

طراحی بهینه چندموضوعی و چندمنظوره پرتابه با استفاده از الگوریتم تکاملی NSGA-II

جمالی، سجاد^{۱*}، پورتاکدوست، سید حسین^۲، موسوی، سید جواد^۳
۱- کارشناس ارشد هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا
۲- استاد، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا
۳- کارشناس ارشد هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا
(دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۰۶/۰۱ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۱/۲۰)

چکیده

در پژوهش حاضر مسئله بهینه‌سازی طراحی مفهومی چندموضوعی و چندمنظوره یک پرتابه هوایی مورد بررسی و تحقیق قرار گرفته است. این امر بر پایه توسعه یک مدل دینامیک پروازی سه درجه آزادی و مد نظر قرار دادن کلیه محدودیت‌های سیستمی صورت گرفته است. به منظور دستیابی به حداکثر وزن محموله و حداکثر برد، زمینه‌های پایداری، وزن و بالانس، آیرودینامیک و مسیر حرکت مطلوب به‌عنوان موضوعات اصلی در مرحله طراحی مفهومی پرتابه هوایی انتخاب گردیده و برای هر یک، مدلی مناسب با سطح صحت متوسط به کار گرفته شده است. مسئله بهینه‌سازی نتیجه شده شامل ۱۴ متغیر طراحی و دو تابع هدف که همان وزن محموله و برد پرتابه هوایی است، می‌باشد. به منظور ارزیابی طرح بهینه شده، تحلیل‌های آماری روی طرح پایه و طرح بهینه بر اساس معیار عملکرد و رعایت محدودیت‌ها صورت گرفته و مقایسه شده‌اند که نشان‌گر عملکرد بهتر طرح بهینه به‌دست آمده می‌باشند. در نهایت، با توجه به نامعینی‌های حاکم بر شرایط اولیه رها سازی و به‌منظور تحلیل حساسیت برد پرتابه نسبت به تغییرات شرایط اولیه از حالت ایده‌آل و ارزیابی طرح نهایی، شبیه‌سازی‌های مونت کارلو بر روی طرح بهینه نیز انجام شده است.

واژه‌های کلیدی: طراحی مفهومی، پرتابه، بهینه‌سازی چندموضوعی، الگوریتم تکاملی چندمنظوره، شبیه‌سازی مونت کارلو

Multidisciplinary and Multi-Objective Design Optimization of a Flying Projectile Using Evolutionary Algorithm (NSGA-II)

ABSTRACT

In this paper the problem of multidisciplinary and multi-objective conceptual design optimization of an air launched projectile (ALP) is investigated. The proposed task is performed using a three degree of freedom (DOF) flight dynamics simulation model and taking into account all the constraints involved in the optimization process. To maximize the payload weight as well as the range of ALP, the vehicle weight and balance, aerodynamics and stability disciplines are selected in the optimization process using a model with moderate levels of fidelity for each subject. The ALP design optimization problem contains 14 design variables and 2 target functions that include the payload weight and the vehicle range. Finally, a performance based comparison of results between the optimized ALP and its non-optimum initial configuration has been made. In addition, a Monte Carlo analysis is performed over the optimal ALP design to see the effects of launching uncertainties in meeting the mission requirements.

Keywords: *Multidisciplinary Design Optimization, Multi-Objective Optimization, Guided Projectile, Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm II, Monte Carlo Simulation.*

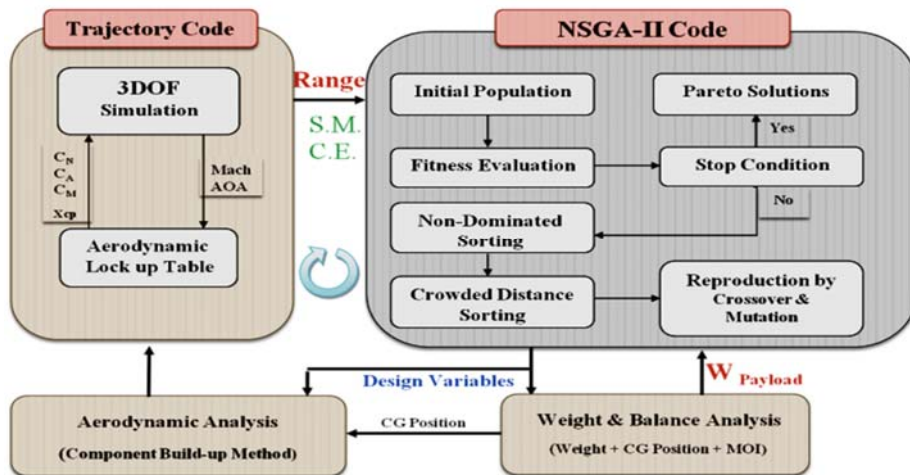
مقدمه

تسلیمات هوشمند هواپایه با ابعاد کوچک و وزن پایین، محصولاتی نوین هستند که در چند سال اخیر توسعه یافته‌اند. این تسلیمات 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 هدایت‌شونده به‌وجود آمده‌اند. عدم وجود نیروی پیشران در این تسلیمات و نیاز عملیاتی، باعث شده است تا دستیابی به برد حداکثر با قابلیت حمل حداکثر محموله، به‌عنوان محرک اصلی در طراحی این وسایل شناخته شود. در پژوهش حاضر طراحی چنین تسلیماتی با نگرش طراحی بهینه چندموضوعی به‌منظور دستیابی به حداکثر برد و حداکثر وزن محموله، با توجه به قیود سیستمی همچون محدودیت حاشیه پایداری، محدودیت اثربخشی سطوح کنترلی بالابرنده، محدودیت چیدمانی داخلی و محدودیت‌های ابعادی و وزنی در فاز اولیه طراحی انجام شده است.

بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی، یک رویکرد نوین در طراحی سیستم‌های پیچیده مهندسی است که طی دو دهه گذشته مورد توجه بسیاری از محققین و مراکز طراحی دنیا به‌ویژه در حوزه هوافضا قرار گرفته است. در این روش با احتساب موضوعات اصلی طراحی و مدل‌سازی مناسب از آن‌ها، تحقق یک معیار بهینه کلی مورد نظر می‌باشد که باعث کاهش زمان طراحی و تقابل منطقی و مناسبی بین توابع هدف و دیسپلین‌های 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 بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی به حساب می‌آید. بر خلاف 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 دیسپلین‌های آیرودینامیک، پایداری و کنترل‌پذیری با نرم‌افزار تحلیل ضرایب آیرودینامیکی میسایل دت‌کام مدل و تحلیل شده‌اند. دیسپلین وزن و بالانس با استفاده از روابط تحلیلی و با تقریب از چگالی قسمت‌های مختلف پرتابه مدل شده است. در نهایت خروجی دیسپلین‌های آیرودینامیک، وزن و بالانس، کنترل‌پذیری و پایداری - شامل مشخصه‌های جرمی و آیرودینامیکی - وارد تحلیل گر 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 دیسپلین وزن و بالانس است، به‌عنوان ورودی‌های الگوریتم بهینه‌سازی - سیکل وارد سیکل بهینه‌سازی می‌شوند. این سیکل با روش امکان‌پذیری چندموضوعی و الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک چندمنظوره به سمت طرح بهینه میل می‌کند (شکل ۱).



شکل ۱- سیکل کلی بهینه‌سازی

هستند. از آنجا که برای مسائل طراحی بهینه چندموضوعی باید تکنیک‌های بهینه‌سازی چندموضوعی استفاده شود تا بتوان فضای طراحی را بر اساس نیازمندی‌های طراحی در اختیار قرار داد و از سرعت و کیفیت مناسبی برخوردار بود، در مقاله پیش رو از

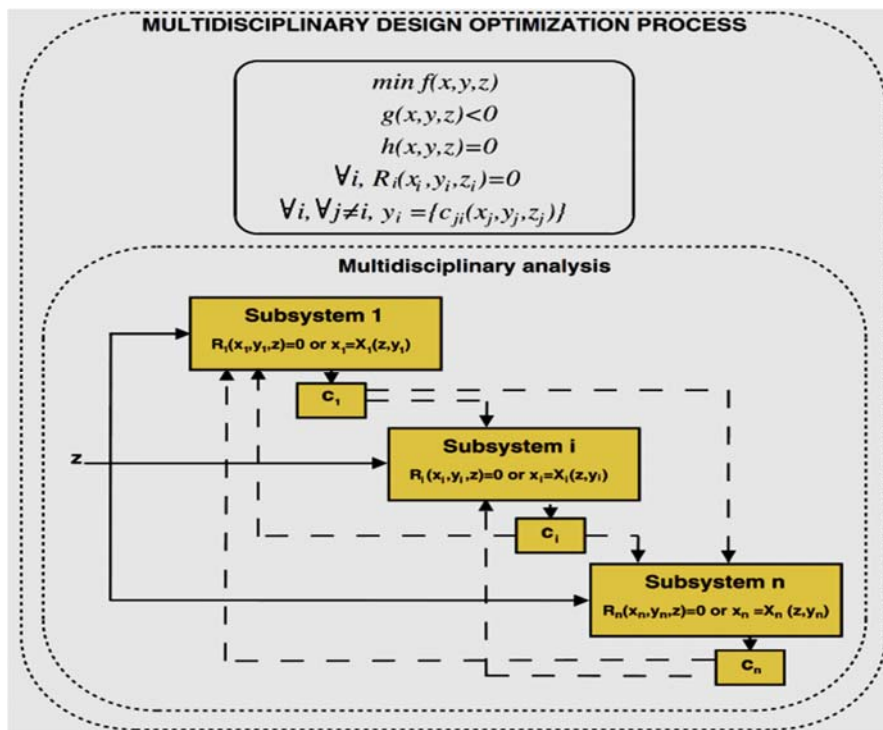
بعد از دستیابی به طرح بهینه، به‌منظور ارزیابی طرح نهایی نسبت به نامعینی‌های شرایط اولیه رهاسازی، تحلیل‌های مونت کارلو بر روی برد پرتابه انجام شده است که این تحلیل‌ها، نشان دهنده انحراف معیار مناسب و میانگین نزدیک به طرح بهینه

طراحی چندموضوعی 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، روش‌های ارزیابی عملکرد موضوع‌ها و میزان اعتبار این روش‌ها می‌توان در تمامی مراحل طراحی مقدماتی، طراحی جزئیات و حتی پس از طراحی برای ارزیابی طرح موجود و یا بهبود آن، از روش‌های طراحی بهینه چندموضوعی استفاده کرد [۱].

الگوریتم ژنتیک چندمنظوره NSGA-II به‌عنوان ابزار بهینه‌سازی استفاده شده است.

طراحی بهینه چندموضوعی و چندمنظوره

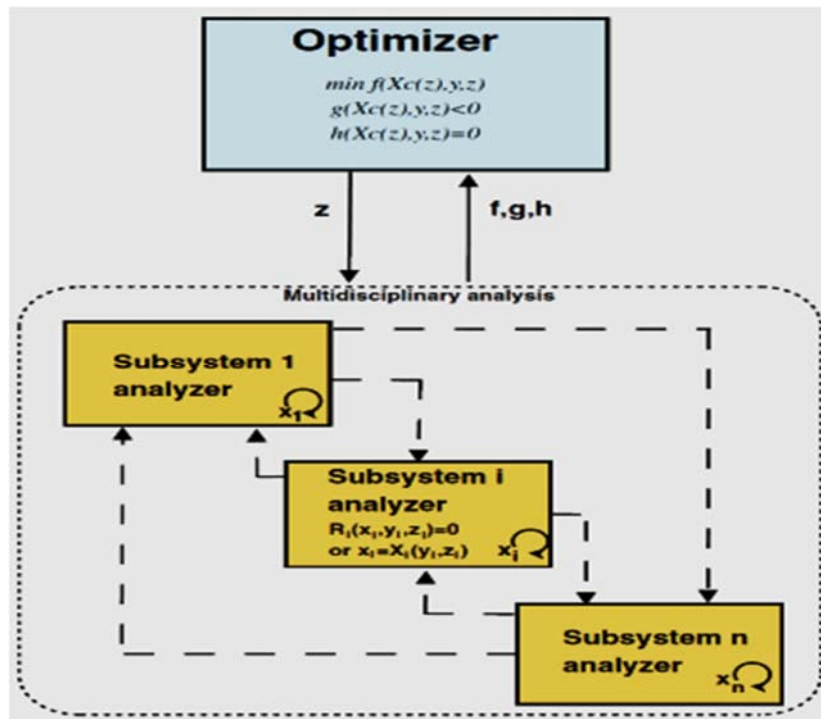
بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، رویکردی سیستمی برای بهینه‌سازی طرح یک سیستم مهندسی پیچیده با عناصر همبسته (کوپله) از موضوعات مختلف مهندسی می‌باشد. شکل ۲ فرآیند بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی را نشان می‌دهد. بهینه‌سازی



شکل ۲- فرآیند بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی [۲].

امکان‌پذیری یک موضوعی، روش امکان‌پذیری چندموضوعی بیشترین کاربرد (بیش از ۸۰ درصد) را در بهینه‌سازی وسایل هوافضایی دارد [۲]. در تحقیق حاضر از روش امکان‌پذیری چندموضوعی به‌عنوان رویکرد بهینه‌سازی استفاده شده است. روش امکان‌پذیری چندموضوعی را می‌توان به‌عنوان یک حلقه از تحلیل چندموضوعی در نظر گرفت که با به‌روز رسانی‌های طراحی دنبال می‌شود. این روش، که عمومی‌ترین روش حل مسائل بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی می‌باشد، مثالی از روش کاهش متغیر برای برنامه‌سازی غیرخطی است که در آن تنها متغیرهای طراحی Z و نه متغیرهای حالت X به‌عنوان متغیرهای مستقل بهینه‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرند (شکل ۳).

با توجه به قابلیت تفکیک یک سیستم مهندسی به زیر سیستم‌های کوچکتر، به‌طوری که هر زیرسیستم، قیدها و توابع هدف خود را مشخص کند، مسائل طراحی بهینه به دو بخش بهینه‌سازی چندسطحی و تک‌سطحی تقسیم می‌شوند. در سیستم‌های با قابلیت تجزیه مرتبه‌ای بهینه‌سازی در سطح زیرسیستمی و سیستمی انجام می‌شود. در حالی که در سیستم‌هایی که قابلیت تجزیه مرتبه‌ای ندارند، تحلیل و بهینه‌سازی در سطح سیستمی انجام می‌شود [۲]. با توجه به ماهیت سیستم‌های هوافضایی، بهینه‌سازی این سامانه‌ها به‌صورت تک‌سطحی انجام می‌شود. از بین روش‌های مختلف بهینه‌سازی تک‌سطحی مانند روش همه با هم، روش MDF و روش



شکل ۳- روش امکان‌پذیری چند موضوعی MDF [۲]

چندمنظوره است. در این روش بر خلاف مسائل بهینه‌سازی تک‌هدفی، که در انتهای فرآیند بهینه‌سازی یک جواب بهینه یافته می‌شود، یک مجموعه از پاسخ‌های به‌دست آمده که به نوعی توازن بین چند تابع هدف را به نمایش می‌گذارند، به‌عنوان مجموعه جواب نهایی پذیرفته می‌شوند. به‌طور عمومی می‌توان مسئله بهینه‌سازی چندهدفی را به‌صورت زیر بیان کرد:

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

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

$$\text{Subject to } \begin{aligned} g_i(x) &\leq 0, i=\{1, m\} \\ h_j(x) &\leq 0, j=\{1, p\} \end{aligned} \quad (3)$$

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 در

ایده اصلی در این روش، وارد کردن یک تحلیل‌گر چندموضوعی بین بهینه‌ساز و موضوعات می‌باشد. برآورده ساختن معادلات حاکم در هر سیکل بهینه‌سازی، همگرایی در هر سیکل و مقاومت بالا از جمله مزایای این روش نسبت به دیگر روش‌های بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی است [۳]. در جدول ۱ ویژگی‌های روش‌های بهینه‌سازی یک‌سطحی به‌منظور مقایسه آورده شده است.

جدول ۱- مقایسه روش‌های بهینه‌سازی یک‌سطحی [۳].

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

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 غیرغالب و روش‌های بهینه‌سازی

در توابع محک مورد استفاده قرار گرفته‌اند، در جدول ۲ نشان داده شده‌اند.

به منظور ارزیابی الگوریتم NSGA-II با اصلاحات انجام شده و تنظیم پارامترهای الگوریتم، از توابع محک چندمنظوره استاندارد ۵MOP، ۶MOP و ۱MOPC مطابق مرجع [۴] استفاده شده است. بدین منظور عملکرد الگوریتم NSGA-II با عملکرد سه الگوریتم بهینه‌سازی چندموضوعی PAES، MOGA ۲ و SMOPSO از جهت سرعت همگرایی و تعداد ارزیابی الگوریتم برای رسیدن به جواب بهینه پرتو مقایسه شده است. این ارزیابی نشان می‌دهد که الگوریتم NSGA-II در هر سه تابع محک با تعداد ارزیابی کمتری به جواب بهینه دست یافته است (جدول ۳).

جدول ۲- پارامترهای تنظیم شده برای الگوریتم NSGA-II

پارامتر	توضیح	مقدار
NPOP	تعداد افراد جمعیت	۱۰۰
RCRS	نسبت کراس‌اور برای عملگر کراس‌اور میانی	۱،۲
a _{mut}	پارامتر مقیاس برای عملگر جهش گوسی	۰،۱
b _{mut}	پارامتر انقباض برای عملگر جهش گوسی	۰،۵
P _{mut}	احتمال انجام جهش	۰،۰۲
P _{CRS}	احتمال انجام کراس‌اور	۰،۸

جدول ۳- تعداد ارزیابی توابع محک.

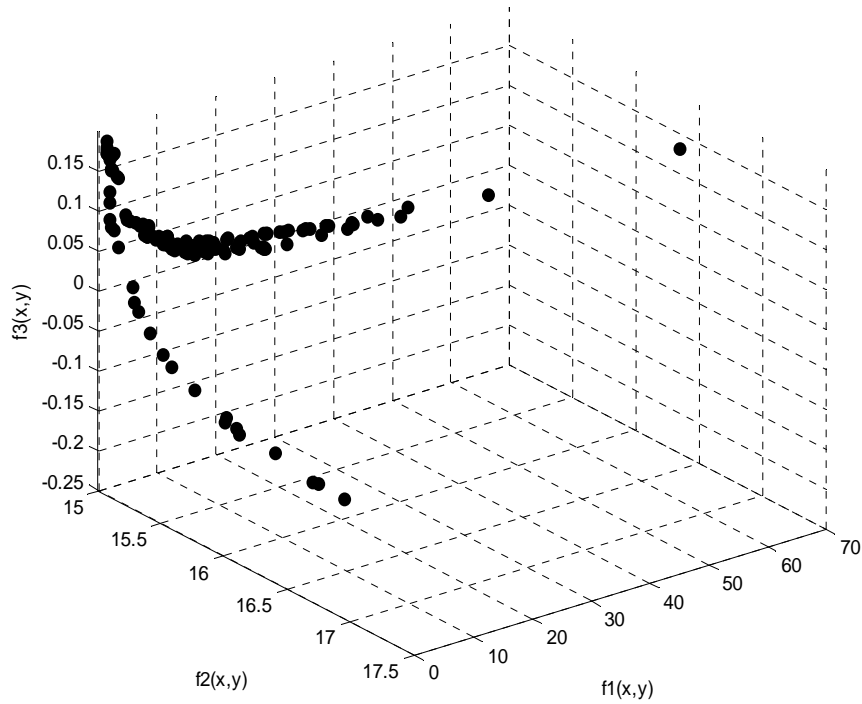
الگوریتم	MOP5	MOP6	MOPC1
SMPSO	۷،۰۰۰	۳،۰۰۰	۲،۰۰۰
PAES	۲۱۰،۰۰۰	۶۰،۰۰۰	۴۰،۰۰۰
MOGA2	۷،۰۰۰	۳،۰۰۰	۲،۰۰۰
NSGA-II	۷،۰۰۰	۲،۴۰۰	۱،۲۰۰

در مرجع [۹] روابط توابع محک و سه الگوریتم مقایسه شده به همراه نتایج الگوریتم‌ها در فضای جواب آورده شده است. شکل‌های ۴، ۵ و ۶ فضای پاسخ سه تابع محک را برای تعداد ارزیابی مشخص شده در جدول ۳ با الگوریتم NSGA-II نشان می‌دهد. عدم پیوستگی در جبهه پرتو شکل ۵ به علت عدم امکان‌پذیری توابع ۱f و ۲f در نواحی ناپیوستگی است که در بسیاری از توابع و مسائل چندمنظوره مشاهده می‌شود.

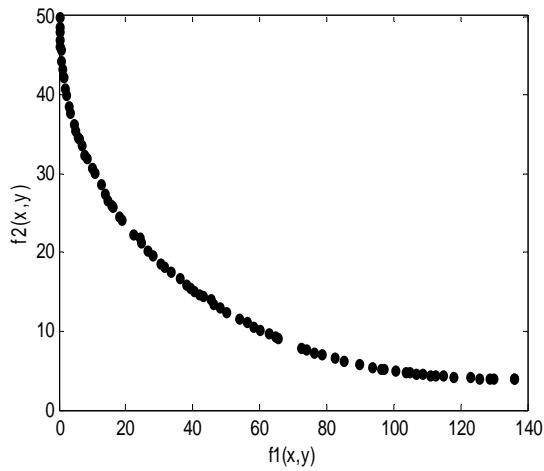
قالب K تابع هدف، m+p قید روی متغیرهای طراحی و توابع هدف و n متغیر طراحی می‌باشد. حل $X \in \Omega$ ، بهینه پرتو^{۱۰} یا نقطه غیرغالب نامیده می‌شود، اگر و تنها اگر هیچ $X' \in \Omega$ وجود نداشته باشد که برای آن بردار $v = F(X') = (f_1(X'), \dots, f_k(X'))$ بر $u = F(X) = (f_1(X), \dots, f_k(X))$ غلبه کند [۴]. مسئله مورد بررسی در این پژوهش به دلیل کوپلینگ موجود بین موضوع‌ها قابل تجزیه به چند زیرسیستم نبوده و به‌عنوان یک مسئله چندموضوعی و چندمنظوره در نظر گرفته شده است. چرا که نمی‌توان سیستم را به زیرسیستم‌های کوچکتر تقسیم نمود به-طوری که هر زیرسیستم پارامترهای طراحی، قیود و توابع هدف خود را مشخص کند.

الگوریتم ژنتیک چندمنظوره NSGA-II

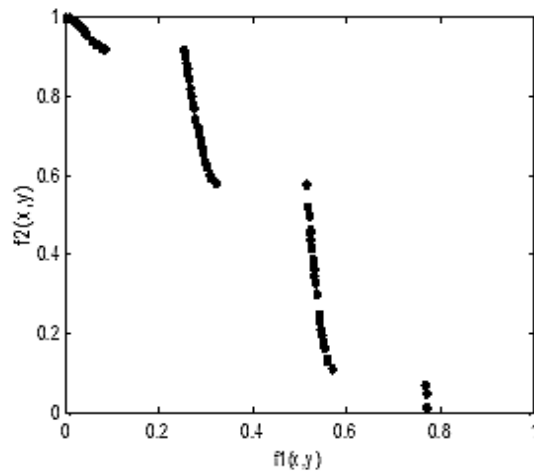
به دلیل این‌که الگوریتم‌های تکاملی توانایی زیادی در یافتن طرح بهینه فراگیر دارند، در بسیاری از مسائل طراحی از آنها استفاده می‌شود. دلیل دیگر استفاده از الگوریتم‌های تکاملی، این است که مسئله بهینه‌سازی طراحی بسیار شبیه به فرآیند تکامل است و الگوریتم‌های تکاملی نیز الهام گرفته از فرآیند تکامل هستند. قابلیت اطمینان بالا در یافتن پاسخ‌های نزدیک به بهینه فراگیر، قابلیت 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 بالستیک خارجی وسایل هوافضایی مهر تأییدی بر قابلیت روش‌های تکاملی در این‌گونه مسائل است [۵، ۶ و ۷]. پارامترهای مهم در الگوریتم ژنتیک عبارتند از روش‌های نمایش، اندازه جمعیت و جمعیت اولیه، رتبه‌بندی کروموزوم‌ها (مقیاس‌بندی تابع برآزندگی)، مکانیزم انتخاب والد، نرخ تولید مثل، عملگرهای ژنتیکی، جایگزینی و معیارهای توقف الگوریتم. در این تحقیق با توجه به قابلیت‌های الگوریتم NSGA-II از این الگوریتم به‌عنوان راهبرد بهینه‌سازی چندموضوعی مطابق مرجع [۸] استفاده شده است. پارامترهایی که در این الگوریتم بایستی تنظیم شوند، به همراه مقادیری که



شکل ۴- ارزیابی تابع محک MOP5 توسط الگوریتم NSGA-II.



شکل ۶- ارزیابی تابع محک MOPC1 توسط الگوریتم NSGA-II.



شکل ۵- ارزیابی تابع محک MOP6 توسط الگوریتم NSGA-II.

نشان داده شده در شکل ۷، میزان کندی دماغه سری توانی نیز به عنوان پارامتر آخر برای مدل سازی شکل دماغه (مجموعاً ۱۴ پارامتر طراحی) در نظر گرفته شده است.

پارامترها و محدودیت‌های طراحی

با توجه به هندسه متعارف پرتابه‌های هدایت‌شونده و پارامترهای مربوط به بالستیک خارجی این وسایل، در کنار ۱۳ پارامتر هندسی

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 در ابتدای رهاسازی با توجه به سرعت پایین پرتابه، تغییر مشتق $Cm\alpha$ نسبت به تغییر مشتق کنترلی کانال طولی ($Cm\delta_e$) مورد نظر است.

جدول ۴- پارامترهای طراحی و محدوده تغییرات آن‌ها.

متغیر طراحی	حداقل	حداکثر	توضیحات
n	0.2	0.9	میزان کندی نوک دماغه
L_{nose}	0.1	0.375	طول دماغه
L	1.1	1.45	طول کل پرتابه
D	0.1	0.15	قطر پرتابه
X_{LEW}	0.4	0.8	موقعیت لبه حمله ریشه بال
bw	0.15	0.325	نیم اسپن بال
C_{RW}	0.05	0.3	وتر ریشه بال
Λ_w	0	20	زاویه عقب رفتگی لبه فرار بال
λ_w	0	1	نسبت باریک شونده‌گی بال
X_{LET}	0.8	1.4	موقعیت لبه حمله ریشه دم
b_T	0.1	0.25	نیم اسپن دم
C_{RT}	0.05	0.2	وتر ریشه دم
Λ_T	0	20	زاویه عقب رفتگی لبه فرار دم
λ_T	0	1	نسبت باریک شونده‌گی دم

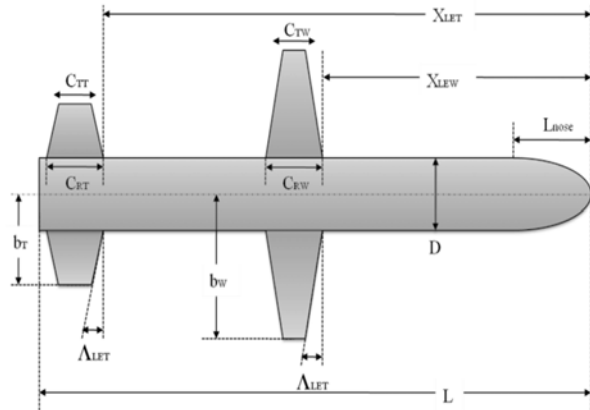
این محدودیت‌ها به‌عنوان تابع جریمه به توابع هزینه در فرآیند بهینه‌سازی مطابق روابط ۵، ۶ و ۷ اضافه شده است. این قیود که به موقعیت مرکز ثقل و بالستیک خارجی پرتابه بستگی دارد، در هر سیکل با استفاده از روابط تحلیلی و خروجی ضرایب آیرودینامیکی MD ارزیابی و تحلیل می‌شوند.

$$f_p = 10000 (e^{-S.M} - 0.818) \quad S.M < 0.2 \quad (5)$$

$$f_p = 2500 (S.M - 0.8) \quad S.M > 0.8 \quad (6)$$

$$f_p = 5000 \left(\frac{1}{C.E.} - 1 \right) \quad \frac{C_{m\delta_e}}{C_{m\alpha}} (C.E.) < 1 \quad (7)$$

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 رعنائی کل پرتابه و دماغه، فاصله بین ریشه بال و ریشه دم، فاصله بین انتهای دماغه



شکل ۷- پارامترهای هندسی طراحی پرتابه هدایت شونده.

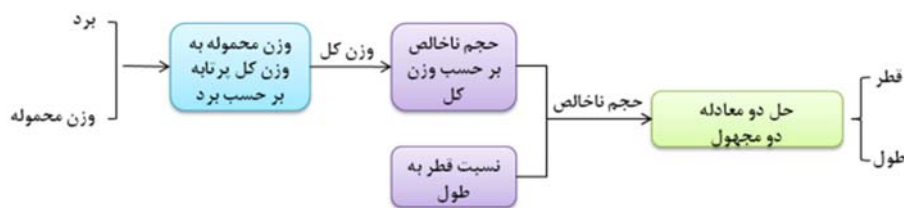
دماغه سری توانی را می‌توان با استفاده از فرمول ۴ مدل کرد.

$$0 \leq n \leq 1, y = R \times \left(\frac{x}{L} \right)^n \quad (4)$$

که در آن n بیان‌گر میزان کندی نوک دماغه، L طول دماغه، شعاع انتهایی دماغه و y شعاع متناظر با فاصله x از نوک دماغه می‌باشد. با افزایش مقدار n از مقادیر کوچک تا مقدار ۱، دماغه از یک هندسه کاملاً کند به هندسه‌ای تیز (کاملاً مخروطی) تبدیل می‌شود. در نتیجه می‌توان با تغییر پارامتر n به‌عنوان 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 توازن بین حجم (وزن محموله به‌طور غیرمستقیم) و آیرودینامیک (برد پرتابه) است. در تعریف بازه‌های طراحی سعی شده است که بازه‌ها به‌گونه‌ای تعریف شوند که طراحی غیرمنطقی در فرآیند بهینه‌سازی انجام نشود. این بازه‌ها با توجه به محدودیت‌های فیزیکی، سیستمی، چیدمانی داخلی، محدودیت‌های پرنده حامل و تحلیل‌های آماری تعیین شده است (جدول ۴). دیگر مشخصه‌های بالستیک خارجی پرتابه، همچون نوع ایرویل و چیدمان بالک‌ها، خارج از سیکل بهینه‌سازی با توجه معیارهای طراحی پرتابه‌های هدایت‌شونده انتخاب شده است.

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 اثربخشی سطوح کنترلی به‌عنوان قیود عملکردی پرتابه، با اضافه کردن تابع پنالتی به تابع هدف برد اعمال شده است. در مورد

اصلی برای شروع طراحی پرتابه در نظر گرفته شده است. از پارامترهای مؤثر دیگر می‌توان به وزن کل، وزن محموله، قطر و طول اشاره کرد؛ هر یک از این پارامترها می‌تواند به‌عنوان ورودی در نظر گرفته شود. در صورتی که یکی از این پارامترها به همراه برد به‌عنوان ورودی انتخاب شود، دیگر پارامترها به‌عنوان خروجی خواهند بود [۱۱]. با توجه به تعریف مأموریت یک پرتابه‌ی هوشمند هواپایه که رساندن محموله‌ای به نقطه‌ای مشخص است، وزن محموله ۱۲/۵ کیلوگرم و برد مورد نیاز ۲۰۰۰ متر در تحلیل آماری به‌عنوان ورودی در نظر گرفته شده است. با توجه به شکل ۸ و برازش توابع بر روی نمودارهای وزن محموله به وزن کل پرتابه بر حسب برد، حجم ناخالص بر حسب وزن کل، نسبت قطر به طول و حل دو معادله و دو مجهول، می‌توان به پارامترهای قطر، طول و وزن کل دست یافت.



شکل ۸- الگوریتم محاسبه پارامترها در روش آماری بر اساس برد و وزن محموله.

کل پرتابه تقریباً برابر ۰/۵ است. در معادله ۹، x وزن کل و y ، حجم ناخالص پرتابه است. در معادله ۱۰، x حجم ناخالص و y ، کمیت برد بر واحد جرم کل پرتابه است. در معادله ۱۱، x طول پرتابه با واحد متر و y قطر پرتابه بر حسب میلی‌متر است. با توجه به معادلات ۸ الی ۱۱ و با در نظر گرفتن شکل ۸ پارامترهای اصلی بالستیک خارجی پرتابه (شکل ۱۳) به‌دست آمده است که در جدول ۶ این نتایج برای مقایسه با نتایج بهینه‌سازی آورده شده است.

موضوع‌ها و توابع عملکردی

در موضوع آیرودینامیک مشخصه‌های هندسی وسیله (پارامترهای طراحی) به‌عنوان ورودی و ضرایب نیرو و گشتاور آیرودینامیکی به‌عنوان خروجی در نظر گرفته شده است. با توجه به این که 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

و ریشه بال، نسبت نیم اسپن دم و بال به قطر پرتابه و نسبت وتر ریشه دم و بال به قطر پرتابه می‌باشد.

طراحی اولیه بالستیک خارجی

در طول طراحی بهینه پیکربندی پرتابه هدایت‌شونده توسط الگوریتم‌های اکتشافی به تعیین یک پیکربندی مناسب به‌عنوان پایه‌ای برای مقایسه پارامترهای عملکردی با طرح نهایی بهینه، بی‌بعدسازی و نرمالیزه کردن توابع عملکردی نیاز بوده که این پیکربندی به‌عنوان یکی از حدس‌های اولیه برای تولید والدین در الگوریتم‌های تکاملی است. نتایج طراحی اولیه پیکربندی بر اساس تحلیل آماری صورت گرفته بر بیش از ۶۰ پرتابه هوشمند به‌دست آمده است. اولین نیازمندی در طراحی مفهومی پرتابه-های هوشمند هواپایه، برد است که در اینجا به‌عنوان ورودی

بر این اساس معادله‌های ۸، ۹، ۱۰ و ۱۱ با برازش به ترتیب بر روی نمودارهای وزن محموله به وزن کل پرتابه بر حسب برد، حجم ناخالص بر حسب وزن کل، نسبت برد به وزن کل بر حسب حجم ناخالص و نسبت قطر به طول به‌دست آمده است.

$$y = 0.001x + 0.48 \quad (8)$$

$$y = \frac{0.9041}{1000} x + 0.061 \quad (9)$$

$$y = 0.032 x^{-0.76} \quad (10)$$

$$y = 89.78x + 54.21 \quad (11)$$

در معادله ۸ پارامتر x ، کمیت برد (کیلومتر) و پارامتر y نسبت وزن محموله به وزن کل است. همان‌طور که از معادله ۸ مشخص است برای بردهای پایین نسبت وزن سرچنگی به وزن

مطابق با رابطه (۵) به سمت بی‌نهایت میل می‌کند. به‌طوری‌که 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 به‌صورت 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_{δ_e}) را به‌عنوان کارایی سطوح کنترلی در نظر 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 اوپلر را برای پرتابه با فرض حرکت در راستای طولی - معادلات سه درجه آزادی حرکت پرتابه - به‌صورت روابط ۱۲ الی ۱۵ نوشت.

$$\dot{u} = -g \sin \theta + \frac{F_{Az}}{m} - qw \quad (12)$$

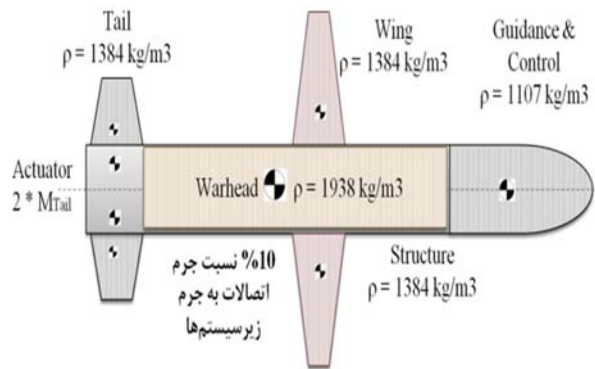
$$\dot{w} = g \cos \theta \cos \varphi + \frac{F_{Az}}{m} + qu \quad (13)$$

$$\dot{q} = \frac{M_{Ay}}{I_{yy}} \quad (14)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (15)$$

ضرایب آیرودینامیکی C_N ، C_A ، C_m ، $C_{m\delta_e}$ و موقعیت مرکز فشار X_{CP} به‌صورت جدولی 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 میانبایی 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 به‌عنوان تابع هدف باید در هر سیکل بهینه‌سازی محاسبه شود. این محاسبات در بخش وزن و بالانس با تقسیم پرتابه به زیرسیستم‌ها و تقریب چگالی و حجم هر بخش مطابق مراجع [۱۰] و [۱۱] انجام می‌شود. در این تحلیل پرتابه به هفت زیرسیستم شامل دماغه و قسمت هدایت و کنترل با حجم ثابت، قسمت زنجیره آتش، بال - های میانی، دم، عملگرهای دم و سازه بدنه تقسیم شده است (شکل ۹). 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 به‌صورت 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 به‌عنوان جرم اتصالات اضافه می‌شود.



شکل ۹ - موقعیت و چگالی زیرسیستم‌های پرتابه.

همانطور که اشاره شد موضوعات پایداری و کنترل‌پذیری به‌عنوان تابع جریمه به تابع هزینه برد در فرآیند بهینه‌سازی اضافه شده است. بدین‌صورت که اگر حاشیه پایداری کمتر از ۰٫۲ شود و به سمت منفی برود، مقدار تابع هزینه برد به‌صورت نمایی

احتمال کشندگی هدف را تابعی از وزن سرچنگی در نظر گرفت [۱۰]. وزن سرچنگی تابعی از قطر و طول قسمت سرچنگی است که در موضوع وزن و بالانس به طور مستقل محاسبه می شود. برد نهایی پرتابه که به صورت یک تابع غیرخطی از پارامترهای طراحی است، طی شبیه سازی سه درجه آزادی مطابق با شرایط اولیه جدول ۵ محاسبه می شود.

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

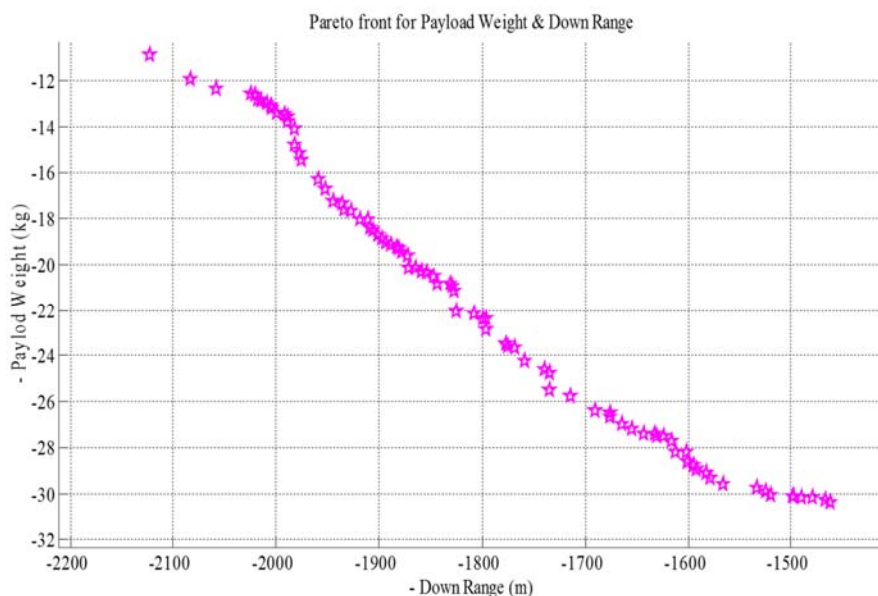
حالت‌ها	مقدار نرمال	انحراف معیار	واحد
سرعت رهاسازی	۱۴۵	۲۰	km/hr
زاویه حمله	۰	۵	deg
زاویه پیچ	۰	۱۰	deg
نرخ زاویه پیچ	۰	۱۰	deg/s
ارتفاع رهاسازی	۱۰۰۰	۱۰۰	m

نتایج طراحی بهینه چندموضوعی و چندمنظوره

نتایج حاصل از طراحی بهینه چندمنظوره در شکل ۱۰ بعد از ۱۵۰۰۰ ارزیابی (۵۰ نسل با تعداد جمعیت ۳۰۰ کروموزوم) به صورت جبهه پرتو نشان داده شده است. در این نمودار محور افقی برد پرتابه و محور عمودی وزن محموله است.

با استفاده از معادلات فوق، شبیه سازی ۳ درجه آزادی پرتابه در محیط سیمولینک متلب به منظور ارزیابی برد نهایی پرتابه انجام شده است. قبل از هر بار اجرای شبیه سازی لازم است که مقدار پارامترهای وابسته از روی مقدار پارامترهای مستقل طراحی که توسط عملگرهای ژنتیکی تولید می شوند، محاسبه شود. در روش طراحی بهینه چندموضوعی برای اولویت بندی محاسبه پارامترهای وابسته می توان از روش اولویت بندی دستی و یا ماتریس ساختار طراحی (DSM) استفاده کرد. با توجه به تعداد روابط تحلیلی کم در فرآیند تحلیل قبل از شبیه سازی از روش اولویت بندی دستی در این تحقیق استفاده شده است.

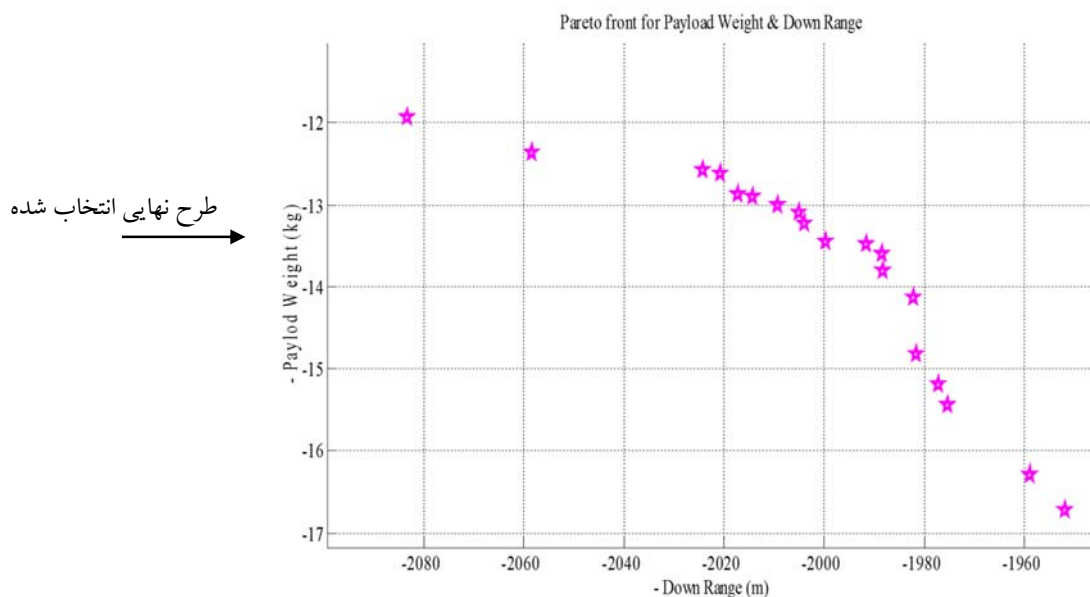
با توجه به این که مأموریت اصلی یک پرتابه رساندن محموله (سرچنگی) به یک فاصله مشخص از نقطه رهاسازی است، پارامترهای عملکردی برای بهینه سازی در این تحقیق دستیابی به برد افقی حداکثر و حداکثر اثربخشی سرچنگی در نظر گرفته شده است. کارایی سرچنگی را می توان به دو بخش مجزا شامل احتمال کشندگی هدف و احتمال برخورد به هدف در نظر گرفت [۱۰]. احتمال کشندگی هدف خود تابعی از سرعت برخورد پرتابه به هدف، زاویه برخورد، جرم سرچنگی و شکل خرج گود است. همچنین احتمال کشندگی هدف برای یک وزن مشخص از سرچنگی، رابطه‌ی تقریباً خطی با قطر پرتابه دارد. لذا می توان



شکل ۱۰- جبهه پرتو بدست آمده بعد از ۵۰ نسل.

با توجه به محدودیت‌های وزن حداکثر و حداقل برد مورد نیاز یک طرح به‌عنوان طرح بهینه در فضای جواب انتخاب شده است. نظر به حداقل وزن محموله به‌عنوان یکی از معیارهای طراحی

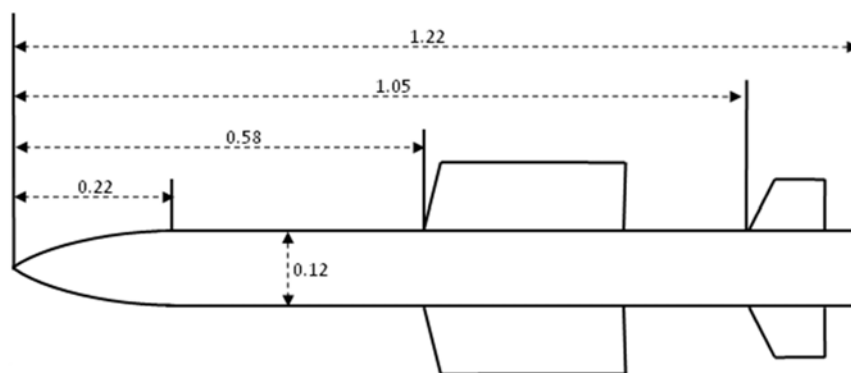
با توجه به محدودیت‌های وزن حداکثر و حداقل برد مورد نیاز یک طرح به‌عنوان طرح بهینه در فضای جواب انتخاب شده است. نظر به حداقل وزن محموله به‌عنوان یکی از معیارهای طراحی



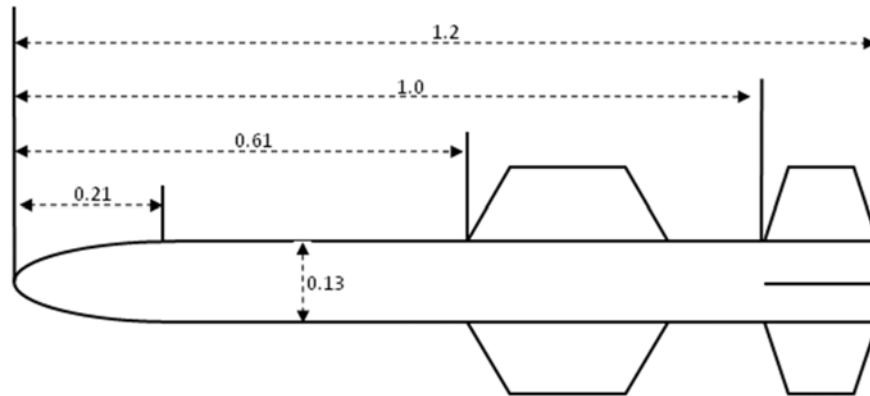
شکل ۱۱- انتخاب طرح نهایی از جبهه پرتو.

شده است. این پاسخ با نتایج طراحی آماری مقایسه شده است (جدول ۶) که نشان از عملکرد بهتر طرح نهایی در مقایسه با روش آماری دارد.

طرح هندسی متناظر با این نقطه در شکل ۱۲ نشان داده شده است. همچنین طرح هندسی به‌دست آمده از طراحی سنتی با در نظر گرفتن قیود سیستمی، جهت مقایسه در شکل ۱۳ آورده



شکل ۱۲- هندسه طرح نهایی انتخاب شده.

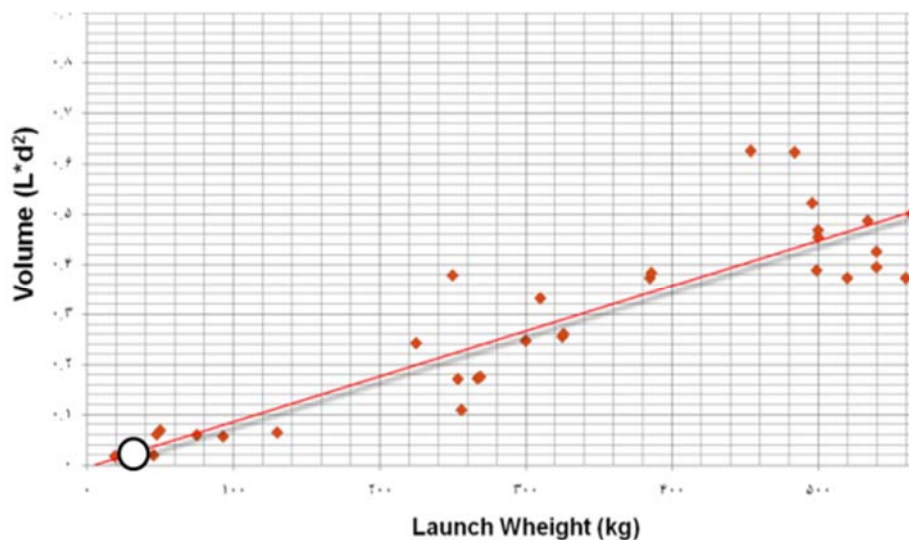


شکل ۱۳- پیکربندی حاصل از طراحی سنتی.

جدول ۶- مقایسه پارامترهای اصلی طرح بهینه با طرح آماری.

پارامتر اصلی	واحد	طراحی بهینه	طراحی آماری
وزن محموله	کیلوگرم	۱۵،۴۵	۱۲،۵
وزن کل	کیلوگرم	۲۴،۴۷	۲۵،۸۳
برد	متر	۱۹۷۵	۲۰۰۰
حجم ناخالص	متر مکعب	۰،۱۷۳	۰،۰۲
طول	متر	۱،۲۲۵	۱،۲
قطر	متر	۰،۱۱۹	۰،۱۳
نسبت رعنائی	-	۱۰،۲۹	۹،۲۳

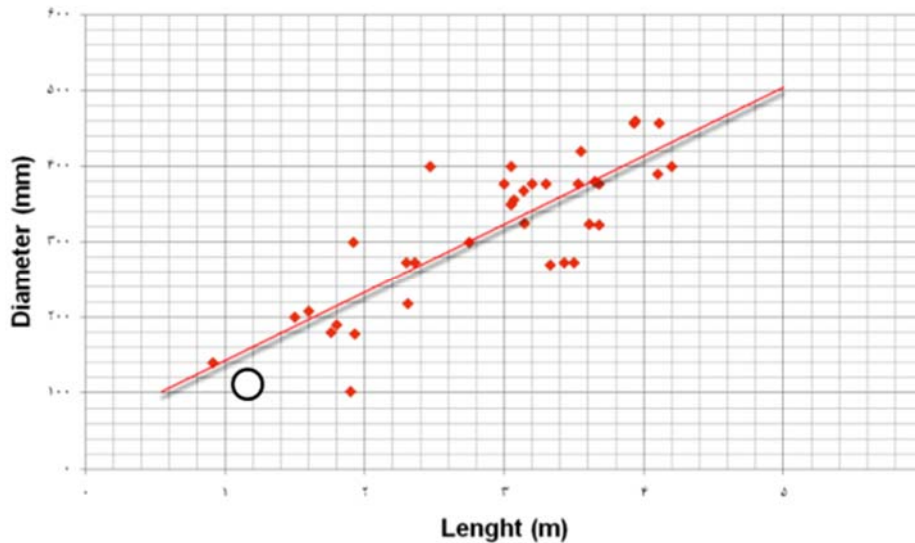
فارغ از نتایج این مقایسه، هدف اصلی در طراحی بهینه چندموضوعی و چندمنظوره، کاهش هزینه و زمان طراحی، افزایش سرعت همگرایی در گروه‌های مختلف طراحی و دیگر موارد است که به صورت مفصل در ابتدای مقاله بحث شد. لکن تحلیل آماری در این گزارش باعث صحنه‌گزاری بر روی طرح نهایی و ارزیابی آن با نتایج آماری خواهد شد. نمودارهای وزن کل بر حسب حجم ناخالص و نمودار قطر به طول در شکل ۱۴ و ۱۵ برای جامعه آماری و طرح بهینه (نقطه سفید) رسم شده است که نشان می‌دهد طرح حاصل از روش طراحی بهینه چندمنظوره در محدوده جامعه آماری قرار دارد.



شکل ۱۴- نمودار وزن کل بر حسب حجم ناخالص

برای افزایش اثربخشی سطوح کنترلی و حاشیه پایداری استاتیکی، ابعاد بال با هدف کنترل حاشیه پایداری، افزایش کیفیت آیرودینامیکی و کاهش وزن کل و موقعیت بال به منظور کنترل مرکز ثقل و حاشیه پایداری تعیین گردیده‌اند. بر این اساس در جدول ۷، پارامترهای عملکردی طرح نهایی انتخاب شده را می‌توان مشاهده کرد.

با بررسی مجموعه پاسخ‌های پرتو و توزیع پراکندگی پارامترهای طراحی در جواب‌های پرتو می‌توان به این نتیجه رسید که الگوریتم بعد از طی چند نسل، پارامترهای طراحی را به منظور ارضای پارامترهای عملکردی به صورت هوشمندانه‌ای تغییر داده است. بدین منظور ابعاد دماغه و بدنه برای کنترل وزن سرجنگی و افزایش کیفیت آیرودینامیکی، ابعاد و موقعیت دم



شکل ۱۵- نمودار طول بر حسب قطر.

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 پرتابه‌های هدایت‌شونده (با قابلیت کنترل بر روی زاویه حمله و یا سرعتِ حداکثر برد) تأثیر مستقیم دارد.

تحلیل مونت کارلو

متغیرهای تصادفی تأثیرگذار بر مطالعات مسیر پرواز و برد در پرتابه‌ها، شامل نامعینی روی مشخصه‌های آیرودینامیکی، مشخصه‌های جرمی، اتمسفر غیراستاندارد و شرایط اولیه رهاسازی می‌باشد. با فرض دقت قابل قبول برای مشخصه‌های آیرودینامیکی و جرمی می‌توان با تقریب خوبی این پارامترها را ثابت فرض کرد. از این رو نامعینی در شرایط اولیه رهاسازی که بیشترین احتمال وقوع را در شرایط واقعی دارد، به‌عنوان ورودی تصادفی با توزیع گوسی در نظر گرفته شده است. این شرایط

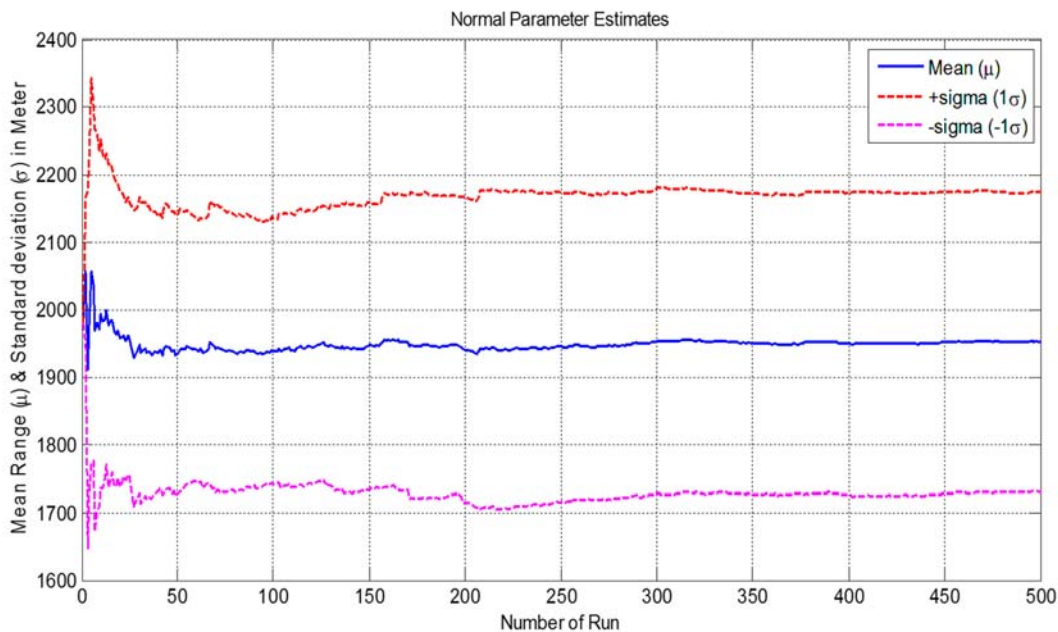
جدول ۷- پارامترهای عملکردی طرح نهایی انتخاب شده.

پارامتر عملکردی	مقدار نهایی
برد طولی (متر)	۱۹۷۵
وزن سرجنگی (کیلوگرم)	۱۵/۴۵
حاشیه پایداری استاتیکی	- ۰,۲۷۸
اثربخشی سطوح کنترلی الویتور	۱,۶۸

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. بنابراین یک تقابل جدی بین وزن و برد به‌عنوان توابع هدف وجود دارد. لکن نسبت پیشروی (نسبت

است. نامعینی‌های ارتفاع و شرایط اولیه رها سازی که تابعی از مهارت خلبان، میزان کنترل‌پذیری وسیله مادر (پرنده حامل) و دقت سنسورهای اندازه گیری است، معمولاً توزیعی به صورت نرمال دارند [۱۳]. از این رو نامعینی در شرایط اولیه رها سازی که بیشترین احتمال وقوع را در شرایط واقعی دارد، به عنوان ورودی تصادفی با توزیع گوسی مطابق جدول ۵ در نظر گرفته شده است. نتایج حاصل نشان‌دهنده توزیع نرمال تابع چگالی احتمال برد پرتابه نسبت به تغییرات شرایط اولیه رها سازی با میانگین برد ۱۹۵۲ متر و انحراف معیار استاندارد یک سیگمای ۲۲۲ متر بعد از ۵۰۰ بار شبیه‌سازی است (شکل ۱۶).

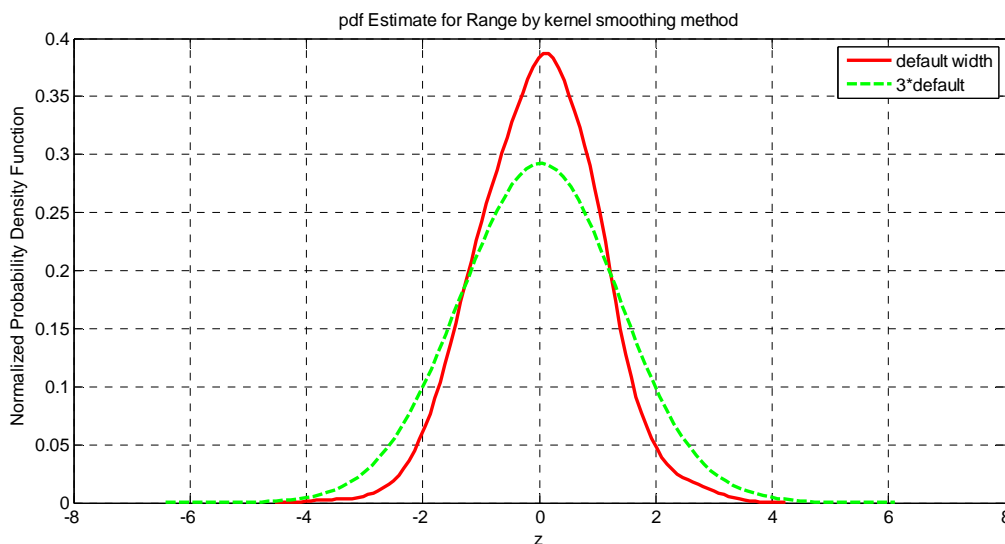
اولیه شامل سرعت، ارتفاع، وضعیت و زاویه رها سازی می‌باشد. از آن‌جا که این وسایل معمولاً بدون سیستم پیشران هستند، تخمین مناسب از محل دقیق برخورد با توجه به شرایط اولیه رها سازی، بخش مهمی از روند توسعه این تسلیحات را شامل می‌شود. این محاسبات به صورت محاسبات بالستیک پرتابه در سیستم کنترل آتش پرنده‌های حامل لحاظ شده و یک پوش برخورد از حداقل برد تا حداکثر برد پرتابه را به اپراتور نشان می‌دهد. بدین منظور و برای ارزیابی طرح و تحلیل حساسیت برد نهایی نسبت به تغییر شرایط اولیه رها سازی (شرایط ایده‌آل برای پرنده حامل) تحلیل‌های مونت‌کارلو برای طرح بهینه انجام شده



شکل ۱۶- میانگین و انحراف معیار استاندارد برد پرتابه در ۵۰۰ تکرار.

آماري را بر روی بردار X برازش می‌کند. پهنای باند تابع کرنل نشان‌دهنده میزان کندی برازش تابع روی بردار X است. تخمین تابع چگالی احتمال نرمالایز شده برد پرتابه توسط روش کرنل با پهنای باند استاندارد (خط قرمز ممتد) و ۳ برابر پهنای باند استاندارد (خط سبز نقطه چین) در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود.

در این تحلیل با استفاده از روش کرنل تابع چگالی احتمال برد پرتابه تخمین زده شده است. روش کرنل یک روش تخمین تابع توزیع بر اساس اطلاعات آماری بردار X توسط تابع آماری کرنل با پهنای باند تعریف شده است. تابع کرنل با تقسیم محدوده آماری بردار X به ۱۰۰ بازه (پهنای باند استاندارد) نمودار توزیع



شکل ۱۷- تخمین تابع چگالی احتمال نرمالایز شده برد پرتابه.

- 13- Pareto Archived Evolution Strategy
- 14- Multi-Objective Genetic Algorithm 2
- 15- Simple Multi-Objective Particle Swarm Optimizer
- 16- Control Effectiveness (C.E.)

مراجع

- [1] Korte J. J., Weston R. P., and Zang T. A., "Multidisciplinary optimization methods for preliminary design", NASA Langley Research Center, Multidisciplinary Optimization Branch, 1998.
- [2] Balesdent M., Bérend N., Dépincé P., and A. Chriette, "A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design", Struct Multidisc Optim, Springer, 2011.

[۳] فرمانی، محمد رضا؛ "توسعه روش تکاملی برای بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی با معیار بهینگی چندمنظوره"، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیر طوسی، ۱۳۸۹.

- [4] Coello Coello, C., Van Veldhuizen, D., and Lamont, G., "Evolutionary Algorithms for Solving Multi-Objective Problems", 2nd Edition, Springer, 2007.
- [5] Anderson, M. B., Burkhalter, J. E., and Jenkins, R. M., "Missile Aerodynamic Shape Optimization Using Genetic Algorithms", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 37, No. 5, pp. 663–669, 2000.
- [6] Yang Y., Jung S., Cho T.H., and Myong R.S., "Aerodynamic Shape Optimization System of a Canard-Controlled Missile Using Trajectory-Dependent Aerodynamic Coefficients", Journal of Spacecraft and Rockets, v. 49, n. 2, pp. 243–249, 2012.

نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر با مدل‌سازی موضوعات وزن و بالانس، آیرودینامیک، پایداری و کنترل‌پذیری و شبیه‌سازی سه درجه آزادی پرتابه، با استفاده از روش طراحی بهینه چندموضوعی MDF، بالاستیک خارجی پرتابه با قطر کوچک به صورت بهینه طراحی شد و با هدف بهینه‌سازی برد و وزن محموله، مجموعه جواب‌های پرتو به دست آمد. با توجه به محدودیت حداکثر وزن قابل حمل توسط پرنده حامل و به صورت تجربی یکی از طرح‌های فضای جواب به عنوان طرح بهینه انتخاب شد. در انتها با توجه به نامعینی‌های موجود در شرایط اولیه رهاسازی، تحلیل‌های مونت-کارلو و حساسیت برد پرتابه نسبت به این نامعینی‌ها انجام شد، که نشان‌دهنده عملکرد مناسب پرتابه در همسایگی شرایط ایده-آل بود.

بی‌نوشت

- 1- Multidisciplinary Design Optimization (MDO)
- 2- Missile DATCOM
- 3- Multidisciplinary Feasibility (MDF)
- 4- Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm-II (NSGA-II)
- 5- Hierarchical Decomposition (HD)
- 6- Non-Hierarchical Decomposition (NHD)
- 7- All At Once (AAO)
- 8- Individual Discipline Feasibility (IDF)
- 9- Non-Dominated Solution
- 10- Pareto Optimal
- 11- Encoding
- 12- Crossover Rate

- [11] Fleeman E. L., "Tactical Missile Design", AIAA Education Series, Inc., 2001.
- [12] Tanıl Ç., Platin B.E. and Mahmutyazıcıoğlu G., "External Configuration Optimization of Missiles in Conceptual Design", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, paper 09-5719, 2009.
- [13] Peter H. Zipfel, "Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics", AIAA, Inc., Reston, August 2000.
- [14] Tekinalp, O., and Bingol, M., "Simulated Annealing for Missile Optimization: Developing Method and Formulation Techniques", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 27, No. 4, pp. 616-626, 2004.
- [15] Cui k. and Yang G.W., "Shape Optimization for Hypersonic Arc-Wing Missiles", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 47, No. 4, pp. 694-700, 2010
- [7] 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 10-1500, 2010.
- [8] Deb, Kalyanmoy, Samir Agrawal and et al, "A Fast Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm for Multi-Objective Optimization NSGA-II", KanGAL Report No. 200001, 1999.
- [9] Leticia Cagnina, Susana Esquivel, "A Particle Swarm Optimizer for Multi-Objective Optimization", JCS&T Vol. 5 No. 4, December 2005.
- [10] MIL-HDBK-762, "Design of Aerodynamically Stabilized Free Rockets", U.S. Army Missile Command, 1990.