نشریه‌علمی علوم و فنون نوین‌هوانوردی
سال ۱، شماره ۴،زمستان ۱۴۰۳

کسب برتری هوایی در پرتابه های هدایت شونده از طریق بهینه سازی چند موضوعی برگرفته از الگوریتم ژنتیک

اسماعیل شریفان[1]* حسن شاه صفی[2]
۱-استادیار دانشگاه فرماندهی و ستاد
۲-استادیار دانشگاه فرماندهی و ستاد
(دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۱۱/۰۸ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۲۴)

چکیده : کسب برتری هوایی در پرتابه های هدایت شونده از طریق بهینه سازی چند موضوعی برگرفته از الگوریتم ژنتیک یکی از جدید ترین تکنیکهای افزایش برد در یک پرتابه هدایت شونده در صنایع نظامی می باشد. این مقاله یک تحقیق در خصوص بهینه سازی متغیرهای آیرودینامیکی یک پرتابه برای دستیابی به حداکثر برد و حداکثر وزن محموله)سرجنگی(با در نظر گرفتن سطوح اصلی بال و سطوح کنترلی بالک می باشد. به این منظور دیسیپلین های پایداری و کنترل‌پذیری، وزن و بالانس، آیرودینامیک و مسیر حرکت به عنوان موضوعات اصلی در مرحله طراحی مفهومی پرتابه هدایت شونده انتخاب گردید. مسئله طراحی پرتابه هدا یت شونده دارای چهار متغیر طراحی و دو تابع هدف، شامل وزن محموله و برد است. از نرم افزار نیمه تجربی برای محاسبه ضرایب آیرودینامیکی و از لینک خروجی‌های آن به کد شبیه ساز پرواز سه درجه آزادی در نرم افزار متلب و کد الگوریتم ژنتیک استفاده شده است. در ادامه مقاله با تجزیه و تحلیل کدها می توان برای برد پرتابه چیزی حدود ۴۸.۵۱٪ و برای وزن سرجنگی چیزی حدود ۷۳.۳ ٪ را مشاهده نمود

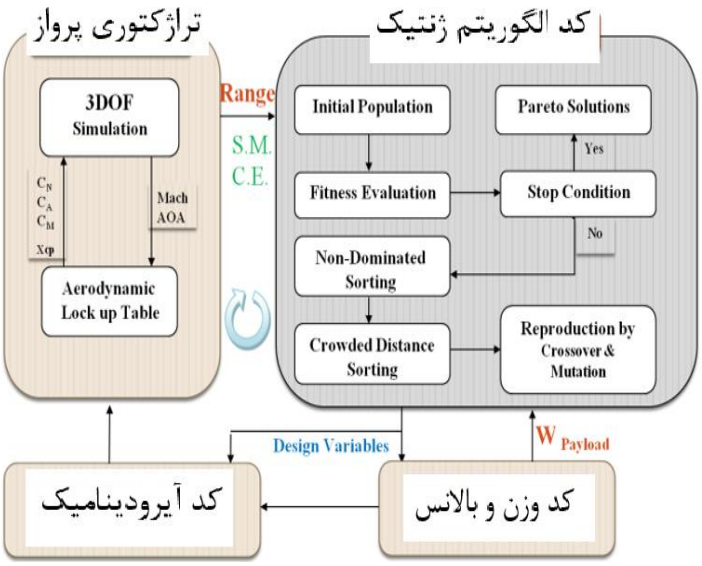
واژه های کلیدی: الگوریتم ژنتیک، بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی، پرنده هدایت شونده،

* **آدرس پست الکترونیک نویسنده مسئول: esmaeelsharifan۵۵@gmail.com**

مقدمه

تسلیحات هوشمند هواپایه با ابعاد کوچک و وزن پایین، محصولاتی نوین هستند که در چند سال اخیر توسعه یافته‌اند. این تسلیحات با هدف کاهش خسارت به همسایگی هدف، افزایش قابلیت رزمی هواپیماهای بدون سرنشین، افزایش تعداد پرتابه‌ها در هر سورتی پرواز و جایگزینی با نسل قبلی پرتابه‌های هدایت شونده بوجود آمده‌اند. عدم وجود نیروی پیشران در این تسلیحات و نیاز عملیاتی، باعث شده است تا دستیابی به برد حداکثر با قابلیت حمل حداکثر محموله، به عنوان محرک اصلی در طراحی این وسایل شناخته شود. در پژوهش حاضر طراحی چنین تسلیحاتی با نگرش طراحی بهینه چندموضوعی به منظور دستیابی به حداکثر برد و حداکثر وزن محموله، با توجه به قیود سیستمی همچون محدودیت حاشیه پایداری، محدودیت اثربخشی سطوح کنترلی الویتو، محدودیت چیدمانی داخلی و محدودیت‌های ابعادی و وزنی در فاز اولیه طراحی انجام شده است. طراحی بهینه چندموضوعی نیز نگرشی نوین در طراحی وسایل هوافضایی است که باعث کاهش زمان طراحی و تقابل منطقی و مناسبی بین توابع هدف و دیسیپلین‌های تأثیرگذار در عملکرد وسیله می‌شود. در این رابطه انتخاب موضوعات اصلی طراحی، تدوین محتوای هر یک، ساختار و نحوه تعامل بین آنها، سطح صحت مدل‌سازی و روش بهینه‌سازی از چالش‌های اصلی یک مسئله MDO به حساب آمده و در سال‌های اخیر مبنای تحقیقات زیادی بوده است. برخلاف روش‌های سنتی طراحی که از داده‌های آماری برای طراحی استفاده می‌شود، طراحی در این روش بر اساس کیفیت عملکرد (شبیه‌سازی پرواز) ارزیابی می‌شود و از داده‌های آماری برای ایجاد دید مناسب طراحی در انتخاب بازه‌های مناسب جستجو و ارزیابی طرح نهایی استفاده می‌شود. در این تحقیق دیسیپلین‌های آیرودینامیک، پایداری و کنترل‌پذیری با نرم افزار تحلیل آیرودینامیکی Missile DATCOM مدل و تحلیل شده‌اند. دیسیپلین وزن و بالانس با استفاده از روابط تحلیلی و با تقریب از چگالی قسمت‌های مختلف پرتابه مدل شده است. در نهایت خروجی دیسیپلین‌های آیرودینامیک، وزن و بالانس، کنترل‌پذیری و پایداری شامل مشخصه‌های جرمی و آیرودینامیکی وارد تحلیل‌گر مسیر پرواز، که یک شبیه‌سازی سه درجه آزادی است، می‌شوند و بعد از اجرای شبیه‌سازی، برد پرتابه محاسبه می‌شود. برد پرتابه و وزن محموله که یکی از خروجی‌های دیسیپلین وزن و بالانس است به عنوان ورودی‌های الگوریتم بهینه‌سازی، وارد سیکل بهینه‌سازی می‌شوند. این سیکل با روش امکان‌پذیری چند موضوعی[۱] و الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک چندمنظوره به سمت طرح بهینه میل می‌کند (شکل ۱). بعد از دستیابی به طرح بهینه، به منظور ارزیابی طرح نهایی نسبت به نامعینی‌های شرایط اولیه رهاسازی، تحلیل‌های مونت کارلو بر روی برد پرتابه انجام شده است که این تحلیل‌ها، نشان دهنده انحراف معیار مناسب و میانگین نزدیک به طرح بهینه هستند. از آنجا که برای مسائل طراحی بهینه چندموضوعی باید تکنیک‌های بهینه‌سازی چندموضوعی استفاده بشود تا بتواند فضای طراحی را بر اساس نیازمندی‌های طراحی در اختیار قرار دهد و از سرعت و کیفیت مناسبی برخوردار باشد، از الگوریتم ژنتیک چندمنظوره با تنظیم پارامترهای اصلی این الگوریتم به عنوان ابزار بهینه‌سازی استفاده شده است.

[۱] Multidisciplinary Feasibility (MDF)



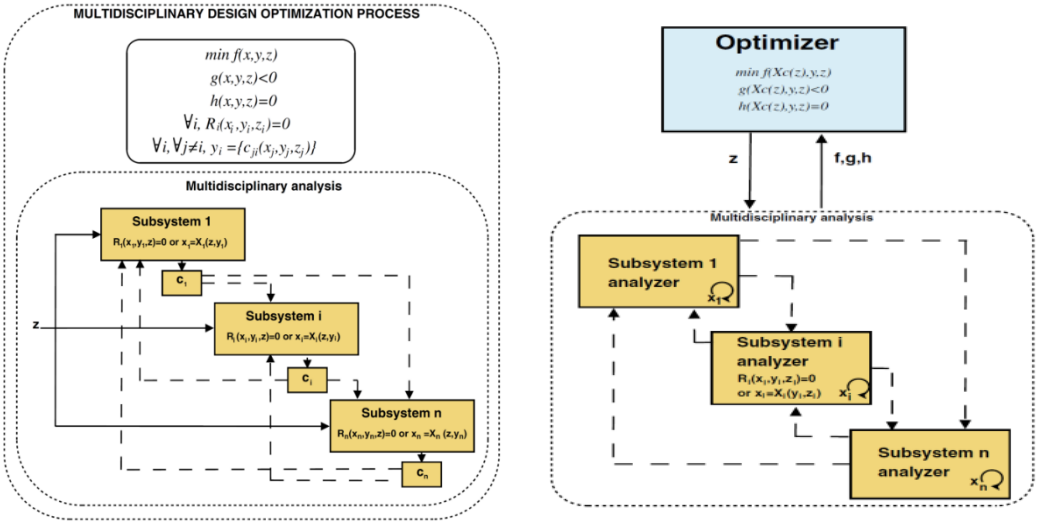
شکل ۱- سیکل کلی بهینه‌سازی [۱]

طراحی بهینه چندموضوعی و چندمنظوره

بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی (MDO)، رویکردی سیستمی برای بهینه‌سازی طرح یک سیستم مهندسی پیچیده با عناصر همبسته (کوپله) از موضوعات مختلف مهندسی می‌باشد. شکل های ۲ و ۳ فرآیند بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی را نشان می‌دهند. بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی در فازهای مختلف طراحی وسایل هوافضایی از جمله موشک‌ها و در سطوح مختلف طراحی می‌تواند انجام شود. هرچند مباحث بهینه‌سازی چند موضوعی در فازهای طراحی مفهومی بیشتر مطرح می‌شود، اما با توجه به قابلیت‌های ابزار بهینه‌سازی و روش‌های ارزیابی عملکرد موضوع‌ها و میزان اعتبار این روش‌ها، می‌توان در تمامی مراحل طراحی مقدماتی، طراحی جزییات و حتی پس از طراحی، به منظور ارزیابی طرح موجود و یا بهبود آن، از روش‌های طراحی بهینه چند موضوعی استفاده کرد. در سیستم‌های با قابلیت تجزیه مرتبه‌ای[۱] بهینه‌سازی در سطح زیرسیستمی و سیستمی انجام می‌شود. درصورتی که در سیستم‌های که قابلیت تجزیه مرتبه‌ای ندارند[۲]، تحلیل و بهینه‌سازی در سطح سیستمی انجام می‌شود. با توجه به ماهیت سیستم‌های هوافضایی بهینه‌سازی این سامانه‌ها بصورت تک سطحی انجام می‌شود. از بین روش‌های مختلف بهینه‌سازی تک سطحی همچون روش همه با هم[۳]، روش MDF و روش امکان‌پذیری یک موضوعی[۴]، روش امکان‌پذیری چندموضوعی (MDF) بیشترین کاربرد (بیش از ۸۰ درصد) را در بهینه‌سازی وسایل هوافضایی دارد [۲]. در این تحقیق از روش MDF به منظور طراحی استفاده شده است.

---

[۱] Hierarchical Decomposition (HD)
[۲] Non-Hierarchical Decomposition (NHD)
[۳] All At Once (AAO)
[۴] Individual Discipline Feasibility (IDF)



شکل ۲ و ۳- فرآیند بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی [۲]

روش امکان‌پذیری چند موضوعی را می‌توان به عنوان یک حلقه از تحلیل چند موضوعی در نظر گرفت که با بروز رسانی‌های طراحی دنبال می‌شود. این روش، که عمومی‌ترین روش حل مسائل بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی می‌باشد، مثالی از روش کاهش متغیر برای برنامه‌سازی غیر خطی است که در آن تنها متغیرهای طراحی Z و نه متغیرهای حالت X به عنوان متغیرهای مستقل بهینه‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرند (شکل ۳). ایده اصلی در این روش، وارد کردن یک تحلیل‌گر چند موضوعی بین بهینه‌ساز و موضوعات می‌باشد. برآورده ساختن معادلات حاکم در هر سیکل بهینه‌سازی، همگرایی در هر سیکل و مقاومت بالا از جمله ویژگی‌های این روش نسبت به دیگر روش‌های بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی است [۳]. در جدول ۱ ویژگی‌های روش‌های بهینه‌سازی یک سطحی به منظور مقایسه آورده شده است.

جدول ۱- مقایسه روش‌های بهینه‌سازی یک سطحی [۳].

ویژگی	AAO	MDF	IDF
برآورده ساختن معادلات حاکم	فقط در همگرایی	در هر تکرار بهینه‌سازی	در هر تکرار بهینه‌سازی
همگرایی سیستم	فقط در همگرایی	هر تکرار بهینه‌سازی	فقط در همگرایی
سرعت مورد انتظار	سریع	کند	متوسط
مقاومت	نامعلوم	متوسط	بالا

اغلب مسائل MDO در صنایع هوافضا از جنس مسائل با اهداف در تقابل با هم هستند. این واقعیت ناشی از تقابل همیشگی عملکرد و هزینه است. روش رایج در حل این مسائل استفاده از مجموعه جواب‌های غیر غالب[۱] و روش‌های بهینه‌سازی چندمنظوره است. در این روش بر خلاف مسائل بهینه‌سازی تک‌هدفی، که در انتهای فرآیند

[۱] Non-Dominated Solution

بهینه‌سازی یک جواب بهینه یافته می‌شود، یک مجموعه از پاسخ‌های بدست آمده که به نوعی مصالحه بین چند تابع هدف را به نمایش می‌گذارند به عنوان مجموعه جواب نهایی پذیرفته می‌شوند. بطور عمومی می‌توان مسئله بهینه‌سازی چندمنظوره را بصورت زیر بیان کرد:

$$\text{Find} \quad \mathbf{x_i} = [x_1, x_2, ..., x_n]^T, \ x \in \Omega \qquad (1)$$

$$\text{to minimize} \quad F(x) = [f_1(x), f_2(x), ..., f_k(x)] \qquad (2)$$

$$\text{Subject to} \quad g_i(x) \le 0, \ i=\{1,m\} \qquad (3)$$
$$h_j(x) \le 0, \ j=\{1,p\}$$

که در روابط فوق x_i مجموعه بردارهای متغیرهای طراحی به تعداد جواب‌های حل پرتو، $F(x)$ بردار توابع هدف و توابع برداری $g(x)$ و $h(x)$ به ترتیب قیود نامساوی و مساوی مسئله می‌باشند. بنابراین، بهینه‌سازی چندهدفی شامل k هدف، که به شکل k تابع هدف منعکس می‌شوند، $m+p$ قید روی متغیرهای طراحی و توابع هدف و n متغیر طراحی می‌باشد. حل $X \in \Omega$، بهینه پرتو[1] یا نقطه غیرغالب نامیده می‌شود اگر و تنها اگر هیچ $X' \in \Omega$ وجود نداشته باشد که برای آن بردار $v = F(X') = (f_1(X'),..., f_k(X'))$ بر $u = F(X) = (f_1(X),..., f_k(X))$ غلبه کند [۴].مسئله مورد بررسی در این پژوهش به دلیل کوپلینگ موجود بین موضوع‌ها قابل تجزیه به چند زیر سیستم نیست و به عنوان یک مسئله چندموضوعی و چندمنظوره درنظر گرفته شده است. چرا که نمی‌توان سیستم را به زیر سیستم‌های کوچکتر تقسیم نمود به طوری که هر زیر سیستم پارامترهای طراحی، قیود و توابع هدف خود را مشخص کند.

الگوریتم ژنتیک چندمنظوره ژنتیک

به دلیل اینکه الگوریتم‌های تکاملی توانایی زیادی در یافتن طرح بهینه فراگیر دارند، در بسیاری از مسائل طراحی از آنها استفاده می‌شود. دلیل دیگر استفاده از الگوریتم‌های تکاملی، این است که مسئله بهینه‌سازی طراحی بسیار شبیه به فرآیند تکامل است و الگوریتم‌های تکاملی نیز الهام گرفته از فرآیند تکامل هستند. قابلیت اطمینـان بالا در یافتن پاسخ‌های نزدیک به بهینـه فراگیر، قابلیـت ترکیب با روش‌های بهینه‌سازی محلی به منظور افزایش سرعت همگرایی، قابلیت تطبیق با انواع مسائل بهینه‌سازی مقید و نامقید و انواع مسائل چندمنظوره باعث استقبال محققان در زمینه‌های مختلف علمی و مهندسی از الگوریتم‌های تکاملی شده است. روند استفاده محققان هوافضایی از الگوریتم‌های تکاملی در بهینه‌سازی آیرودینامیکی و طراحی پیکربندی خارجی وسایل هوافضایی مهر تأییدی بر قابلیت روش‌های تکاملی در اینگونه مسائل است (مراجع [۵، ۶ و ۷]). پارامترهای تنظیم شده برای الگوریتم ژنتیک مطابق جدول ۲ نمایش داده شده است.

[1] Pareto Optimal

جدول ۲- پارامترهای تنظیم شده برای الگوریتم ژنتیک.

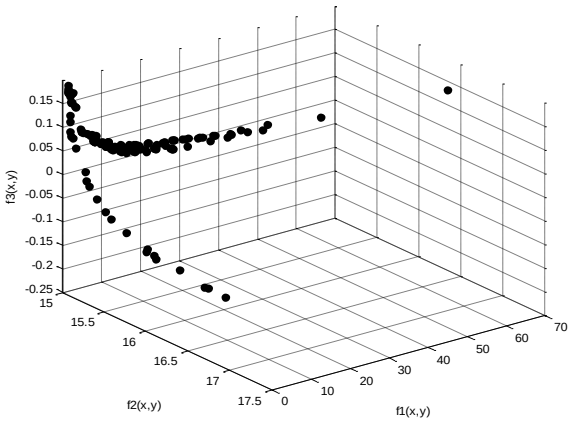
پارامتر	توضیح	مقدار
N_{POP}	تعداد افراد جمعیت	۳۰۰
R_{CRS}	نسبت کراس‌اور برای عملگر کراس‌اور میانی	۱.۸
a_{mut}	پارامتر مقیاس برای عملگر جهش گوسی	۰.۱۵
b_{mut}	پارامتر انقباض برای عملگر جهش گوسی	۰.۶۵
P_{mut}	احتمال انجام جهش	۰.۰۳

پارامترهای مهم در الگوریتم ژنتیک عبارتند از روش‌های نمایش[۱]، اندازه جمعیت و جمعیت اولیه، رتبه بندی کروموزوم‌ها (مقیاس‌بندی تابع برآزندگی)، مکانیزم انتخاب والد، نرخ تولید مثل[۲]، عملگرهای ژنتیکی، جایگزینی و معیارهای توقف الگوریتم. در این تحقیق با توجه به قابلیت‌های الگوریتم ژنتیک از این الگوریتم به عنوان راهبرد بهینه‌سازی چندموضوعی مطابق مرجع [۸] استفاده شده است. پارامترهایی که در این الگوریتم بایستی تنظیم شوند، به همراه مقادیری که در توابع محک مورد استفاده قرار گرفته‌اند، در جدول ۲ نشان داده شده‌اند. به منظور ارزیابی الگوریتم ژنتیک با اصلاحات انجام شده و تنظیم پارامترهای الگوریتم، از توابع محک چندمنظوره استاندارد MOP۵، MOP۶ و MOPC۱ مطابق مرجع [۴] استفاده شده است. بدین منظور عملکرد الگوریتم ژنتیک با عملکرد سه الگوریتم بهینه‌سازی چندموضوعی PAES[۳]، MOGA۲[۴] و SMOPSO[۵] در سرعت همگرایی و تعداد ارزیابی الگوریتم برای رسیدن به جواب بهینه پرتو مقایسه شده است. این ارزیابی نشان می‌دهد که الگوریتم ژنتیک در هر سه تابع محک با تعداد ارزیابی کمتری به جواب بهینه دست یافته است (جدول ۳). در مرجع [۹] روابط توابع محک و سه الگوریتم مقایسه شده به همراه نتایج الگوریتم‌ها در فضای جواب آورده شده است. اشکال ۴، ۵ و ۶ فضای پاسخ سه تابع محک را برای تعداد ارزیابی مشخص شده در جدول ۳ با الگوریتم ژنتیک نشان می‌دهد.

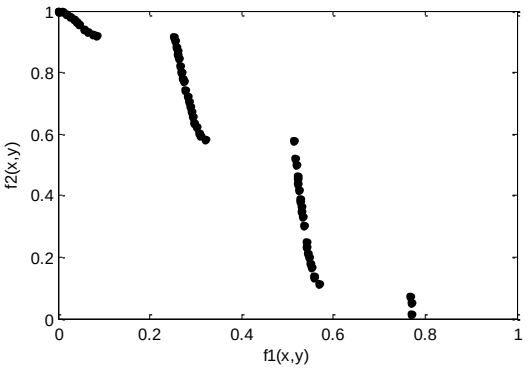
جدول ۳- تعداد ارزیابی توابع محک.

الگوریتم	MOP۵	MOP۶	MOPC۱
SMPSO	۶۰۰۰	۳۵۰۰	۲۲۰۰
PAES	۲۵۵۰۰۰	۸۰۰۰۰	۴۵۰۰۰
MOGA۲	۶۰۰۰	۳۵۰۰	۲۲۰۰
الگوریتم ژنتیک	۶۰۰۰	۳۲۰۰	۱۳۰۰

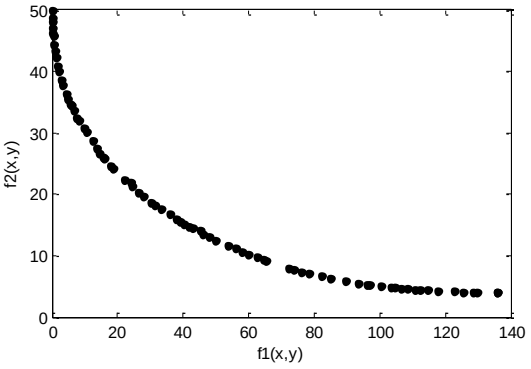
[۱] Encoding
[۲] Crossover Rate
[۳] Pareto Archived Evolution Strategy
[۴] Multi-Objective Genetic Algorithm ۲
[۵] Simple Multi-Objective Particle Swarm Optimizer



شکل ٤- ارزیابی تابع محک MOP۵ توسط الگوریتم ژنتیک



شکل ٥- ارزیابی تابع محک MOP٦ توسط الگوریتم الگوریتم ژنتیک



شکل ٦- ارزیابی تابع محک MOPC۱ توسط الگوریتم ژنتیک

پارامترها و محدودیت‌های طراحی

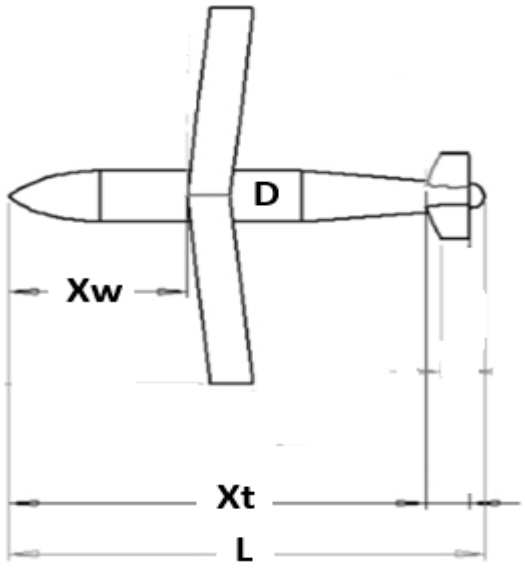
با توجه به هندسه متعارف پرتابه‌های هدایت شونده و پارامترهای مربوط به پیکربندی خارجی این وسایل، مطابق با شکل ۷ دماغه سری توانی را می‌توان با استفاده از فرمول ۴ مدل کرد.

$$۰ \le n \le ۱,\ y = R \times \left(\frac{x}{L}\right)^n \qquad (۴)$$

که در آن n بیانگر میزان کندی نوک دماغه، L طول دماغه، R شعاع انتهای دماغه و y شعاع متناظر با فاصله x از نوک دماغه می باشد. با افزایش مقدار n از مقادیر کوچک تا مقدار ۱، دماغه از یک هندسهٔ کاملاً کند به هندسه‌ای تیز (کاملاً مخروطی) تبدیل می شود. در نتیجه می‌توان با تغییر پارامتر n به عنوان یک پارامتر طراحی، طیفی از دماغه‌های مختلف را پوشش داد. افزایش مقدار n به سمت ۱ باعث افزایش راندمان آیرودینامیکی و کاهش حجم محصور داخل دماغه می‌شود و کاهش آن تأثیر بالعکس دارد. از این رو میزان بهینه این پارامتر یک مصالحه بین حجم (وزن محموله بطور غیر مستقیم) و آیرودینامیک (برد پرتابه) است. در تعریف بازه‌های طراحی سعی شده است که بازه‌ها به گونه‌ای تعریف شوند که طراحی غیرمنطقی در فرآیند بهینه‌سازی انجام نشود. این بازه‌ها با توجه به محدودیت‌های فیزیکی، سیستمی، چیدمانی داخلی، محدودیـت‌های پرنده حامل و تحلیل‌های آماری معین شده است (جدول ۴). دیگر مشخصه‌های پیکربندی خارجی پرتابه، همچون نوع ایرفویل و چیدمانی بالک‌ها، خارج از سیکل بهینه‌سازی با توجه معیارهای طراحی پرتابه‌های هدایت‌شونده انتخاب شده است. شکل ۷ پارامترهای هندسی طراحی پرتابه هدایت شونده برای ۴ متغیر را نمایش می دهد. وضع موجود در خصوص پرتابه قابل دسترس دارای اطلاعات برد و وزن سرجنگی به ترتیب برابر با ۶ کیلومتر و ۱۹/۴۵۵ کیلوگرم می‌باشد.

جدول ٤- پارامترهای طراحی و محدوده تغییرات آنها

متغیر طراحی	حداقل	حداکثر	توضیحات
L	۲.۰۵	۳.۱۵	طول کل پرتابه
D	۰.۲۲۵	۰.۳	قطر پرتابه
X_w	۰.۷۲۵	۱.۳۱۱	موقعیت لبه حمله ریشه بال
X_t	۱.۰۲۲	۱.۹۶	موقعیت لبه حمله ریشه دم



شکل ۷- پارامترهای هندسی طراحی پرتابه هدایت شونده.

محدودیت‌ها در مسائل بهینه‌سازی به دو شکل کلی شامل محدودیت روی پارامترهای طراحی و محدودیت روی پارامترهای عملکردی اعمال می‌شود. در این طراحی محدودیت حاشیه پایداری و میزان اثر بخشی سطوح کنترلی به عنوان قیود عملکردی پرتابه، با اضافه کردن تابع پنالتی به تابع هدف برد اعمال شده است. در مورد پایداری استاتیکی در کانال طولی که بر جدایش ایمن پرتابه از لانچر و پلتفرم هوایی تأثیر مستقیم می‌گذارد، معیار حاشیه پایداری است و در مورد اثربخشی سطوح کنترل آیرودینامیکی[۱] در ابتدای رهاسازی با توجه به سرعت پایین پرتابه، تغییر مشتق Cm_{α} نسبت به تغییر مشتق کنترلی کانال طولی ($Cm_{\delta e}$) مورد نظر است. این محدودیت‌ها به عنوان تابع جریمه به توابع هزینه در فرآیند بهینه‌سازی مطابق روابط ۵، ۶ و ۷ اضافه شده است. این قیود که به موقعیت مرکز ثقل و پیکربندی خارجی پرتابه بستگی دارد در هر سیکل با استفاده از روابط تحلیلی و خروجی ضرایب آیرودینامیکی MD ارزیابی و تحلیل می‌شوند. [۱].

$$S.M < 0.2 f_P = ۱۰۰۰۰ \left(e^{-S.M} - ۰.۸۱۸\right) \quad (۵)$$

$$S.M > 0.8 f_P = ۲۵۰۰ \left(S.M - ۰.۸\right) \quad (۶)$$

$$\frac{C_{m_{\delta e}}}{C_{m_{\alpha}}} (C.E.) < 1 f_P = ۵۰۰۰ \left(\frac{۱}{C.E.} - ۱\right) \quad (۷)$$

علاوه بر قیود و محدودیت‌های فوق با توجه به تحلیل‌های آماری و برخی محدودیت‌های سیستمی تعدادی قیود نامساوی دیگر برای افزایش سرعت همگرایی و منطقی‌تر شدن طراحی به مسئله اضافه شده است. این قیود شامل محدوده نسبت رعنایی کل پرتابه و دماغه، فاصله بین بین ریشه بال و ریشه دم، فاصله بین انتهای دماغه و ریشه بال، نسبت نیم اسپن دم و بال به قطر پرتابه و نسبت وتر ریشه دم و بال به قطر پرتابه می‌باشد.

موضوع‌ها و توابع عملکردی

در موضوع آیرودینامیک مشخصه‌های هندسی وسیله (پارامترهای طراحی) به عنوان ورودی موضوع و ضرایب نیرو و گشتاور آیرودینامیکی به عنوان خروجی در نظر گرفته شده است. با توجه به اینکه ضرایب آیرودینامیکی علاوه بر هندسه خارجی وسیله پرنده تابعی از شرایط پروازی (ارتفاع، عدد ماخ، زاویه حمله، زاویه سرش جانبی و عدد رینولدز) است، در هر سیکل بهینه‌سازی ضرایب آیرودینامیکی C_N، C_A، C_m، $C_{m\delta e}$ و موقعیت مرکز فشار X_{CP} به صورت جداولی از شرایط پروازی برای ۱۳ زاویه حمله و ۸ عدد ماخ مختلف توسط نرم‌افزار MD محاسبه می‌شود و در هر سیکل شبیه‌سازی با توجه به شرایط پروازی این ضرایب از جدول مراجعه‌ای بازخوانی و میانیابی شده و در معادلات حرکت استفاده می‌شود. در هر سیکل بهینه‌سازی و برای هر اجرای شبیه‌سازی لازم است که مشخصه‌های جرمی وسیله شامل وزن کل، ممان اینرسی عرضی و موقعیت مرکز ثقل با استفاده از پارامترهای طراحی محاسبه شوند. همچنین وزن محموله به عنوان تابع هدف باید در هر سیکل بهینه‌سازی محاسبه شود. این محاسبات در بخش وزن و بالانس با تقسیم پرتـابه به زیرسیستم‌های جدا و تقریب چگالی و حجم هر بخش مطابق مراجع [۱۰] و [۱۱]، انجـام می‌شود. در این تحلیل پرتابه به هفت زیرسیستم شامل دماغه و قسمت هدایت و کنترل با حجم ثابت، قسمت زنجیره آتش، بال‌های میانی، دم، عملگرهای دم و سازه بدنه تقسیم شده است (شکل ۸). با توجه به شرایط پروازی وسیله فرض شده است که سازه بدنه، بال و دم از مواد مرکب (کولار) ساخته می‌شود. با فرض اینکه عملگرها در وسط وتر ریشه دم قرار دارند، وزن این بخش به صورت جرم متمرکز دو برابر وزن بالک‌ها در نظر گرفته شده است. همچنین به هر بخش پس از محاسبه جرم آن قسمت، ۱۰ درصد جرم آن بخش به عنوان جرم اتصالات اضافه می‌شود. همانطور که اشاره شد موضوعات پایداری و کنترل‌پذیری به عنوان تابع جریمه به تابع هزینه برد در فرآیند بهینه‌سازی اضافه شده است. بدین صورت که اگر حاشیه پایداری کمتر از ۰٫۲ شود و به سمت منفی برود،

[۱] Control Effectiveness (C.E.)

مقدار تابع هزینه برد به صورت نمایی مطابق با رابطه (۵) به سمت بی‌نهایت میل می‌کند. به طوری که در حاشیه پایداری ۰٫۲ مقدار پنالتی برابر صفر است و در حاشیه پایداری صفر مقدار پنالتی ۱۸۰۰ است. برای حاشیه پایداری بیشتر از ۰٫۸ نیز یک پنالتی بصورت خطی با شیب ۲۵۰۰ با افزایش حاشیه پایداری به تابع هزینه برد مطابق با رابطه (۶) اضافه می‌شود. در مورد اثربخشی سطوح کنترل آیرودینامیکی مطابق مراجع [۱۱، ۱۲] می‌توان تغییر مشتق Cm_{α} نسبت به تغییر مشتق کنترلی کانال طولی ($Cm_{\delta e}$) را به عنوان کارآیی سطوح کنترلی درنظر گرفت. اثربخشی سطوح کنترلی با تغییر فشار دینامیکی تغییر کرده و با افزایش سرعت پروازی، اثربخشی سطوح کنترلی افزایش می‌یابد. همچنین با تغییرات زاویه حمله، اثربخشی سطوح کنترلی تحت تأثیر فروزش بال و جریان‌های بدنه تغییر می‌کند. اما از آنجا که حساسیت اثربخشی سطوح کنترلی دم در این پرتابه نسبت به تغییرات زاویه حمله بسیار کم است، این ضریب آیرودینامیکی در زاویه حمله پایین (بین صفر الی چهار درجه) محاسبه می‌شود. در مورد سرعت و متعاقب آن فشار دینامیکی روی سطوح کنترلی باید گفت که بحرانی‌ترین حالت برای پرتابه در لحظات اولیه رهاسازی که فشار دینامیکی پایین است، اتفاق می‌افتد. بدین جهت در هر سیکل بهینه‌سازی، اثربخشی سطوح کنترلی در سرعت اولیه رهاسازی و برای دفلکت ۰ تا ۴ درجه محاسبه می‌شود.با فرض اعمال نیروهای آیرودینامیکی و جاذبه بر روی پرتابه، می‌توان معادلات حرکت انتقالی نیوتن، معادلات حرکت دورانی و سینماتیکی اویلر را برای پرتابه با فرض حرکت در راستای طولی –معادلات سه درجه آزادی حرکت پرتابه– بصورت روابط ۸ الی ۱۱ نوشت. [۱].

$$\dot{u} = -g\sin\theta + \frac{F_{Az}}{m} - qw \qquad (۸)$$

$$\dot{w} = g\cos\theta\cos\varphi + \frac{F_{Az}}{m} + qu \qquad (۹)$$

$$\dot{q} = \frac{M_{Ay}}{I_{yy}} \qquad (۱۰)$$

$$\dot{\theta} = q \qquad (۱۱)$$

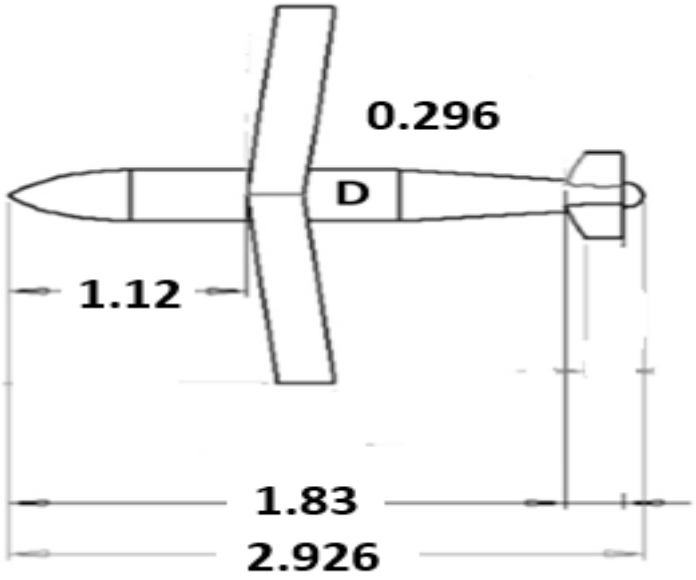
با استفاده از معادلات فوق، شبیه‌سازی ۳ درجه آزادی پرتابه در محیط سیمولینک به منظور ارزیابی برد نهایی پرتابه انجام شده است. قبل از هر بار اجرای شبیه‌سازی لازم است که مقدار پارامترهای وابسته از روی مقدار پارامترهای مستقل طراحی که توسط عملگرهای ژنتیکی تولید می‌شوند، محاسبه شود. در روش طراحی بهینه چندموضوعی برای اولویت‌بندی محاسبه پارامترهای وابسته می‌توان از روش اولویت‌بندی دستی و یا ماتریس ساختار طراحی (DSM) استفاده کرد. با توجه به تعداد روابط تحلیلی کم در فرآیند تحلیل قبل از شبیه‌سازی از روش اولویت‌بندی دستی در این تحقیق استفاده شده است. با توجه به اینکه مأموریت اصلی یک پرتابه رساندن محموله (سرجنگی) به یک فاصله مشخص از نقطه رهاسازی است، پارامترهای عملکردی برای بهینه‌سازی در این تحقیق دستیابی به برد افقی حداکثر و حداکثر اثربخشی سرجنگی درنظر گرفته شده است. کارآیی سرجنگی را می‌توان به دو بخش مجزا شامل احتمال کشندگی هدف و احتمال برخورد به هدف درنظر گرفت [۱۰]. احتمال کشندگی هدف خود تابعی از سرعت برخورد پرتابه به هدف، زاویه برخورد، جرم سرجنگی و شکل خرج گود است. همچنین احتمال کشندگی هدف برای یک وزن مشخص از سرجنگی، رابطه‌ی تقریباً خطی با قطر پرتابه دارد. فلذا می‌توان احتمال کشندگی هدف را تابعی از وزن سرجنگی درنظر گرفت [۱۰]. وزن سرجنگی تابعی از قطر و طول قسمت سرجنگی است که در موضوع وزن و بالانس به طور مستقل محاسبه می‌شود. برد نهایی پرتابه که بصورت یک تابع غیرخطی از پارامترهای طراحی است، طی شبیه سازی سه درجه آزادی مطابق با شرایط اولیه جدول ۵ محاسبه می‌شود.

جدول ۵- شرایط اولیه رهاسازی (مقدار نرمال) و انحراف معیار استاندارد.

حالت‌ها	مقدار نرمال	انحراف معیار	واحد
سرعت رهاسازی	۱۴۵	۲۰	km/hr
زاویه حمله	۰	۵	deg
زاویه پیچ	۰	۱۰	deg
نرخ زاویه پیچ	۰	۱۰	deg/s
ارتفاع رهاسازی	۲۰۰۰	۱۰۰	m

نتایج طراحی بهینه چندموضوعی و چندمنظوره

نتایج حاصل از طراحی بهینه چندمنظوره در شکل ۷ بعد از ۱۵۰۰۰ ارزیابی (۵۰ نسل با تعداد جمعیت ۳۰۰ کروموزوم) در جدول ۶ به عنوان پارامترهای نهایی عملکردی بیان شده است. در شکل ۷ پارامترهای بهینه در شکل نشان داده شده است.

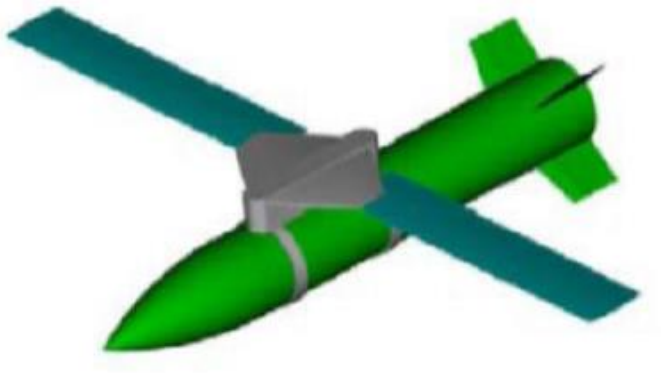


شکل ۷- پارامترهای بهینه برای چهار متغیر اصلی در طراحی بهینه سازی چند موضوعی با ترکیب با الگوریتم ژنتیک

جدول ٦- پارامترهای عملکردی طرح نهایی انتخاب شده.

پارامتر عملکردی	مقدار نهایی	درصد بهبود نسبت به وضع موجود
برد طولی (کیلومتر)	۶.۹۵	٪ ۱۵.۸۴
وزن سرجنگی (کیلوگرم)	۲۰.۱۱۲	٪ ۳.۳۷

یکی از نکات مهم در افزایش برد پرتابه سرعت پایداری پرتابه می‌باشد که ارتباط مستقیمی با وزن پرتابه دارد. در وسایل هوایی هر چه وزن پرنده بیشتر شود سرعت‌های کلیدی پرنده از سرعت استال تا حداکثر سرعت افزایش می‌یابد. نکته حائز اهمیت در مسئله پرتابه، ثابت بودن سرعت رهاسازی است. از آنجا که سرعت رهاسازی ثابت است طرح‌هایی با وزن کمتر دارای سرعت پایداری کمتری بوده و این کاهش سرعت پایداری باعث افزایش برد پرتابه خواهد شد. فلذا یک تقابل جدی بین وزن و برد به عنوان توابع هدف وجود دارد. لکن نسبت پیشروی (نسبت لیفت به درگ) یک خاصیت آیرودینامیکی صرف بوده و در این موارد نمی‌توان با بهینه‌سازی نسبت پیشروی انتظار دستیابی به برد حداکثر را داشت. همچنین با افزایش وزن، سرعت متناظر با حداکثر نسبت پیشروی افزایش می‌یابد که این موضوع بر برد متناظر در پرنده‌های هدایت شونده (با قابلیت کنتـرل بر روی زاویه حمله و یا سرعتِ حداکثر برد) تأثیر مستقیم دارد. شکل نهایی پرتابه هدایت شونده با اطلاعات فوق به صورت شکل ۸ می باشد.



شکل ۸- شکل نهایی پرتابه با استفاده از الگوریتم ژنتیک

نتیجه‌گیری

در مقاله فوق دیدیم با تعریف یک سیکل بهینه سازی از الگوریتم ژنتیک و تراژکتوری پرواز در کنار کدهای وزن و بالانس و آیرودینامیک بعد از اجرای برنامه برای متغیرهای اصلی که شامل چهار پارامتر بودند بهترین نقاط بهینه انتخاب شده و با این جهار نقطه بهینه از معادلات سه درجه آزادی در تراژکتوری پرواز می توان به راحتی بهترین حالت بهینه برای دو تابع هدف برد پرتابه و وزن سرجنگی پرتابه را مشاهده نمود. قطعا این کسب برتری هوایی با درصدهای بیان شده یعنی برای برد پرتابه چیزی حدود ٪۱۵.۸۴ و برای وزن سرجنگی چیزی حدود ٪ ۳.۳۷ کاملا نمودار خواهد بود.

مراجع

جمالی، سجاد؛ پورتاکدوست، سید حسین؛ موسوی، سید جواد، «طراحی بهینه چند موضوعی و چند منظوره پرتابه با استفاده از الگوریتم تکاملی NSGA-II»، *نشریه علمی پژوهشی مهندسی هوانوردی*، بهار و تابستان ۱۳۹۳.

فرمانی، محمد رضا؛ «توسعه روش تکاملی برای بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی با معیار بهینگی چند منظوره»، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیر طوسی، ۱۳۸۹.

M. Balesdent, N. Bérend, P. Dépincé and A. Chriette, "A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design", Struct Multidisc Optim, Springer, ۲۰۱۱.

C. Coello, D. Van Vedhuizen and G. Lamont, "Evolutionary Algorithms for Solving Multi-Objective Problems", ۲nd Edition, Springer, ۲۰۰۷.

M. Anderson, B. Burkhalter, J. E. and R. M. Jenkins, "Missile Aerodynamic Shape Optimization Using Genetic Algorithms", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. ۳۷, No. ٥, pp. ٦٦٣–٦٦٩, ۲۰۰۰.

Y. Yang, S. Jung, T.H. Cho and R.S Myong, "Aerodynamic Shape Optimization System of a Canard-Controlled Missile Using Trajectory-Dependent Aerodynamic Coefficients", *Journal of Spacecraft and Rockets*, v. ٤٩, n. ۲, pp. ۲٤۳–۲٤۹, ۲۰۱۲.

Lisk D., Robinson T. and Robinson D., "Multi-Objective Optimization of Supersonic Projectiles using Evolutionary Algorithms", *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, paper ۱۰-۱٥۰۰, ۲۰۱۰.

Deb, Kalianmoy, Samir Agrawal and et al, "A Fast Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm for Multi-Objective Optimization NSGA-II", KanGAL Report No. ۲۰۰۰۰۱, ۱۹۹۹.

Leticia Cagnina, Susana Esquivel, "A Particle Swarm Optimizer for Multi-Objective Optimization", JCS&T Vol. ٥ No. ٤, December ۲۰۰٥.

MIL-HDBK-۷٦۲, "Design of Aerodynamically Stabilized Free Rockets", U.S. Army Missile Command, ۱۹۹۰.

E. L. Fleeman, "Tactical Missile Design", AIAA Education Series, Inc., ۲۰۰۱.

C. Tanıl, B.E. Platin and G. Mahmutyazıcıoğlu, "External Configuration Optimization of Missiles in Conceptual Design", *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, paper ۰۹-٥۷۱۹, ۲۰۰۹.

H. Peter, H. Zipfel, "Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics", AIAA, Inc., Reston, August ۲۰۰۰.

O. Tekinalp and M. Bingol, "Simulated Annealing for Missile Optimization: Developing Method and Formulation Techniques", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. ۲۷, No. ٤, pp. ٦۱٦–٦۲٦, ۲۰۰٤.

K. Cui and G.W. Yang, "Shape Optimization for Hypersonic Arc-Wing Missiles", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. ٤۷, No. ٤, pp. ٦۹٤–۷۰۰, ۲۰۱۰.

Journal of Modern Aviation and Techniques
Year 1, Number 4, winter ۲۰۲۳

Obtaining air superiority in guided missiles through multi-objective optimization derived from genetic algorithm

Abstract: Gaining air superiority in guided missiles through multi-objective optimization derived from genetic algorithm is one of the latest techniques to increase the range of a guided missile in the military industry. This article is a research about optimizing the aerodynamic variables of a projectile to achieve the maximum range and the maximum weight of the cargo (warhead) by considering the main surfaces of the wing and the control surfaces of the bulk. For this purpose, the disciplines of stability and controllability, weight and balance, aerodynamics and trajectory were chosen as the main subjects in the conceptual design phase of the guided projectile. The guided projectile design problem has four design variables and two objective functions, including payload weight and range. Semi-empirical software has been used to calculate the aerodynamic coefficients and its outputs link to the three-degree-of-freedom flight simulator code in MATLAB software and the genetic algorithm code. In the continuation of the article, by analyzing the codes, it can be seen about ۱۵,۸٤٪ for the projectile range and about ۳,۳۷٪ for the warhead weight.

Key words: Conceptual design, multi-objective design optimization, UAV, genetic algorithm