پیشنهاد نداده است. علت این موضوع الزام برقرای قیود است. شکل ۱۸ نشان می‌دهد که در کمترین بازه از مساحت دم افقی قید حاشیه پایداری ارضاء نمی‌شود و به همین دلیل الگوریتم هیبرید کمترین مساحت را به محض برآورده شدن این قید پیشنهاد داده است. شکل ۱۲ نشان می‌دهد متغیر نسبت منظری دم افقی بر وزن برخاست تاثیر قابل توجهی ندارد. درباره پسا نیز اگرچه تاثیر متغیر کم است اما نسبت‌های منظری کوچک از حیث این تابع هدف مناسب است. اما با توجه به شکل ۱۹ مشخص است که حاشیه پایداری طرح بهینه هیبرید بسیار به حد بیشینه آن (۰/۰۶) نزدیک است و چون با تغییر نسبت منظری دم افقی هم این قید تغییر قابل ملاحظه‌ای ندارد لذا الگوریتم هیبرید نمی‌تواند این فاصله کم تشخیص دهد و مقدار کمتری را پیشنهاد داده است. اگرچه شکل ۱۲ نشان می‌دهد تفاوت نیروی پسا طرح پیشنهادی با مقدار نیروی پسا درگ نسبت منظری ۳/۵ در حد یک نیوتن است. اشکال ۱۳ و ۱۵ نیز نشان می‌دهند که تغییر نسبت‌های منظری دم افقی و دم عمودی بر وزن برخاست تاثیری ندارند و به همان دلیل بیان شده برای متغیر نسبت منظری دم افقی بر قید حاشیه پایداری، الگوریتم هیبرید کمترین مقدار را برای این دو متغیر پیشنهاد نداده است. شکل ۱۴ نیز

تغییرات توابع هدف با تغییر مساحت دم عمودی را نشان می‌دهد. روند هر دو تابع هدف با تغییر این مساحت یکسان است. اما شکل ۲۰ نشان می‌دهد که در مساحت‌های کمتر از ۰/۱۵ دو قید حاشیه پایداری و فرکانس طبیعی مود داچ-رل برآورده نمی‌شوند. لذا آشکار می‌گردد که الگوریتم هیبرید بهترین مقدار را پیشنهاد داده است. شکل ۱۶ نشان می‌دهد که با افزایش اولین زاویه انتهائی بدنه توابع هدف کاهش می‌یابند اما با توجه به شکل ۲۱ مشخص است تنها در زوایای بین ۶ تا ۱۰ درجه قید حاشیه پایداری برآورده می‌شوند. لذا الگوریتم هیبرید بخوبی زاویه‌ای نزدیک به ۱۰ درجه را پیشنهاد داده است. درباره دومین زاویه قسمت انتهائی بدنه نیز موارد بالا صادق است.

این تحقیق نشان داد که استفاده از الگوریتم هیبرید کارآئی بالاتری در پیدا کردن بهترین طرح بهینه برای مسائل بهینه‌سازی پیچیده و با ابعاد بزرگ دارد که این موضوع می‌تواند تفاوت‌های معناداری در عملکرد و هزینه طرح داشته باشد. شکل ۲۲ نمای طرح بهینه هیبرید را نشان می‌دهد. در ادامه نیز برخی از خصوصیات مربوط به طرح هیبرید بیان شده است.

همانگونه که بیان شد، یکی از نقاط قوت این تحقیق در نظر گرفتن کل پروفیل پروازی در فرآیند بهینه‌سازی طراحی است. جداول ۷ تا ۱۳ به ترتیب برخی از ویژگی‌های هندسی، عملکردی، وزنی، آیرودینامیکی، مرکز جرم و ممان اینرسی، تریم و پایداری طرح بهینه هیبرید را بیان کرده‌اند.



شکل ۲۲. سه نما و نمای ایزومتریک طرح هیبرید

جدول ۹. برخی از خصوصیات ماژول تخمین وزن

جزء	جرم (کیلوگرم)
بال	۱۹/۷۴
دم ها	۲/۵۶
بدنه	۵۱/۴۳
سیستم سوخت	۹/۱۹
تانک سوخت	۹/۰۵
ارابه فرود	۲۱/۴
موتور	۳۱/۰۳
سوخت	۹۵/۶
زیرسیستم	۴۲/۵
وزن خالی	۱۹۳/۷

جدول ۷. برخی از پارامترهای هندسی طرح هیبرید

پارامتر	مقدار (متر)
$b$	۱/۹۵
$C_r$	۰/۷
$b_{ht}$	۰/۹۷
$C_{rht}$	۰/۴۳
$b_{vt}$	۰/۴۱
$C_{rvt}$	۰/۶۳
$d_f$	۰/۴۲
$l_f$	۵/۱۷

جدول ۸. برخی از پارامترهای عملکردی طرح هیبرید

در کل پروفیل پروازی

فاز پروازی	وزن سوخت (Kg)	تراست (N)	سرعت (m/s)
TO	۱/۹۱	۱/۳۵	۵۷/۶
CL	۲۸/۰۵	۱/۰۵	۱۲۱/۳
CR	۴۳/۴۶	۰/۴۱	۲۴۰
PU & PD	۲/۰۵	۱/۰۶	۲۳۷/۵
TU	۰/۲۵	۰/۸۹	۲۱۳/۵
DE	۱۹/۸۸	۰/۱۹۳	۱۵۱/۵
LA	۰/۰۲۱	۰/۰۲۶	۴۶/۱

۱۶۳

سال ۱۳ - شماره ۱  
پهلو و تابستان ۱۴۰۳  
نشریه علمی  
دانش و فناوری هوای فضا



استفاده از الگوریتم بهینه سازی هیبرید ژنتیک و برنامه ریزی  
مربعی ترتیبی برای بهینه سازی طراحی یک سامانه پیچیده

جدول ۱۰. برخی از خصوصیات ماژول آیرودینامیک در کل پروفیل پروازی

	TO	CL	CR	PU & PD	TU	DE	LA
$C_{D_0}$	۰/۰۴۸	۰/۰۴۱	۰/۰۵	۰/۰۵۲	۰/۰۴۱	۰/۰۳۹	۰/۰۵
$C_{Lq}(\frac{1}{rad})$	۱۱/۵	۱۱/۸	۱۳	۱۲/۹	۱۲/۱	۱۰/۳	۸/۹
$C_{m\alpha}(\frac{1}{rad})$	-۰/۶۲	-۰/۵۸	-۰/۳۶	-۰/۳۴	-۰/۳۲	-۰/۲۷	-۰/۱۹
$C_{l\beta}(\frac{1}{rad})$	-۰/۲۴	-۰/۳۴	-۰/۳۱	-۰/۳۴	-۰/۳۵	-۰/۳۲	-۰/۲۷
$C_{nr}(\frac{1}{rad})$	-۰/۴۸	-۰/۴۹	-۰/۴۶	-۰/۴۸	-۰/۴۶	-۰/۴۴	-۰/۴۲
$Drag(N)$	۱۰۷/۸	۴۲۶/۳	۴۶۳/۶	۶۲۱	۵۸۳/۳	۳۶۲/۱	۶۶/۲

جدول ۱۱. برخی از خصوصیات مرکز جرم و ممان اینرسی هواپیمای بی‌سرنشین در کل پروفیل پروازی

	TO	CL	CR	PU & PD	TU	DE	LA
$X_{CG}(m)$	۲/۱۶	۲/۱۸	۲/۲۷	۲/۲۷	۲/۲۷	۲/۲۸	۲/۳
$Z_{CG}(m)$	۰/۰۴۵	۰/۰۴۹	۰/۰۶۹	۰/۰۶۹	۰/۰۷	۰/۰۷۱	۰/۰۷۶
$I_{XX}(Kg - m^2)$	۱۸/۶	۱۷/۹	۱۵/۶	۱۵/۵	۱۵/۵	۱۵/۴	۱۵
$I_{YY}(Kg - m^2)$	۵۳۷/۷	۵۲۷/۴	۴۸۲/۸	۴۸۲	۴۸۱/۴	۴۷۸/۵	۴۶۷/۷

جدول ۱۲. برخی از ویژگی‌های ماژول تریم در کل پروفیل پروازی

	TO	CL	CR	PU & PD	TU	DE	LA
$\delta_E(deg)$	-۲	-۰/۳۴	۱/۱۳	-۰/۰۹۷	۱	۲/۵	۱/۵
$\delta_R(deg)$	0	0	0	0	۱/۰۹	0	0
$\delta_A(deg)$	0	0	0	0	-۲/۴	0	0

جدول ۱۳. برخی از خصوصیات ماژول پایداری در کل پروفیل پروازی

	TO	CL	CR	PU & PD	TU	DE	LA
$SM$	۰/۲	۰/۱۸	۰/۰۹۲	۰/۰۸۹	۰/۰۸۹	۰/۰۸۶	۰/۰۶
$\omega_{sp}(rad/s)$	۱/۱	۱/۷۲	۱/۹۲	۱/۶۳	۱/۶۳	۱/۶	۰/۶۶
$\xi_{ph}$	۰/۲	۰/۱۵	۰/۲۱	۰/۱۹	۰/۱۸	۰/۲۱	۰/۰۵۵
$T_{roll}(s)$	۰/۹	۰/۶۷	۰/۵۹	۰/۷۹	۰/۶۷	۰/۴۶	۰/۸۱
$\omega_{DR}(rad/s)$	۱/۲	۱/۹۷	۲/۷۶	۲/۴	۲/۴۷	۲/۵	۱/۰۴



## ۶. جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این تحقیق چارچوبی جامع برای بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک هواپیمای بی‌سرنشین ایجاد گردید که بر خلاف تحقیقات گذشته، هم ماژول‌های مهم در طراحی و هم پروفیل پروازی در آنالیز و بهینه‌سازی در نظر گرفته شد. قیود در نظر گرفته شده از ماژول‌های پایداری، تعادل و ویژگی‌های کیفیت پروازی می‌باشند که مربوط به یک فاز پروازی خاصی نیست. از آنجائیکه مساله طراحی هواپیما یک مساله غیرخطی و با ابعاد بزرگ است لذا در این تحقیق از الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید (الگوریتم ژنتیک و برنامه‌ریزی مربعی ترتیبی) به عنوان یک الگوریتم بهینه‌سازی بهبود یافته استفاده شد و نتایج آن با نتایج به دست آمده از الگوریتم ژنتیک مقایسه گردید. نتایج به دست آمده حاکی از عملکرد بسیار موفق الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید در نظر گرفته شده نسبت به الگوریتم ژنتیک است که می‌تواند در عملکرد و قیمت نهائی طرح بهینه تفاوت معناداری ایجاد نماید.

## ۷. مآخذ

- [5] J. Roshanian, M. Ebrahimi, E. Taheri and A.A. Bataleblu, Multidisciplinary design optimization of space transportation control system using genetic algorithm, Proc IMechE Part G: Journal of aerospace engineering, Vol. 228, No. 4, pp. 518-529, 2014.
  - [6] Z.A. Ali, H. Zhangang and D. Zhengru, Path planning of multiple UAVs using MMACO and DE algorithm in dynamic environment, Measurement and Control, Vol. 56, No. 3, pp. 459-469, 2023.
  - [7] C. Wang, L. Zhang, Y. Gao, X. Zheng and Q. Wang, A cooperative game hybrid optimization algorithm applied to UAV inspection path planning in urban pipe corridors, Mathematics, Vol. 11, No. 3620, pp. 1-18, 2023.
  - [8] A.A. Bataleblu, J. Roshanian and M. Ebrahimi, Hybrid search multi-discipline feasible design optimization of a typical space launch vehicle, In: 7<sup>th</sup> International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), 16-19 June, Istanbul, Turkey, 2015.
  - [9] N. Raof and S.H. Pourtakdoust, Launch vehicle multi-objective reliability redundancy optimization using a hybrid genetic algorithm-particle swarm optimization, Proc ImechE part G: J Aerospace Engineering, Vol. 229, No. 10, pp. 1-13, 2014.
  - [10] H. Naseh, M. Mirshams and H.R. Fazely, Surrogate based simulation in multidisciplinary design optimization of a space transportation system, Journal of Aerospace Science and Technology, Vol. 15, No. 2, pp. 1-15, 2022.
  - [11] J. Mielosz and T. Geotzendorf-Grabowski, Introduction of full flight dynamic stability constraints in aircraft multidisciplinary optimization, Aerospace Science and Technology, Vol. 68, pp. 252-260, 2017.
  - [12] M.R. Setayandeh and A.R. Babaei, A novel method for multi-objective design optimization based on fuzzy systems, Iranian Journal of Fuzzy Systems, Vol. 18, No. 5, pp. 181-198, 2021.
  - [13] O.U. Espinosa Barcenas, J.G.Q. Pioquinto, E. Kurkina and O. Lukyyanov, Multidisciplinary analysis and optimization method for conceptually designing of electric flying – wing unmanned aerial vehicles, Drones, Vol. 6, No. 10, pp. 1-22, 2022.
  - [14] M. Balesdant, N. Berend, P. Depince and A. Chriette, A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design, Structural and Multidisciplinary Optimization, Vol. 45, No. 5, pp. 619-642, 2012.
  - [15] N.P. Tedford and J.R.R.A. Martins, Benchmarking multidisciplinary design optimization algorithm, Optimization and
- [1] M. Ebrahimi, J. Roshanian and F. Barzinpour, Multidisciplinary design optimization approach for a small solid propellant launch vehicle conceptual design using hybrid simulated annealing, Applied mechanics and materials, Vol. 110, pp. 4765-4771, 2012.
  - [2] N.V. Nguyen, S.M. Choi, W.S. Kim, J.W. Lee, S. Kim, D. Neufeld and Y.H. Byun, Multidisciplinary unmanned combat air vehicle system design using multi-fidelity model, Aerospace science and technology, Vol. 26, pp. 200-210, 2013.
  - [3] N.V. Nguyen, T. Maxim, H.U. Park, S.H. Kim and J.W. Lee, A multidisciplinary robust optimization framework for UAV conceptual design, Aeronautical Journal, Vol. 118, No. 1200, pp. 123-142, 2014.
  - [4] D. Neufeld, J. Chung and K. Behdinan, Aircraft conceptual design optimization considering fidelity uncertainties, Journal of aircraft, Vol. 48, No. 5, pp. 1602-1612, 2011.



ضریب تعیین دهانه آیلرون	$a_{b_A}$
ضریب تعیین فاصله خارجی آیلرون	$a_{y_{out A}}$
دهانه بال ( $m$ )	$b$
دهانه دم افقی ( $m$ )	$b_{ht}$
دهانه دم عمودی ( $m$ )	$b_{vt}$
وتر ریشه ( $m$ )	$C_r$
وتر ریشه دم افقی ( $m$ )	$C_{r_{ht}}$
وتر ریشه دم عمودی ( $m$ )	$C_{r_{vt}}$
فاز پروازی اوجگیری	$CL$
فاز پروازی سیر	$CR$
فاز پروازی کاهش ارتفاع	$DE$
نیروی پسا فاز سیر ( $N$ )	$Dr_{cr}$
قطر بدنه ( $m$ )	$d_f$
قیود مساله	$G_i$
زاویه نصب دم افقی ( $deg$ )	$i_H$
فاز پروازی نشست	$LA$
طول بدنه ( $m$ )	$l_f$
توان موتور ( $hp$ )	$P$
فاز پروازی اوجگیری متقارن	$PU \& PD$
مساحت دم افقی ( $m^2$ )	$S_{ht}$
مسافت نشست ( $m$ )	$S_{LA}$
حاشیه پایداری	$SM$
مساحت بال ( $m^2$ )	$S_w$
مساحت دم عمودی ( $m^2$ )	$S_{vt}$
ثابت زمانی مود رل ( $sec$ )	$T_{roll}$
ثابت زمانی مود اسپایرل ( $sec$ )	$T_{spiral}$
فاز پروازی برخاست	$TO$
فاز پروازی گردش	$TU$
فاصله نوک دماغه تا راس و وتر ریشه	$X_{A_w}$
بال ( $m$ )	
وزن خالی ( $kg$ )	$W_E$
وزن سوخت ( $kg$ )	$W_{Fuel}$
وزن برخاست ( $kg$ )	$W_{TO}$

علائم یونانی

- Engineering, Vol. 11, No. 1, pp.159-183, 2010.
- [16] J.D. Anderson, Aircraft performance and design, WCB McGraw-Hill, 1999.
- [17] M.H. Sadraey, Aircraft design: a systems engineering approach, John Wiley & Sons. Ltd, 2013.
- [18] R.T. Schemensky, Development of an empirical based computer program to predict the aerodynamic characteristics of aircraft, Vol 1. Empirical methods, AFFDL-TR-73-144, AD-780100, 1973.
- [19] J. Roskam, Airplane design , part 4: Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1987.
- [20] J. Roskam, Airplane flight dynamics and automatic flight controls, DAR Corporation, 2001.
- [21] M. Shafaei, P. Mohammadzadeh, A. Elkaie and S. Abbasi, Layout design optimization of a space propulsion system using hybrid optimization algorithm, Proc IMech Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 223, No. 2, 2016,
- [22] A.R. Babaei and M.R. Setayandeh, Constrained optimization of an commercial aircraft wing using non-dominated sorting genetic algorithm (NSGA), International Journal of Advanced Design and Manufacturing Technology, Vol. 8, No. 4, pp. 51-61, 2015.
- [23] M. Fakoor and M. Taghinezhad, Layout and configuration design for a satellite with variable mass using hybrid optimization method, Proc IMech Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 230, No. 2, 2015,
- [24] A.R. Babaei and M.R. Setayandeh, A new approach for robust design optimization based on the concepts of fuzzy logic and preference function, Journal of Aerospace Technology and Management, Vol. 10, 2018
- [25] A.F. Rafique, L.S. He, Q. Zeeshan, A. Kamran and K. Nisar, Multidisciplinary design and optimization of an air launched satellite launch vehicle using a hybrid search algorithm, Engineering Optimization, Vol. 43, No. 3, pp. 305-328, 2011.
- [26] B. Abhishek, S. Ranjit and T. Shanker, Hybrid PSO-HAS and PSO-GA algorithm for 3D path planning in autonomous UAVs, SN Applied Sciences, Vol. 2, No. 1805, 2022.

## ۷. فهرست علائم

نسبت منظری	$AR$
نسبت منظری دم افقی	$AR_{ht}$
نسبت منظری دم عمودی	$AR_{vt}$



$\alpha$	زاویه حمله ( $deg$ )
$\beta$	زاویه سرش جانبی ( $deg$ )
$\delta_A$	زاویه انحراف آیلرون ( $deg$ )
$\delta_E$	زاویه انحراف الویتور ( $deg$ )
$\delta_R$	زاویه انحراف رادر ( $deg$ )
$\delta_1$	زاویه اول انتهای بدنه ( $deg$ )
$\delta_2$	زاویه دوم انتهای بدنه ( $deg$ )
$\varepsilon$	زاویه پیچش ( $deg$ )
$\xi_{Dr}$	ضریب میرایی مود داچ رل
$\xi_{ph}$	ضریب میرایی مود فوگوید
$\xi_{sp}$	ضریب میرایی مود پریود کوتاه
$\lambda$	نسبت باریک شوندگی
$\lambda_{ht}$	نسبت باریک شوندگی دم افقی
$\lambda_{vt}$	نسبت باریک شوندگی دم عمودی
$\Lambda_{LE}$	زاویه سوئیپ بال ( $deg$ )
$\omega_{Dr}$	فرکانس مود داچ رل ( $rad/sec$ )
$\omega_{ph}$	فرکانس مود فوگوید ( $rad/sec$ )
$\omega_{sp}$	فرکانس مود پریود کوتاه ( $rad/sec$ )

## ۸. پی نوشت

1. Multidisciplinary Design Optimization (MDO)
2. Genetic Algorithm (GA)
3. Hybrid Optimization Algorithm (HOA)
4. Sequential Quadratic Programming (SQP)
5. Particle Swarm Optimization (PSO)
6. Adaptive optimization algorithm
7. Line search
8. Simulated annealing
9. All At Once (AAO)
10. Sum Weighted Method (SWM)
11. Penalty function

