

## کاربرد بهینه‌سازی چند معیاری در طراحی مفهومی هواپیمای بدون سرنشین

عبدالمجید پاک<sup>۱</sup>، محمدعلی شاهی آشتیانی<sup>۲</sup>، جلال کریمی<sup>۳</sup>  
<sup>۱،۲</sup> - دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

### چکیده

در این مقاله هدف کاربرد روش‌های بهینه‌سازی چندمعیاری در فرایند طراحی مفهومی وسایل پرنده بدون سرنشین است. در مرحله طراحی مفهومی، طراحان با انتخاب‌های متعدد و بعضاً متضاد و چالش‌برانگیزی روبرو هستند که صرف تکیه بر فرآیندهای ذهنی معمول در تصمیم‌گیری، دستیابی به نتایج مطلوب را تضمین نخواهد کرد. بدیهی است هر قدر فرآیند تصمیم‌گیری در این مرحله دقیق‌تر، علمی‌تر و سنجیده‌تر باشد، در کل می‌توان به طراحی کارآمدتری دست یافت. در این کار ابتدا مقادیر ثابت، متغیرهای طراحی، قیود و سنجش‌های شایستگی مورد نیاز برای بهینه‌سازی طراحی مفهومی تعیین شده و سپس با استفاده از روش بهینه‌سازی چند معیاری NSGA-II و نمودارهای به دست آمده، انتخاب‌های بهینه طراحی متناسب با اهداف مورد نظر به طراح پیشنهاد داده می‌شوند.

**واژه‌های کلیدی:** بهینه‌سازی چند معیاری - NSGA-II - هواپیمای بدون سرنشین - طراحی مفهومی

### مقدمه

بهینه‌سازی چند معیاری تفاوت‌های بسیاری با بهینه‌سازی تک معیاره دارد. در بهینه‌سازی تک معیاره، بهترین طراحی یا تصمیم، معمولاً همان اکسترمم مطلق تابع هدف می‌باشد، اما در بهینه‌سازی چندمعیاره، مشکل اصلی تعارض میان معیارها (اهداف بهینه‌سازی) می‌باشد، یعنی یک جواب یکتا وجود ندارد که بتواند به صورت همزمان تمامی معیارها را بهینه کند. به عبارت دیگر پاسخ بهینه مربوط به هر کدام از معیارها با هم تفاوت دارند. بنابراین جواب‌های مناسب، نقاطی هستند که در بهترین فاصله از نقاطی باشند که تک‌تک هدف‌ها را به صورت جداگانه بهینه می‌کنند. به این جواب‌ها پاسخ‌های بهینه "پارتو" می‌گویند و در صورتی که اطلاعات دیگری در دست نباشد، واقعاً نمی‌توان گفت که کدام یک از دیگری بهتر است.

طیف گسترده‌ای از روش‌ها برای تعریف و حل مسائل بهینه‌سازی چند معیاره استفاده می‌گردند که از جمله آن‌ها می‌توان به روش تفاضل محدود، نظریه تابع ضمنی، جست و جوی پله‌ای، سطح پاسخ، مونت کارلو، راه رفتن تصادفی، شبیه‌ساز سرد کردن فلزات، الگوریتم ژنتیک و تجزیه اشاره کرد [۱]. هر کدام از این روش‌ها معایب و مزایای مربوط به خود را دارند. کاربردهای بهینه‌سازی چند معیاره در زمینه هوافضا شامل موضوعات مغایر با هم چون طراحی هندسه ماهواره بر، طراحی مواد کامپوزیتی، تحلیل یکپارچه بال - بدنه، تخمین پیشرفته وزن‌های سازه و

بهینه‌سازی‌های اندازه کردن و گرمایش آیرودینامیکی می‌باشد [۲ الی ۴]. شرکت‌هایی همچون بوئینگ از تکنیک‌های بهینه‌سازی چند معیاره بر یک مبنای نسبتاً عادی در طراحی مفهومی هواپیما استفاده می‌کنند. این سازمان‌ها نتایج موفقیت آمیزی را در زمینه دسته‌بندی سریع تعداد زیادی از جایگزین‌های طراحی گزارش کرده‌اند [۵].

مسئله بهینه‌سازی در این تحقیق، طراحی مفهومی یک پهپاد است که فرض شده در حین پرواز دارای پیکربندی ثابت است. روش بهینه‌سازی NSGA-II در این تحقیق استفاده شده است. نتایج حاصله نشان‌دهنده کاربرد موثر روش بهینه‌سازی در طراحی مفهومی است.

### روش بهینه‌سازی NSGA II

روش بهینه‌سازی NSGA-II یک ویرایش تکامل یافته از الگوریتم ژنتیک است. این روش برای اولین بار توسط دپ و همکارانش در سال ۲۰۰۲ مطرح شد. با به کارگیری الگوریتم NSGA-II می‌توان پاسخ‌های بهینه پارتو را برای توابع چندمعیاره به دست آورد. این الگوریتم با به کارگیری چندین عملگر، تغییراتی را بر روی جمعیت ذرات گروه اعمال می‌کند. جمعیت اولیه به صورت پیش فرض و تصادفی تولید می‌گردد. جمعیت نسل بعد با استفاده از رتبه‌بندی غیرغالب و فاصله ازدحامی اعضای جمعیت نسل فعلی محاسبه می‌گردد و اعضای جمعیت بر اساس مفهوم غلبه نداشتن مرتب می‌شوند. به عنوان مثال عضو p بر عضو q غلبه می‌کند (p دارای رتبه کمتری نسبت به q است) اگر p به طور قطعی حداقل در یک معیار از q بهتر باشد و p در تمام معیارها از q بدتر نباشد، در این حالت می‌توان گفت که q به وسیله p مغلوب شده است. این مطالب را می‌توان به صورت رابطه زیر نشان داد:

$$\begin{aligned} \forall i \in \{1, \dots, n\}: f_i(p) \geq f_i(q) \\ \exists i \in \{1, \dots, n\}: f_i(p) > f_i(q) \end{aligned} \quad (1)$$

اگر دو عضو p و q هیچ کدام بر دیگری غلبه نکند، آنگاه هر دو دارای رتبه یکسانی بوده و برای مقایسه آن‌ها باید از مفهومی به نام فاصله ازدحامی استفاده کرد. فاصله ازدحامی شاخصی برای اندازه‌گیری فاصله یک عضو با دیگر اعضای هم‌رتبه می‌باشد. شکل ۱ خلاصه‌ای از عملکرد الگوریتم NSGA-II را نشان می‌دهد [۶ الی ۸].

### متغیرهای طراحی، قیود و سنجش‌های شایستگی

برای انجام یک بهینه‌سازی چند معیاره در فرایند طراحی، بایستی متغیرهای طراحی، سنجش‌های شایستگی و قیود طراحی را انتخاب نمود. متغیرهای طراحی، مشخصه‌های فیزیکی هستند که برای نیل به یک سری

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد دانشگاه صنعتی مالک اشتر، (نویسنده پاسخگو)،

pakmajid@gmail.com

۲- دانشیار دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳- استادیار دانشگاه صنعتی مالک اشتر

<sup>1</sup> Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II

<sup>2</sup> Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II

در معادلات تولید وزن برخاست اندازه شده (و بیش تر سنجش‌های شایستگی دیگر) کاربرد دارند. بنابراین نیازی نیست که این پارامترها دوباره در محاسبات مربوط به قید وارد شوند حتی اگر قید بودن آن‌ها بدیهی باشد.

در بعضی از مواقع تشخیص متغیر طراحی، قید و سنجش شایستگی مشکل می‌شود. از اینرو انتخاب شاخص برای هر کدام از این‌ها یک ملاحظه مهم بهینه‌سازی می‌باشد. به عنوان مثال بعضی سرعت برخاست و نرخ پیچ را به عنوان متغیرهای طراحی در نظر می‌گیرند و با انجام مطالعات مبادله‌ای تلاشی را در جهت بهینه‌سازی آن‌ها انجام می‌دهند. اما این افراد بایستی این پارامترها را به عنوان قیود طراحی در نظر گرفته و با آن‌ها متناسب با روش‌های بهینه‌سازی چند سناریویی رفتار کنند. در ادامه تعاریف دقیقی از متغیرهای طراحی، قیود طراحی و سنجش‌های شایستگی ارائه شده تا از اشتباه گرفتن آن‌ها به جای هم اجتناب شود. شاخص‌های انتخاب برای متغیرهای طراحی که در واقع متغیرهای مستقل یک بهینه‌سازی هستند به صورت زیر می‌باشند:

۱- ویژگی‌های تکنیکی یا فیزیکی چیدمان طراحی که می‌تواند به شکل پارامتری در قالب یک مقدار عددی بیان شده (مانند W/S) یا در قالب یک انتخاب گسسته (مانند نوع دم) به طور واضح ارائه گردند.

۲- نباید مقدار یا ارزش نهایی ویژه‌ای (مانند برد، سرعت و هزینه) را به مشتری ارائه دهد. این‌گونه موارد بایستی در مجموعه قیود یا سنجش شایستگی ثبت گردند.

۳- اثر قابل محاسبه و غیر جزئی بر روی سنجش شایستگی داشته باشند، (به طور نمونه به وزن یا برد ارتباط داشته باشند).

۴- تأثیر سراسری- به عبارت دیگر کل طراحی را تحت تأثیر قرار دهند. این‌گونه متغیرها نمی‌توانند به صورت مستقل بهینه‌سازی گردند. به عنوان مثال طول دهانه ورودی موتور هواپیمای تجاری معمولاً به بهینه‌سازی سراسری نیازی ندارد.

شاخص‌های پیشنهادی برای انتخاب قیود طراحی به صورت زیر است (این موارد در واقع قیود بهینه‌سازی هستند):

۱- ویژگی‌های قابل محاسبه هواپیما که یک مقادیر خاصی را برای متغیرهای طراحی ارائه می‌دهند.

۲- مقادیر عددی که از مشخصات تجاری یا نظامی، ملاحظات عملیاتی و ایمنی، خواسته‌های مشتری یا تکنیک‌های یک طراحی خوب استخراج شده و بایستی اجابت گردند.

۳- اگر با الزامات ایجاد شده توسط آن‌ها با تساهل و تسامح برخورد شود آنگاه با نقایص کارایی یا کاستی‌های مربوط به هزینه روبرو خواهیم شد. الزامات مربوط به قیود طراحی معمولاً تغییر ناپذیر فرض می‌شوند.

برای مثال اگر در نیازمندی‌های FAR/JAR سرعت صعود ۵۰ فوت بر دقیقه باشد آنگاه یک طراحی با سرعت صعود ۵۱ فوت بر دقیقه امتیاز خاصی نداشته و طراحی دیگر که با سرعت صعود ۴۹ فوت بر دقیقه می‌باشد گواهی‌نامه یا مجوز فروش نمی‌گیرد. در بعضی از مواقع قیودی که توسط مشتری تعیین می‌گردند، چندان ثابت نبوده و نقض می‌گردند. به عنوان مثال اگر مشتری، یک هواپیما با مسافت برخاست ۲۰۰۰ فوت را درخواست کند و طراح یک هواپیمای ارزان‌تر اما با مسافت برخاست ۲۱۰۰ فوت را ارائه دهد آنگاه به طور طبیعی مشتری از پذیرش آن خوشحال خواهد شد. این موارد را می‌توان به کارگیری روش‌های منطق فازی و بر مبنای مقادیر قیدی محاسبه شده در سنجش شایستگی مدیریت کرد.

شاخص‌های پیشنهادی برای انتخاب سنجش شایستگی به صورت زیر می‌باشند:

از ویژگی‌های ایده‌آل به صورت پارامتری تغییر خواهند کرد. متغیرهای طراحی می‌توانند به طور یکنواخت در گستره یک طیف پیوسته تغییر کنند. همچنین می‌توانند مقادیر گسسته‌ای باشند که فقط مقادیر صحیح را اختیار می‌کنند. از متغیرهای پیوسته طراحی می‌توان به مساحت بال و از متغیرهای گسسته طراحی می‌توان به برد پروازی، تعداد موتور، تعداد چرخ و ارباهای فرود را می‌توان نام برد.

انتخاب نوع متغیرهای طراحی، نتایج را به مقدار زیادی تغییر خواهد داد (حتی اگر قبلاً از روش‌های بهینه‌سازی در آن استفاده شده باشد). برای مثال، وارد نکردن تغییرات W/S یک هواپیما تردیدهای قابل توجهی را در نتایج بهینه‌سازی به وجود خواهد آورد. معمولاً، مجموعه کاملی از متغیرهای طراحی را «فضای طراحی» می‌گویند. این مجموعه می‌تواند شامل تعداد بسیار زیادی متغیر طراحی باشد که هر چیز را درباره هواپیما توصیف می‌کند. اما یک طراح خبره آن دسته از متغیرهای طراحی را که بیش‌ترین ارتباط را با فرآیند طراحی دارند با دقت بسیار انتخاب می‌کند.

قیود طراحی، خصوصیات از هواپیما هستند که بایستی برای «پذیرفته شدن» طراحی به آن‌ها دست یافت. این‌ها معمولاً قیود کارایی (همچون مسافت برخاست، نرخ صعود یا سرعت کروز) و یا الزامات مشتری، قوانین و مقررات هوانوردی و یا الزامات تکنولوژیکی هستند. بعضی اوقات قیود طراحی شامل محدودیت در اندازه اجزای هواپیما مانند دهانه بال (برای مثال نمی‌تواند بزرگ‌تر از تاکسی‌وی‌های تجاری یا آشیانه‌های محافظت شده نظامی باشد) یا قطر بدنه (نمی‌تواند کوچک‌تر از ابعاد مسافر، محموله یا الزامات سازه‌ای باشد) است.

اگر قیود طراحی با تحلیل‌های سطحی ناقص یا نادرست انتخاب شوند، آن هواپیمایی که به عنوان «بهترین» از بهینه‌سازی‌ها بیرون می‌آید می‌تواند واقعاً بهتر نبوده و یا حتی غیر قابل استفاده باشد. به عنوان مثال اگر یک برخاست سریع در بهینه‌سازی را در نظر بگیریم، اگر خط قید در فضای پاسخ در سمت چپ یا راست مکان اصلی خود باشد، آنگاه یکی از این دو حالت روی خواهد داد. مسافت برخاست هواپیما بیش از طول باند فرودگاه خواهد شد (که در این صورت پروازی انجام نخواهد شد) یا مسافت برخاست هواپیما از طول باند فرودگاه بسیار کمتر خواهد شد که در این حالت نیز هواپیما بسیار سنگین شده یا هزینه آن بسیار بیش‌تر از هواپیمای بهینه خواهد بود، (در هر دو حالت هواپیمای به دست آمده با توجه به سنجش شایستگی غیر بهینه است).

سنجش شایستگی (تابع هدف) یک قابلیت مطلوب است که وسیله پرنده برای دستیابی به آن بهینه‌سازی می‌گردد. ما می‌توانیم یک سنجش شایستگی مرکب داشته باشیم. بدین صورت که چندین سنجش شایستگی را با هم ترکیب کرده و آن‌ها را وزن دهی کنیم. انتخاب سنجش شایستگی تصمیمی حساس در یک طراحی بهینه می‌باشد. به عنوان مثال اگر وزن را به صورت اشتباه به عنوان سنجش شایستگی انتخاب کنیم آنگاه هواپیمای به دست آمده، از لحاظ سنجش شایستگی مثلاً مصرف سوخت بهترین هواپیما نخواهد بود. انتخاب سنجش شایستگی بایستی طوری باشد که معیارهای اساسی برای جلب مشتری را تأمین کرده و تعداد فروش هواپیماها را بالا ببرد. در بعضی از مواقع تعیین این چنین سنجش شایستگی مشکل می‌باشد.

یکی از پیچیدگی‌های این بحث، طراحی برای نیازمندی‌های کارایی همچون برد، محموله یا سرعت کروز است. این پارامترها در واقع نباید در محاسبات مربوط به قیود لحاظ گردند، بلکه بایستی در محاسبات مربوط به سنجش شایستگی از آن‌ها استفاده شود. هواپیما معمولاً برای یک برد مورد نیاز با قابلیت حمل محموله مورد نیاز، اندازه می‌گردد و این مقادیر

۰/۶۴	SFC	مصرف سوخت ویژه
۰/۸۷	BPR	نسبت کنارگذاری
۰/۴	$V_{VT}$	نسبت حجم دم عمودی
۰/۰۷	$V_{HT}$	نسبت حجم دم افقی
۰/۳	$\lambda_{VT}$	نسبت مخروطی دم عمودی
۰/۴	$\lambda_{HT}$	نسبت مخروطی دم افقی
۱۴۶۰	$V_{cruise}$	سرعت کروز (کیلومتر بر ساعت)
۱/۴	AR <sub>HT</sub>	نسبت منظری دم افقی
۳/۴	AR <sub>VT</sub>	نسبت منظری دم عمودی
۵۰۰	Quantity	کمیت تولید

برخی دیگر از پارامترها نیز بر مبنای ملاک‌هایی که در قسمت‌های قبل توضیح داده شد، به عنوان متغیرهای طراحی انتخاب می‌گردند. این پارامترها مشخصه‌های مأموریتی و هندسه پهناد را توصیف می‌کنند. کامپیوتر در حین بهینه‌سازی مقادیری را در محدوده کران‌های بالا و پایین - از پیش تعریف شده - به این متغیرها اختصاص می‌دهد. جدول ۲ متغیرهای طراحی را به همراه کران‌های بالا و پایین آن‌ها نمایش می‌دهد. مقادیر کران بالا و پایین متغیرهای طراحی از طریق تحلیل‌های آماری پهنادهای هم کلاس قابل محاسبه است.

جدول ۲- متغیرهای طراحی در بهینه‌سازی

کران بالا	کران پایین	علامت اختصاری	متغیرهای طراحی
۱۵	۸	b	دهانه بال (متر)
۵	۲	AR	نسبت منظری بال
۵۰	۳۰	$\Delta_W$	زاویه عقبگرد بال (درجه)
۵۵	۳۵	$\Delta_{VT}$	زاویه عقبگرد دم عمودی (درجه)
۰/۴۵	۰/۴	$I_{V_{Teo}}$	ضریب بازوی گشتاور دم افقی
۰/۴۵	۰/۴	$I_{HTeO}$	ضریب بازوی گشتاور دم عمودی
۰/۷۵	۰/۱	$E_{lit}$	مدت زمان گشت زنی (ساعت)
۳۰۰۰	۱۰۰۰	$W_{payload}$	وزن بار مفید (کیلوگرم)
۵	-۵	$\Gamma_W$	فراز بال (درجه)
۵	-۵	$\Gamma_{HT}$	فراز دم افقی (درجه)
۵	-۵	$\Gamma_{VT}$	فراز دم عمودی (درجه)

همان‌طور که قبلاً بیان شد برای دستیابی به یک پهناد امکان‌پذیر و قابل اجرای مأموریتی بایستی برخی از قیود را بر بهینه‌سازی تحمیل نمود. در حین اجرای برنامه بهینه‌سازی بعضی از قیود تمایل به ماندن در محدوده‌های تعیین شده را داشته و برخی دیگر استعداد تخطی کردن از مرزها را دارند. نقض برخی از قیدها تاثیر بسیار مطلوبی در بهینه شدن معیارهای مورد نظر دارد. از اینرو الگوریتم بهینه‌سازی به صورت ناخودآگاه تمایل به تخطی کردن از آن قیدها را دارد. در این گونه مواقع برای فهماندن معنای قید و مرزهای مربوط به آن از مفهومی به نام تابع جریمه استفاده می‌شود. قیود منتخب برای این تحقیق و مقادیر کران‌های بالا و پایین آن‌ها در جدول ۳ آورده شده‌اند.

جدول ۳- قیود بهینه‌سازی

کران بالا	کران پایین	علامت اختصاری	قیود
۲۰	۵	$L_f$	طول بدنه (متر)
۱۲	۵	$n_{max}$	ضریب بار سازه‌ای بیشینه (g)
۷۰۰۰	۲۵۰۰	$W/S_{TO}$	بار بال برخاست (نیوتن بر مترمربع)

۱- نشانه‌های مهم و قابل محاسبه که ارزش کار طراحی انجام شده را ارائه می‌دهند.

۲- به طور اساسی از قیود و متغیرهای طراحی تأثیر می‌پذیرند.

۳- دارای مفهوم روشنی برای مشتری‌ها و طراحان می‌باشد.

۴- اگر به عنوان سنجش شایستگی به کارگیری شود بایستی توجهی روشنی برای روش‌ها و فاکتورهای مورد استفاده وجود داشته باشد.

ارزش طراحی معمولاً توسط هزینه یا سنجش‌های مرتبط با هزینه مانند وزن تعریف می‌شود. برای یک طراحی با اندازه ثابت، ارزش مورد نظر می‌تواند یک کارایی انتخاب شده مانند برد باشد. برخی از پارامترهای مرتبط با فروش هواپیما نمی‌توانند در سنجش شایستگی گنجانده شوند (مانند زیبایی، سودمندی برای جامعه بشریت، غرور ملی و غیره). البته در صورتی که این موارد را به اعداد قابل محاسبه تنزل دهیم می‌توان به استفاده از آن‌ها در بهینه‌سازی امیدوار بود.

در ادامه بر مبنای بحث‌های انجام شده، تعدادی از متغیرهای طراحی، قیود و سنجش‌های شایستگی معرفی می‌شوند. در هر دسته، گزینه‌های معرفی شده تقریباً در محدوده بهینه‌سازی‌های طراحی مفهومی اولیه هستند و با توجه به اهمیت و ارتباط آن‌ها با موضوع بحث آورده شده‌اند [۱].

### طرح هواپیمای بدون سرنشین

مسئله بهینه‌سازی در این تحقیق، طراحی مفهومی یک پهناد نوعی است که فرض شده که این وسیله پرنده در حین پرواز دارای پیکربندی ثابت باشد. به عبارت دیگر به جز سطوح کنترلی (فلپ‌ها، شهپرها، الویتور و رادر) هیچ مؤلفه متحرک دیگری وجود ندارد (پیکربندی دم ثابت و بال با زاویه عقبگرد ثابت). به این منظور، موقعیت بال، دم‌های عمودی و افقی و ارباه‌های فرود به وسیله کد طراحی هواپیما محاسبه می‌شود. همچنین سوخت مورد نیاز در درون بدنه حمل شده و هیچ گونه مخزن سوخت اضافی دیگر در نظر گرفته نشده است.

اندازه کردن موتور به طور خودکار در درون کد نویسی انجام شده و ابعاد و نیروی جلوبرنده به دست می‌آید. محاسبات برای یک موتور توربوفن با نسبت کنارگذری و مصرف سوخت ویژه ثابت انجام می‌گردد. ارباه‌های فرود از نوع سه چرخ با قابلیت جمع‌شوندگی بوده و طوری طراحی می‌گردند که مکان ارباه فرود با تغییر مرکز ثقل پیکربندی‌های متفاوت تغییر کند.

هزینه یکی دیگر از پارامترهای مهم طراحی هواپیما بوده و بایستی در محاسبات لحاظ گردد. از این‌رو در برنامه اصلی از یک زیر روال استفاده شده که هزینه اکتساب کل را محاسبه خواهد کرد. دیاگرام جریان برنامه بهینه‌سازی در شکل ۲ نشان داده شده است. در ادامه توضیحاتی در رابطه با فرآیند بهینه‌سازی مطرح خواهد شد. این توضیحات شامل ارائه مقادیر ثابت، متغیرهای طراحی، قیود و سنجش‌های شایستگی می‌باشد.

### انجام بهینه‌سازی بر روی وسیله پرنده

پس از طراحی وسیله پرنده نوبت به بهینه‌سازی آن می‌رسد. برای انجام بهینه‌سازی از روش NSGA-II استفاده شده است. در حین بهینه‌سازی پارامترهایی به عنوان مقدار ثابت در نظر گرفته می‌شوند. این مقادیر ثابت به راحتی توسط کاربر قابل تغییر بوده و در جدول ۱ نشان داده شده‌اند.

جدول ۱- مقادیر ثابت در بهینه‌سازی

مقادیر ثابت	علامت اختصاری	مقدار
-------------	---------------	-------

### تحلیل نتایج و نمودارها

شکل ۳ پاسخ‌های بهینه پارتو را برای دو معیار سرعت و هزینه نشان می‌دهد. خروجی برنامه بعد از ۱۹۱ نسل، ۵۸ پاسخ بهینه پارتو بوده که هر کدام از این نقاط دارای پارامترهای طراحی مربوط به خود می‌باشند. از این ۵۸ نقطه (شکل ۳) چهار نقطه به صورت نمونه انتخاب شده و تعدادی از پارامترهای طراحی متناظر با آن‌ها استخراج و در جدول ۴ نمایش داده شده است.

جدول ۴ - نتایج حاصل از بهینه‌سازی دو معیاری

نقطه D	نقطه C	نقطه B	نقطه A	
۶۱۷۴/۵۴۲	۶۱۳۶/۸۴۵	۷۲۹۸/۵۷۹	۷۶۶۵/۱۰۵	حداکثر وزن برخاست (kg)
۱۹۸۹۸۳۲۱	۱۷۷۵۳۸۵۵	۱۶۵۷۱۲۸۳	۱۶۰۶۹۵۶۹	هزینه (\$) )
۱۵۵۳/۳۹۲	۱۱۵۵/۰۱۶	۱۹۶۱/۱۷۵	۲۱۷۹/۳۳۳	وزن سوخت (kg)
۳۱۰۹/۹۲۱	۲۴۸۶/۹۱	۲۱۲۵/۵۷۸	۱۹۸۴/۱۵۲	سرعت بیشینه (km/h)
۱۱/۹۹۹۶	۱۰/۴۶۸	۸/۵۶۹۵	۷/۸۴۴۹	ضریب بار سازه‌ای بیشینه (g)
۰/۸۵۹۶	۰/۸۰۸۶	۰/۸۳۷۶	۰/۸۴۰۶	قطر بیشینه بدنه (m)
۰/۱۸۳۲	۰/۱۶۴۷	۰/۱۸۴۷	۰/۱۸۵۴	نسبت مخروطی بال
۱۹/۳۲۹۱	۲۱/۷۵۸۶	۱۷/۸۷۵۶	۱۷/۲۱۵۳	نسبت برآ به پسی بیشینه
۸/۱۹۱۹	۸/۱۷۲۳	۸/۷۴۴	۸/۹۱۲۷	طول بدنه (m)
۶۹/۴۹۴۸	۶۰/۴۸۱۴	۶۵/۵۲۶۱	۶۶/۰۵۹	نیروی جلوبرنده (kN)
۰/۰۱۳۴	۰/۰۲۴۲	۰/۰۲۵	۰/۰۲۷۱	ضریب پسی کل
۳۲۱۶/۷۱۱	۳۲۰۸/۶۰۲	۳۲۴۶/۱۵۸	۳۲۵۷/۲۷۲	وزن خالی (kg)
۳۲۴/۷۴۲۲	۳۸۵/۹۶۱۷	۴۰۲/۴۹۷	۴۲۱/۲۷۱۵	مسافت برخاست (m)
۵۸۴/۷۳۸۳	۶۷۲/۴۱۳۶	۶۰۶/۴۷۷۳	۶۰۴/۸۷۹۸	مسافت نشست (m)
۳۲۷۷/۵۲۷	۳۷۷۸/۵۸۶	۳۴۴۶/۳۸۶	۳۴۳۹/۰۰۶	بار بال برخاست (N/m <sup>2</sup> )
۳۶۷/۶۷۶۱	۲۹۷/۳۳۵۲	۲۱۴/۶۱۴۹	۱۹۱/۳۲۳۳	نرخ صعود بیشینه (m/s)
۲۹۷۶/۰۴۹	۲۰۸۶/۱۵۹	۱۹۰۷/۸۲۸	۱۷۹۲/۹۲۹	برد (km)
۲/۹۲۶۷	۲/۰۰۸۳	۲/۸۵۸	۲/۷۲۷۴	مداومت پروازی (h)
۲۲۷/۵۳۶۵	۲۴۹/۶۳۷۸	۲۴۳/۷۵۰۷	۲۴۵/۲۴۸	مینیم شعاع چرخش پایدار (m)

پارامترهای طراحی مذکور الگوی رفتاری ناشی از تغییرات متغیرهای طراحی وسیله پرنده برای رسیدن به سرعت بیشینه و هزینه کمتر را نشان می‌دهند. به عنوان مثال اگر مشتری سرعت بیشینه‌ای بین ۲۱۲۵ تا ۲۴۸۶ کیلومتر بر ساعت (بازه بین نقاط B تا C) را با کمترین هزینه‌ها طلب کند آنگاه با توجه به شکل ۴ و جدول ۴ حداکثر وزن برخاست در محدوده‌ای بین ۶۱۳۶ تا ۷۲۹۸ کیلوگرم قرار خواهد گرفت. از طرف دیگر با توجه به پیکربندی طراحی شده طول بدنه در بازه‌ای بین ۸/۱۷ تا ۸/۷۴ متر قرار گرفته (شکل ۵) و ضریب بار سازه‌ای معادل با ۸/۵۶g تا ۱۰/۴۶g بر وسیله پرنده تحمیل خواهد شد (شکل ۶). درباره دیگر پارامترهای طراحی نیز به همین شکل می‌توان بازه‌های معقول و مناسبی را به دست آورد.

### نتیجه‌گیری

۱۰	-۵	SM	حاشیه استاتیکی (درصد)
۷۰۰	۲۵۰	STO	مسافت برخاست (متر)
۱۰۰۰	۵۰۰	SLa	مسافت نشست (متر)
۶۵۰۰	۱۵۰۰	R	برد (کیلومتر)
۶	۲	E <sub>max</sub>	مداومت پروازی ماکزیمم (ساعت)
۲۵۰	۵۰	R <sub>min</sub>	مینیمم شعاع چرخش پایدار (متر)
۲۸	۸	$\omega_{max}$	ماکزیمم نرخ چرخش پایدار (درجه بر ثانیه)
۱	۰/۵	K <sub>p</sub>	ضریب تغییر زاویه المان‌های کنترلی

در تحقیق حاضر به منظور کاربرد روش بهینه‌سازی چندمعیاری در فرایند طراحی مفهومی پهباد، یک مساله بهینه‌سازی با دو معیار بیشینه کردن سرعت ماکزیمم و کمینه کردن هزینه‌ها حل شده است. به عبارت دیگر به دنبال یک پهباد سریع‌تر و ارزان‌تر هستیم. بین سرعت و هزینه رابطه مستقیمی وجود دارد و با افزایش سرعت هزینه‌ها نیز افزایش خواهند یافت. بنابراین بین بیشینه کردن سرعت و کمینه کردن هزینه یک تناقض ذاتی وجود دارد. سرعت بیشینه وسیله پرنده از رابطه زیر به دست می‌آید [۹]:

$$V_{max} = \sqrt{\left(\frac{(T_A)_{max}}{W}\right)\left(\frac{W}{S}\right) + \frac{\left(\frac{T_A}{W}\right)_{max}^2 - 4C_{D0}K}{\rho_{\infty}C_{D0}}} \quad (2)$$

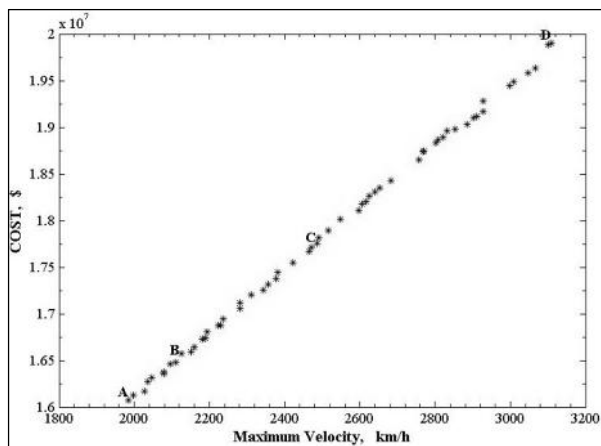
که در رابطه فوق،  $(T_A)_{max}$  بیشینه نیروی جلوبرنده در دسترس بر حسب نیوتن،  $W$  وزن وسیله پرنده بر حسب کیلوگرم،  $S$  سطح بال بر حسب مترمربع،  $C_{D0}$  ضریب پسی برآصف،  $\rho_{\infty}$  چگالی بر حسب کیلوگرم بر مترمکعب و  $K$  ضریب مورد استفاده در محاسبه پسی ناشی از برآ است.

هزینه‌ها با استفاده از مرجع [۱۰] و بر مبنای معیار DAPCA<sup>۳</sup> محاسبه می‌گردند. DAPCA ساعات مورد نیاز برای تحقیق، توسعه، تست، ارزیابی و تولید را تخمین می‌زند. کارهای تحقیق، توسعه، تست، ارزیابی و تولید توسط گروه‌های کنترل کیفی، ساخت، تجهیز و مهندسی انجام می‌گردد. این موارد در نرخ‌های ساعتی مناسب ضرب شده و بدین طریق هزینه‌های مربوط به آن‌ها به دست می‌آید. هزینه‌های مواد ساخت، تست پرواز و پشتیبانی توسعه مستقیماً توسط DAPCA تخمین زده می‌شوند. رابطه زیر میزان هزینه اکتساب هر فروند هواپیمای بدون سرنشین را به طور تقریبی محاسبه می‌کند [۱۰]:

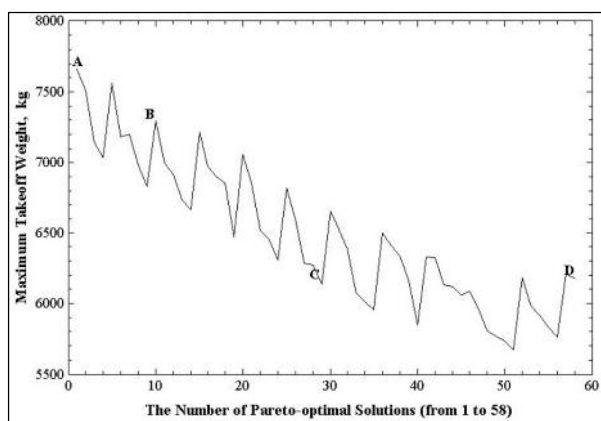
$$COST = \left( \begin{matrix} H_E R_E + H_T R_T + H_M R_M + \\ H_Q R_Q + Cost_D + Cost_F + \\ Cost_M + Cost_E N_E + Cost_A \end{matrix} \right) / Quantity \quad (3)$$

که در رابطه فوق،  $R_E$  نرخ ساعت کار مهندسی،  $H_E$  میزان ساعت کار مهندسی،  $R_T$  نرخ ساعت تجهیز کردن،  $H_T$  میزان ساعت تجهیز کردن،  $R_M$  نرخ ساعت ساخت،  $H_M$  میزان ساعت مورد نیاز برای ساخت،  $R_Q$  نرخ ساعت کنترل کیفیت،  $H_Q$  میزان ساعت مورد نیاز برای کنترل کیفیت،  $Cost_D$  هزینه پشتیبانی توسعه،  $Cost_F$  هزینه تست پرواز،  $Cost_M$  هزینه مواد ساخت،  $Cost_E$  هزینه تولید موتور،  $N_E$  تعداد موتور و  $Cost_A$  هزینه مورد نیاز برای اویونیک است.

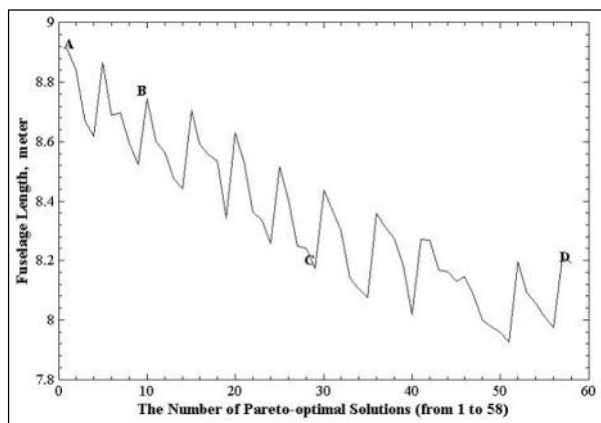
<sup>3</sup> Development and Procurement Costs of Aircraft model



شکل ۳- پاسخ‌های بهینه پارتو، کمینه کردن هزینه و بیشینه کردن سرعت ماکزیمم.



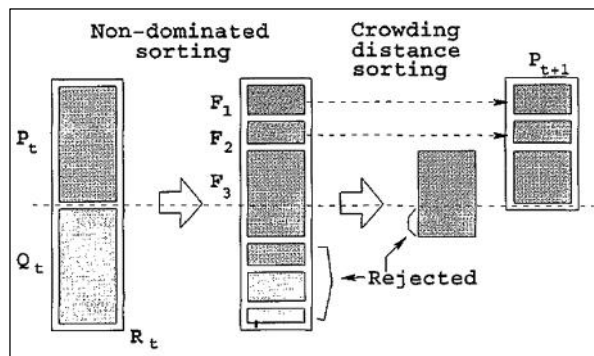
شکل ۴- حداکثر وزن برخاست‌های متناظر با پاسخ‌های بهینه پارتو



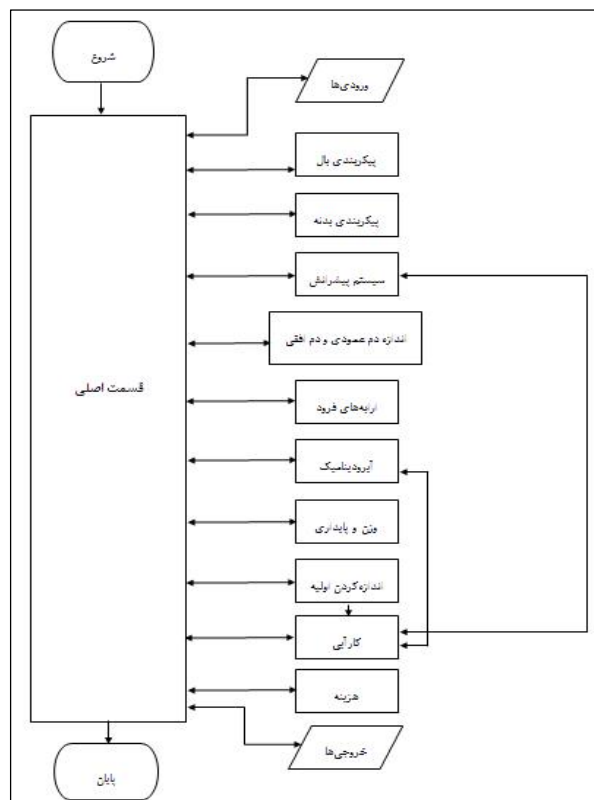
شکل ۵- طول بدنه‌های متناظر با پاسخ‌های بهینه پارتو

شاید مهم‌ترین کاربرد روش‌های بهینه‌سازی در بهبود فرآیند طراحی مفهومی وسیله پرنده باشد. این گونه روش‌ها می‌توانند بر حسب نوع کاربرد و ماموریت، معیارهای طراحی (مانند هزینه، وزن و ...) را متناسب با اهداف و قیود مسئله، به صورت بهینه پیشنهاد دهند.

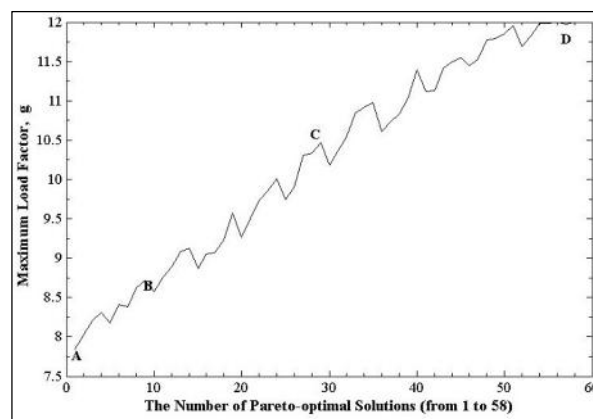
### شکل‌ها و نمودارها



شکل ۱- خلاصه‌ای از نحوه عملکرد الگوریتم NSGA-II [۲]



شکل ۲- دیاگرام جریان طراحی هواپیما



شکل ۶- ضرایب بار سازه‌ای بیشینه متناظر با پاسخ‌های بهینه پارتو

#### مراجع

1. Raymer, Daniel P., *Aircraft Conceptual Design Using Multidisciplinary Optimization*, Doctoral Thesis, Department of Aeronautics, Kungliga Tekniska Hogskolan Royal Institute of Technology, May 2002.
2. Anon, Current State of the Art On Multidisciplinary Design Optimization, *AIAA White Paper, Current State of the Art On Multidisciplinary Design Optimization (MDO)*, ISBN 1-56347-021-7, September 1991.
3. Lewis K., *Multidisciplinary Design Optimization*, Aerospace America, Dec. 2001.
4. Bartholomew, P., The Role of MDO within Aerospace Design and Progress towards an MDO Capability, *AIAA Paper 98-4705 (Defence Evaluation and Research Agency, UK)*, 1998.
5. Cassidy P., Telecon, Louis St., *Boeing Phantom Works*, MO, 9 Oct. 2001.
6. Kalyanmoy Deb, Amrit Pratap, Sameer Agarwal, and T. Meyarivan, A Fast and Elitist Multi-objective Genetic Algorithm: NSGA-II. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, v. 6, n. 2, 2002, pp. 182-197.
7. Kalyanmoy Deb, *Multi-Objective Optimization using Evolutionary Algorithms*, Wiley India Pvt. Limited, 2010.
۸. ناظمی تاج الدین و یعقوبی، مهدی، رویکردی نو در حل مسائل بهینه‌سازی چند هدفه با الگوریتم NSGA-II بهبودیافته با آشوب. کنفرانس بین‌المللی بهینه‌سازی و مدل‌سازی غیر خطی، دانشگاه شمال، آمل، ۷-۸ شهریور ۱۳۹۱.
9. John D. Anderson, Jr., *Aircraft Performance and Design*, WCB/McGraw-Hill, United States, 1999.
10. Raymer, Daniel P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 2nd ed edition, AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia, 1999.

Surf and download all data from SID.ir: [www.SID.ir](http://www.SID.ir)

Translate via STRS.ir: [www.STRS.ir](http://www.STRS.ir)

Follow our scientific posts via our Blog: [www.sid.ir/blog](http://www.sid.ir/blog)

Use our educational service (Courses, Workshops, Videos and etc.) via Workshop: [www.sid.ir/workshop](http://www.sid.ir/workshop)