



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 4, No. 1, pp.: 78-91
2024

DOI:
10.22034/jssta.2024.426385.1146

Article Info

Received: 2023-11-21
Accepted: 2024-06-05

Keywords

Required speed design,
optimal design, meta-
heuristic algorithms, mass
function optimization

How to Cite this article

A. Toloei, M. Hoseini, M. Ebrahimi, "Designing a flying object using the required speed method and optimizing it using evolutionary algorithm methods", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 4 (1), p.: 78-91, 2024.

Designing a flying object using the required speed method and optimizing it using evolutionary algorithm methods

Alireza Toloei^{1*}, Maziar Hoseini², Mitra Ebrahimi³

1. Associate Professor of Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
toloei@sbu.ac.ir

2.PH.D. Candidate of Aerospace Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
Hoseinimaziar12@gmail.com

3.Master's Degree in Aerospace, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
Mitraebrahimi400013@gmail.com

* Corresponding author

Abstract

In this article, the optimal design of a flying object is discussed with the help of designing the required speed. In this design method, the input information includes the type of fuel composition, payload mass, and maximum flight range, and the purpose of the design is to determine the initial mass and main dimensions of the aircraft. At the beginning of the design, the configuration of the bird is selected, and then with the determination of the fuel composition, the main characteristics of the fuel are determined as the main design inputs in the first step. By going through the design stages and by performing weight and geometric calculations, the initial mass of the flying object, the initial mass of the stages, the amount of fuel and oxidizer of the stages and the amount of thrust of the engines are determined. Then, to ensure the design method, similar flying objects in terms of fuel type, number of stages and also the final range have been used for validation. After performing the classical design, optimizing the mass function is considered, for optimization, the parameters λ_{vi} (relative initial thrust of the stages), P_{ci} (internal combustion pressure of the engines) and P_{ei} (exit pressure of the nozzle of the engines) with three GA methods (genetic evolutionary algorithm), ABC (bee colony evolutionary algorithm) and CA (cultural evolutionary algorithm) have been optimized and the results have been compared with each other. After analysis of the results, it is clear that the minimum mass (objective function) and the most optimal value is related to the cultural optimization method (CA), which reduces the initial mass by bringing the flying object to the final range



دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال چهارم، شماره ۱، صفحه ۹۱-۷۸
بهار و تابستان ۱۴۰۳

DOI:
10.22034/jsssta.2024.426385.1146

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۲/۰۸/۳۰

پذیرش: ۱۴۰۳/۰۳/۱۶

واژه‌های کلیدی

طراحی سرعت لازمه، طراحی بهینه،
بهینه‌سازی تابع جرم، الگوریتم‌های فرا
ابتکاری،

نحوه استناد به این مقاله

علیرضا طلوعی، مازیار حسینی، میترا
ابراهیمی، "طراحی یک جسم پرنده
به‌روش سرعت لازمه و بهینه‌سازی آن
به روش‌های الگوریتم تکاملی"،
دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای
فضایی، جلد چهارم، شماره اول،
صفحات ۹۱-۷۸، ۱۴۰۳.

مقاله پژوهشی

طراحی یک جسم پرنده به‌روش سرعت لازمه و بهینه‌سازی آن به روش‌های الگوریتم تکاملی

علیرضا طلوعی^{۱*}، مازیار حسینی^۲، میترا ابراهیمی^۳

۱-دانشیار دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران toloei@sbu.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران hoseinimaziar12@gmail.com

۳- کارشناس ارشد هوافضا دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران mitraabrahimi400013@gmail.com

* نویسنده مسئول

چکیده

در این مقاله به طراحی بهینه یک پرنده به کمک طراحی سرعت لازمه پرداخته شده است. در این روش طراحی اطلاعات ورودی شامل نوع ترکیب سوخت، جرم بار مفید و حداکثر برد پروازی می‌باشد و هدف از طراحی، تعیین جرم اولیه و ابعاد اصلی پرنده است. در ابتدای طراحی پیکره‌بندی پرنده انتخاب می‌شود و سپس با مشخص شدن ترکیب سوخت، مشخصات اصلی سوخت به‌عنوان ورودی‌های اصلی طراحی در گام نخست تعیین می‌شود. با طی شدن مراحل طراحی در انتها و با انجام محاسبات وزنی و هندسی، جرم اولیه پرنده، جرم اولیه مراحل، میزان سوخت و اکسیدایزر طبقات و میزان تراست موتور طبقات مشخص می‌شود. سپس برای اطمینان از روش طراحی مدنظر از اجسام پرنده مشابه از نظر نوع سوخت، تعداد طبقات و همچنین طول برد نهایی برای صحت‌گذاری استفاده شده است. پس از انجام طراحی کلاسیک، بهینه کردن تابع جرم مد نظر قرار گرفته است، به‌منظور بهینه‌سازی، پارامترهای λ_{vi} (تراست نسبی اولیه مراحل در خلأ)، P_{Ci} (فشار محفظه داخلی موتور طبقات) و P_{e_i} (فشار خروجی نازل موتور طبقات) را با سه روش GA (الگوریتم تکاملی ژنتیک)، ABC (الگوریتم تکاملی کلونی زنبور عسل) و CA (الگوریتم تکاملی فرهنگی) بهینه کرده و نتایج با یکدیگر مقایسه شده است. پس از بررسی نتایج، مشخص می‌شود که کمترین جرم (تابع هدف) و بهینه‌ترین مقدار مربوط به‌روش بهینه‌سازی فرهنگی (CA) می‌باشد، که با رساندن جسم پرنده به برد نهایی مد نظر، جرم برخاست را کاهش داده است.

علایم و اختصارات

۱-مقدمه

پیشرفت فناوری وسایل پرنده بالستیک، ماهواره‌برها و کاوشگرهای فضایی در حال حاضر امر غیرقابل انکاری است. امروزه اغلب کشورها با صرف هزینه‌های بسیار بالا در حال توسعه روزافزون فناوری خود برای دستیابی به این تکنولوژی روز دنیا می‌باشند. فناوری، کاربرد، استفاده و سودآوری ماهواره‌ها در حال حاضر پیشرفت چشمگیری داشته است و به‌منظور استفاده بهینه از وسایل پرنده، ماهواره‌ها، ماهواره‌بر نیز باید در حد قابل قبولی پیشرفت داشته باشند، زیرا در مواردی ممکن است سرعت رشد پایین یکی بر دیگری تاثیر منفی داشته باشد. سامانه‌های مختلف و به‌ویژه سامانه‌های هوافضایی قبل از تولید مراحل مختلف طراحی از قبیل طراحی مفهومی، طراحی مقدماتی و طراحی جزئیات را طی می‌کنند.

بهینه‌سازی سیستم‌های پیچیده مهندسی، همیشه جزء لاینفک طراحی بوده است. به‌دلیل ابعاد و پیچیدگی مسائل در طراحی سیستم‌های پرنده، که به نوبه خود از پیچیده‌ترین سیستم‌های مهندسی به‌شمار می‌آیند، یک سیستم کامل به زیرسیستم‌های مرتبط شکسته می‌شود. در گذشته و به‌طور سنتی این زیرسیستم‌ها با ابزارهای طراحی بومی توسعه داده می‌شدند و کدهای کامپیوتری این اجازه را به طراح می‌داد، تا نسبت به اجرای بهینه‌سازی در زیرسیستم‌ها به‌طور مستقل (تابع هدف و قیود) و صرفاً مربوط به همان موضوع اقدام کنند. متأسفانه این روش باعث ایجاد سیستم‌هایی می‌شد که اگرچه ممکن بود در آن تک تک زیرسیستم‌ها بهینه باشند، ولی بهینه‌سازی هدف کلی در سطح سیستم قابل اجرا نبود [1]. از طرفی با توجه به ضرورت طراحی سیستم‌های مدرن مهندسی و به‌خصوص سیستم پرنده‌های فضایی که به‌شدت پیچیده بودند، فرایند طراحی و بهینه‌سازی چنین سیستم‌های پیچیده‌ای، به مشکل جدی تبدیل شد و در نهایت دانشمندان را به سمت تدوین روش‌های جدید طراحی یا همان روش‌های طراحی بهینه تکاملی سوق داد.

هدف از طراحی در مراجع [2,3] توزیع جرم بهینه بین مراحل با هدف حمل بیشترین جرم محموله به مدار، افزایش سرعت نهایی و همچنین به حداقل رساندن شتاب محوری در هر مرحله با استفاده از بهینه‌سازی ترکیبی می‌باشد، همچنین در مرجع [4] با در نظر گرفتن چهار موضوع سازه، آیرودینامیک،

θ_a	زاویه جدایش مراحل
μ_i	وزن نسبی سوخت مراحل
μ_{eq}	وزن نسبی سوخت معادل
λ_{01}	تراست نسبی اولیه جسم پرنده روی زمین
λ_{vi}	تراست نسبی اولیه مراحل در خلا
P_{ei}	فشار خروجی نازل موتور طبقات
P_{ci}	فشار محفظه احتراق موتور طبقات
X_i	ضریب نسبت وزن نسبی سوخت مراحل
P_{M1}	بار عرضی وارد بر سطح مشخصه جسم پرنده
I_{spi}^D	ضربه ویژه طبقات
$I_{sp.st}$	ضربه ویژه سوخت
$I_{sp.vi}$	ضربه ویژه در خلا
$I_{sp.01}$	ضربه ویژه طبقه اول روی زمین
$I_{sp.av}$	ضربه ویژه متوسط موتورها
V_a	سرعت در لحظه جدایش طبقات
h_a	ارتفاع در لحظه جدایش طبقات
L_a	برد در لحظه جدایش طبقات
L	برد نهایی
L^*	برد محاسبه شده
d_{M1}	قطر جسم پرنده
l_M	طول جسم پرنده

ترکیب سوخت، جرم بار مفید و حداکثر برد پروازی و هدف از طراحی با این روش تعیین جرم اولیه و ابعاد اصلی جسم پرنده است [11]

برای ارزیابی تخمینی هزینه جسم پرنده می‌توان فرض کرد که قیمت بدنه جسم پرنده متناسب با جرم آن است [11].

طراحی تقریبی برای جسم پرنده سوخت مایع بدین ترتیب انجام می‌شود:

- پیکربندی جسم پرنده انتخاب می‌شود؛
 - مشخصات اصلی سوخت تعیین می‌شوند؛
 - برنامه پرواز جسم پرنده در قسمت فعال مسیر پرواز انتخاب می‌شود؛
 - ضربه ویژه موتورها با استفاده از فرمول‌های محاسباتی تعیین می‌شوند؛
 - با محاسبات آزمونی، ضرایب نسبت وزن نسبی سوخت هر مرحله که تأمین‌کننده حداکثر برد پروازی داده شده هستند، دقیق‌تر می‌شوند؛
 - با محاسبات وزنی، جرم اولیه جسم پرنده و نیز جرم اولیه مراحل و دوز سوختگیری طبقات، تعیین می‌شود؛
 - مشخصات تراستی موتور تمام طبقات و ابعاد جسم پرنده تعیین می‌شود؛
 - از آنجاکه روابط مورد استفاده در محاسبات طراحی بسیار تقریبی هستند، باید مقدار به‌دست آمده برای ضریب μ_{eq} دقیق‌تر شود. در محاسبات آزمونی می‌توان به ازای یک‌سری مقادیر μ_{eq} برد پروازی را تعیین کرد تا آنکه برد داده شده با دقت قابل قبول به‌دست آید.
- برای کاهش حالت‌های محاسبه بهتر است به‌کمک مشتقات جزئی، تصحیحی برای مقدار اولیه μ_{eq} پیدا شود. [11]

$$\frac{\partial L}{\partial \mu_{eq}} = \frac{\partial L}{\partial V_a} \frac{\partial V_a}{\partial \mu_{eq}} \quad (1)$$

از رابطه (1) نتیجه می‌شود که تصحیح لازم برای μ_{eq} برابر است با: [11]

مسیر پرواز و پیش‌رانش با هدف کمینه‌سازی جرم لحظه برخاست از الگوریتم‌های گرادیانی (SQP) و ژنتیک (GA) برای بهینه‌سازی استفاده شده است. در مراجع [5,6] به‌منظور طراحی مفهومی یک ماهواره برای کاهش جرم لحظه برخاست از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک استفاده شده است. همچنین در مراجع [7,8] از الگوریتم‌های ژنتیک و بررسی مزایا و معایب بهینه‌سازی چندموضوعی (MDO) برای بهینه‌سازی هزینه‌های محاسباتی و عملیاتی پرداخته است. در مرجع [9] طراحی یک جسم پرنده حامل ماهواره که قادر است جرم محموله ۱۲۰ کیلوگرمی را به مدار دایروی زمین (LEO) در ارتفاع ۶۰۰ کیلومتری با کمک الگوریتم‌های ژنتیک و تبرید (SA) بهینه‌سازی شده و مورد بررسی و مقایسه قرار گرفته است. در مرجع [10] قیدها و پارامترهای طراحی از معادلات مسیر پرواز، نیروی پیش‌رانش و آیرودینامیک جسم پرنده انتخاب شده است و برای رسیدن به حداقل جرم لحظه برخاست از الگوریتم ازدحام ذرات (PSO) استفاده شده است. در موارد پژوهشی ذکر شده، از روش الگوریتم تکاملی فرهنگی استفاده نشده است در حالی که این روش برای حل بسیاری از مسائل طراحی از سرعت و دقت لازم برخوردار است. در این مقاله به مسئله طراحی بهینه جسم پرنده‌ای پرداخته می‌شود که از آن می‌توان برای طراحی پرنده‌های استراتژیکی، تاکتیکی-راهبردی و فضایی استفاده کرد. در پژوهش حاضر ابتدا به معرفی و پیاده‌سازی روش طراحی الگوریتم بر مبنای سرعت لازمه [11] پرداخته می‌شود و سپس با استفاده از روش‌های الگوریتم‌های تکاملی GA (الگوریتم تکاملی ژنتیک)، ABC (الگوریتم تکاملی کلونی زنبور عسل) و CA (الگوریتم تکاملی فرهنگی) برای کاهش جرم لحظه برخاست، استفاده و مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. با مقایسه روش‌های بهینه‌سازی مشخص می‌شود که روش بهینه‌سازی تکاملی فرهنگی نسبت به الگوریتم‌های ژنتیک و کلونی زنبور عسل از سرعت همگرایی و دقت بالاتری برخوردار هستند.

۲- الگوریتم طراحی سرعت لازمه

طراحی وسیله پرنده به‌روش الگوریتم طراحی سرعت لازمه، یک روش طراحی تقریبی و آماری برای جسم پرنده سوخت مایع و جامد است که در این قسمت روش طراحی جسم پرنده سوخت مایع معرفی و بررسی شده است. [11]

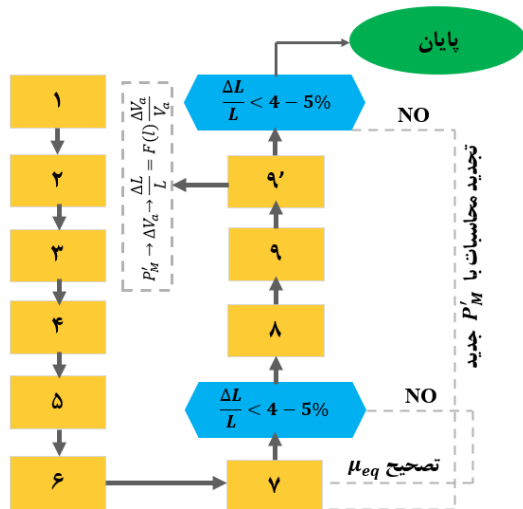
اطلاعات ورودی در این روش عبارتند از: نوع جسم پرنده،

۳- روند طراحی

شکل ۱ گامها و مراحل طراحی جسم پرنده به روش الگوریتم سرعت لازمه را به شکل سلسلهوار و الگوریتمی نشان می‌دهد. همچنین روند نمای مربوط به طراحی وسیله پرنده در شکل ۲ آورده شده است [11].



شکل (۱): گامهای طراحی جسم پرنده به روش الگوریتم سرعت لازمه [11]



شکل (۲): روند نمای مربوط به طراحی وسیله پرنده [11]

گام اول: در این قسمت تعداد طبقات، شکل بدنه و نوع موتور طبقات تعیین می‌شوند که همگی جز ورودی‌های مسئله می‌باشند.

$$\Delta\mu_{eq} = \frac{\Delta L}{\frac{\partial L}{\partial V_a} \frac{\partial V_a}{\partial \mu_{eq}}} \quad (2)$$

که ΔL ، خطای تعیین برد پرواز بوده و برابر است با اختلاف میان برد داده شده و برد به‌دست آمده از محاسبات آزمونی [11]. مشتق جزئی $\frac{\partial V_a}{\partial \mu_{eq}}$ را می‌توان با مشتق گرفتن از عبارت:

$$V_a \cong g_0 I_{sp.av} \ln \frac{1}{1 - \mu_{eq}} \quad (3)$$

به‌دست آورد که نتیجه می‌شود: [11]

$$\frac{\partial V_a}{\partial \mu_{eq}} = g_0 I_{sp.av} \ln \frac{1}{1 - \mu_{eq}} \quad (4)$$

مشتق جزئی $\frac{\partial L}{\partial V_a}$ از رابطه ۵ و یا جدول ۱ محاسبه می‌شود. [11]

$$\frac{\delta L}{\delta V_a} = \Psi_a \frac{4 \sin^2 \frac{\beta_t}{2}}{v_a \cos^2 \theta_a} \frac{1}{V_a} \quad (5)$$

همچنین به‌جای استفاده از رابطه (۵) می‌توان از جدول (۱) که در ادامه قرار گرفته است برای به‌دست آوردن $\frac{\delta L}{\delta V_a}$ استفاده کرد.

جدول (۱): رابطه برد کامل پرواز با پارامترهای نقطه خاموشی [11]

$L, 10^3 \text{ km}$	۲	۴	۶	۸	۱۰	۱۲	۱۴
$h_a(\text{Km})$	۹۰	۱۳۵	۱۶۵	۱۹۵	۲۲۵	۲۵۰	۲۷۰
$L_a(\text{Km})$	۱۱۰	۱۹۵	۲۸۵	۳۶۵	۴۸۰	۵۹۰	۷۴۰
$(\text{deg}) \mathcal{G}_a^\circ$	۳۹	۳۵	۳۰	۲۸	۲۵	۲۳	۲۰
$V_a(\text{m/s})$	۳۹۲۰	۵۲۰۰	۶۰۰۰	۶۵۰۰	۶۹۰۰	۷۱۵۰	۷۴۰۰
$L'_v, (\frac{\text{km}}{\text{m/s}})$	۱/۰۶	۱/۸۸	۲/۹۰	۴/۰۰	۵/۲۲	۶/۶۲	۸/۲۰

بدین ترتیب مقدار دقیق شده μ_{eq} برابر است با: [11]

$$\mu_{eq} = \widetilde{\mu}_{eq} + \Delta\mu_{eq} \quad (6)$$

که $\widetilde{\mu}_{eq}$ ، ضریب پرشدگی معادل جسم پرنده از سوخت است که از محاسبات طراحی به‌دست آمده است.

ضربه ویژه طبقه اول و دوم: [11]

$$I_{sp,1}^D = 0.95I_{sp,st} + 21 + 0.76P_{c1} - 0.003P_{c1}^2 - 70P_{e1} + 25P_{e1}^2 \quad (8)$$

$$I_{sp,2}^D = 0.95I_{sp,st} + 21 + 0.76P_{c2} - 0.003P_{c2}^2 - 70P_{e2} + 25P_{e2}^2 \quad (9)$$

ضربه ویژه طبقه اول و دوم در خلا: [11]

$$I_{sp,v1} = I_{sp,1}^D - \frac{RT}{I_{sp,1}^D g_0^2} \left(\frac{P_{e1}}{P_{c1}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (10)$$

$$I_{sp,v2} = I_{sp,2}^D - \frac{RT}{I_{sp,2}^D g_0^2} \left(\frac{P_{e2}}{P_{c2}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (11)$$

ضربه ویژه طبقه اول روی زمین: [11]

$$I_{sp,01} = I_{sp,v1}^D - \frac{RT}{I_{sp,1}^D g_0^2} \frac{P_N}{P_{e1}} \quad (12)$$

ضربه ویژه متوسط موتورها: [11]

$$I_{sp,av} = \frac{1}{2n-1} \left(\frac{I_{sp,01} + I_{sp,v1}}{2} + 2I_{sp,v2} \right) \quad (13)$$

تراست نسبی در خلا مرحله اول: [11]

$$\lambda_{v1} = \lambda_{01} \frac{I_{sp,01}}{I_{sp,v1}} \quad (14)$$

گام ششم: محاسبه ضریب نسبت وزن نسبی سوخت‌ها در هر مرحله با کمک محاسبات طراحی؛

در این گام ابتدا باید سرعت در انتهای قسمت فعال پرواز جسم پرنده محاسبه شود و سپس به کمک آن ضرایب μ_{ai} محاسبه شود، برای این کار ابتدا زوایای زیر محاسبه شده است: [11]

$$\beta = \frac{L_{max} - L_{a2}}{R} \quad (15)$$

گام دوم: سوخت مصرفی جسم پرنده در این مرحله انتخاب

می‌شود تا با تعیین آن و به کمک جداول مربوطه ضربه ویژه استاندارد سوخت، دمای سوزش سوخت مربوطه، ثابت گاز، ثابت آدیاباتیک، چگالی سوخت و ضریب نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت تعیین شود.

گام سوم: پارامترهای طراحی به کمک معادلات و نمودارها

مشخص می‌شوند.

پارامترهای ورودی در جدول ۲ آورده شده است:

جدول (۲): پارامترهای ورودی طراحی

λ_{01}	تراست نسبی اولیه جسم پرنده روی زمین
λ_{vi}	تراست نسبی اولیه مراحل در خلا
P_{ei}	فشار خروجی نازل موتور طبقات (bar)
P_{ci}	فشار محفظه احتراق موتور طبقه دوم (bar)
X_i	ضریب نسبت وزن نسبی سوخت مراحل
P_{M1}	بار عرضی وارد بر سطح مشخصه جسم پرنده (kg/m^2)

گام چهارم: برنامه پرواز جسم پرنده در قسمت فعال انتخاب

می‌شود؛

$$\vartheta = \begin{cases} \pi/2 & 0 \leq \mu_1 \leq 0.05 \\ 4\left(\frac{\pi}{2} - \vartheta_a\right)(0.55 - \mu_1)^2 + \vartheta_a & 0.05 \leq \mu_1 \leq 0.55 \\ \varphi_a & \mu_1 \geq 0.55 \end{cases} \quad (16)$$

در رابطه بالا μ_1 ضریب نسبت وزن نسبی سوخت مرحله نخست است. این ضریب عددی بین ۰ و ۱ است، در قسمت نخست معادله پرواز عمودی جسم پرنده در ابتدای مسیر است. (به‌طور تجربی معمولا حدود ۰ الی ۱۰ ثانیه در نظر گرفته می‌شود).

قسمت دوم تابع پرواز قسمت فعال جسم پرنده که معادله درجه ۲ است و ϑ_a در آن زاویه جدایش طبقه دوم است.

قسمت سوم تابع برنامه پرواز قسمت انتهایی مسیر پرواز است که می‌تواند یک تابع ثابت یا خطی باشد که φ_a در آن زاویه فراز در لحظه خاموشی موتور طبقه دوم است.

گام پنجم: در این قسمت ضربه ویژه موتور ها تعیین می‌شود

که روابط محاسباتی آن به ترتیب در ادامه قرار داده شده است:

سه پارامتر اصلی طبقه اول: [11]

$$V_{a1} = g_0 I_{spv1} [F_1(\mu_{a1}) - \lambda_{v1} I_{g1}] - I_{sp,01} I_{p1} - \frac{I_{x1}}{\lambda_{01}^3 \sqrt{\sin^2 \vartheta_a}} \frac{P_{M1}^S}{P_{M1}} \quad (22)$$

$$L_{a1} = g_0 I_{sp,01}^2 \lambda_{01} (\Phi_2 - \lambda_{01} \Phi_4) \quad (23)$$

$$h_{a1} = g_0 I_{sp,01}^2 \lambda_{01} (\Phi_1 - \lambda_{01} \frac{I_{g1}^2}{2}) \quad (24)$$

سه پارامتر اصلی طبقه دوم: [11]

$$V_{a2} = V_{a1} + g_0 I_{sp,v2} f_V \quad (25)$$

$$h_{a2} = h_{a1} + D_2 \sin \vartheta_a \quad (26)$$

$$L_{a2} = L_{a1} + D_2 \cos \vartheta_a (\sqrt{V_{12}} \mu_{a2} + f_s) \quad (27)$$

گام هشتم: تعیین جرم اولیه جسم پرنده و هر یک از طبقات آن و میزان سوخت و اکسید مورد نیاز مراحل با کمک محاسبات وزنی؛ [11]

$$b_i = 0.0067[1 + 3 \exp(-0.0038 P_{Vi})] \quad (28)$$

$$N_i^0 = 0.010[1 + 3.5 \exp(-0.034 m_{0i})] \quad (29)$$

$$\rho_{fmi} = 25[1 + 1.5 \exp(-0.075 \omega_i)] \quad (30)$$

$$\alpha_{\omega i} = 0.014[1 + 0.5 \exp(0.075 \omega_i)] \quad (31)$$

$$\rho_p = \frac{(1+k)\rho_{ox}\rho_f}{\rho_{ox} + K\rho_f} \quad (32)$$

$$tg\omega = \frac{R \sin \beta}{(R + h_{a2}) - R \cos \beta} \quad (16)$$

$$V_{a2} = \sqrt{\frac{\pi_0}{R + h_{a2}} \operatorname{tg} \frac{\beta}{2} \frac{\sin \omega}{\cos \vartheta_a \cos(\omega - \vartheta_a)}} \quad (17)$$

در ابتدا با توجه به تلفات سرعت به دلیل وجود نیروی جاذبه یک ضریب برای محاسبه تلفات سرعت در نظر گرفته می شود و سپس مجدد سرعت محاسبه می شود.

برای جسم پرنده هایی با برد ۱۴-۱۰ هزار کیلومتر در نظر گرفته می شود که مقادیر کوچک تر برای مقادیر بالاتر است. [11]

$$V_a + \Delta V_{loss} = K_V V_a \quad (18)$$

حالا با استفاده از سرعت محاسبه شده مقادیر ضریب نسبت وزن نسبی سوخت مراحل از روابط زیر به دست می آید: [11]

$$\mu_{eq} = 1 - \exp\left(-\frac{K_V V_a}{g_0 I_{sp,av}}\right) \quad (19)$$

$$\mu_{a1} = \frac{1 + X_1}{2X_1} - \sqrt{\frac{1 + X_1^2}{2X_1} - \frac{\mu_{eq}}{X_1}} \quad (20)$$

$$\mu_{a2} = X_1 \mu_{a1} \quad (21)$$

گام هفتم: دقیق تر کردن ضرایب μ_{ai} با کمک محاسبات آزمونی؛

به دلیل تقریبی بودن محاسبات در این روش در دومقطع از روند طراحی به تصحیح ضرایب و پارامترهای طراحی پرداخته می شود که یکی از آنها تصحیح ضریب μ_{eq} است.

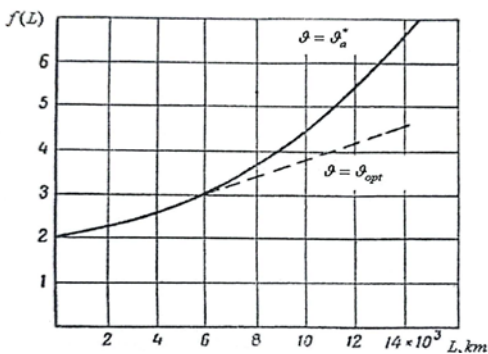
برای این کار ابتدا با کمک μ_{eq} به دست آمده از مرحله قبل ابتدا برد نهایی محاسبه می شود، اگر خطا کمتر از ۴٪-۵٪ باشد روند حل ادامه می یابد در غیر این صورت ضریب، تصحیح و محاسبات با μ_{eq} جدید مجدداً انجام می شود.

$$\frac{\Delta L}{L} = f(l) \frac{\Delta V_a}{V_a} \quad (۴۰)$$

$$\alpha_{f.mi} = \frac{\rho_{fmi}}{\rho_p}$$

$$K_i = \alpha_{fmi} + \alpha_{\omega i} \quad (۳۳)$$

مقدار $f(l)$ در رابطه ۰ از طریق نمودار شکل ۳ حاصل می‌شود:



شکل (۳): محاسبه $f(L)$ از طریق برد نهایی [11]

اگر خطای $\frac{\Delta L}{L}$ کمتر از ۰.۴٪ الی ۵٪ باشد محاسبات راضی کننده بوده و نیازی به تصحیح P_{M1} نیست در غیر این صورت محاسبات از طریق P'_{M1} جدید دو مرتبه صورت می‌گیرد تا به حداقل خطا برسد.

با استفاده از ضرایب وزنی محاسبه شده از روابط ۰ تا ۳۳ وزن اولیه جسم پرنده و طبقات دیگر محاسبه می‌شود: [11]

$$m_{0i+1} = \frac{m_{0i}}{1 - N_{i+1} - \frac{b_{i+1}}{\lambda_{vi+1}} - (1 + K_{i+1})\mu_{ai+1}} \quad (۳۴)$$

$$m_0 = \frac{M_{wh}}{(1 - N_i - \frac{b_i}{\lambda_{vi}} - (1 + K_i)\mu_{ai})(1 - N_{i+1} - \frac{b_{i+1}}{\lambda_{vi+1}} - (1 + K_{i+1})\mu_{ai+1}) \dots} \quad (۳۵)$$

گام نهم: تعیین ابعاد جسم پرنده و تراست موتور؛ [11]

با استفاده از روابط زیر قطر، طول و همچنین بار عرضی وارد بر سطح مشخصه جسم پرنده محاسبه می‌شود: [11]

جدول (۳): نتایج مربوط به محاسبه متغیرهای طراحی با تصحیح μ_{eq} [11]

متغیرها	تکرار ۱	تکرار ۲	تکرار ۳	متغیرها	تکرار ۱	تکرار ۲	تکرار ۳
μ_{a1}	0.6527	0.6598	0.6684	f_s	0.330	0.392	0.413
μ_{a2}	0.8021	0.8145	0.8210	\bar{V}_{12}	0.764	0.789	0.802
$I_{\theta 1}$	0.438	0.443	0.456	$D_2(km)$	681	681	681
I_{p1}	0.46	0.46	0.46	$V_{a2}(\frac{m}{s})$	6764	6856	6923
I_{x1}	46	46	46	$h_{a2}(km)$	331	338	346
Φ_1	0.163	0.178	0.184	$l_{a2}(km)$	734	768	796
Φ_2	0.320	0.328	0.342	v_{a2}	0.749	0.763	0.738
Φ_4	0.146	0.151	0.154	$a(km)$	5579	5014	4690
$V_{a1}(\frac{m}{s})$	2395	2463	2492	$b(km)$	2198	2249	2471
$h_{a1}(km)$	44.639	45.781	46.518	$c(km)$	256	268	279
$l_{a1}(km)$	81	83	86	$\beta(rad)$	1.34	1.48	1.62
$F_1(\mu_{a1})$	1.0654	1.1348	1.1987	$L_p(km)$	9315	9847	10096
$F_2(\mu_{a2})$	0.4387	0.4912	0.5083	$L(km)$	10049	10643	10893
f_v	1.405	1.428	1.543	$\frac{\Delta L}{L} \%$	8.65%	3.25%	0.97%

این الگوریتم به صورت کد در محیط برنامه نویسی متلب نوشته شده و صحت سنجی آن با چند وسیله پرنده دنیا مورد ارزیابی قرار گرفته که نشان از درستی برنامه نوشته شده دارد.

$$d_{M1} = \sqrt[3]{\frac{4m_{01}}{\pi L_m \rho_m}} \quad (۳۶)$$

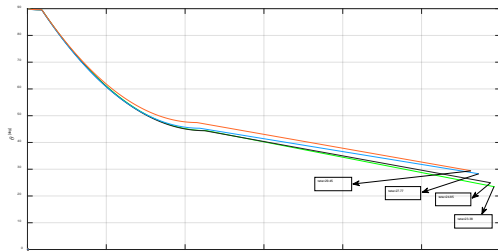
$$l_m = \bar{L}_m d_{M1} \quad (۳۷)$$

$$P'_{M1} = \frac{4m_{01}}{\pi d_{M1}^2} \quad (۳۸)$$

بار عرضی وارد بر سطح مشخصه جسم پرنده جز پارامترهای ورودی مسئله می‌باشد و در این مرحله مجدد محاسبه می‌شود به همین دلیل بار دیگر می‌توان محاسبات را از طریق P'_{M1} بازنگری نمود و خطا را به حداقل رساند. [11]

$$\Delta V_{a2} = - \frac{I_{x1}}{\lambda_{01} \sqrt[3]{\sin^2 \theta_a}} \left(\frac{P'_{M1}}{P_{M1}} - \frac{P_{M1}^S}{P_{M1}} \right) \quad (۳۹)$$

در ادامه صحتسنجی پرنده‌های مورد مطالعه، نمودار زاویه پیچ آنها با هم مقایسه شده است و با کمک جدول ۱ که مربوط به پرنده‌های قاره‌پیما با بردهای ۱۴-۲ هزار کیلومتر می‌باشد از طریق میان‌یابی مجدد صحت‌گذاری شده و خطای زاویه مسیر آنها با نتایج حاصل از کد مربوطه در جدول ۵ آمده است.



شکل (۶): نمودارهای زاویه مسیر نسبت به زمان جسم پرنده‌های نمونه

جدول (۵): مقایسه زاویه جدایش انتهایی فعال مسیر پرواز پرنده‌های نمونه

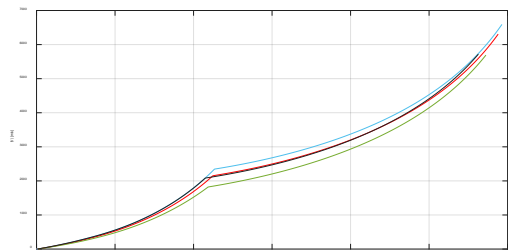
خطا (%)	نتایج حاصل از کد مربوطه	نتایج حاصل از میان‌یابی (θ_a)	برد وسیله پرنده
2.58%	23.38°	$\cong 24^\circ$	نمونه طراحی شده (کاپیتف) $L = 11000 \text{ km}$
2.46%	24.85°	$\cong 25.2^\circ$	تیتان ۱ $L = 10200 \text{ km}$
15.7%	27.77°	$\cong 24^\circ$	آر ۱۶ $L = 11000 \text{ km}$
1.5%	29.45°	$\cong 29^\circ$	دانگ فنگ ۴ $L = 7000 \text{ km}$

همان‌طور که از جدول ۴ و ۵ بر می‌آید کمترین خطا در محاسبه جرم و زاویه جدایش توسط کد نوشته شده، به ترتیب مربوط به موشک تیتان ۱ و دانگ فنگ ۴ می‌باشد، البته خطای مربوط به سایر نمونه‌ها نیز در بازه قابل قبولی قرار دارد و تنها در محاسبه جرم دانگ فنگ ۴ خطای قابل توجهی به وجود آمده که به نظر می‌رسد به دلیل نقص در اطلاعات جستجو شده در اینترنت باشد.

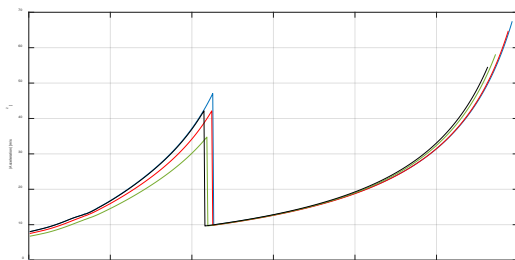
جدول (۴): جدول مقایسه نتایج نمونه‌ها جهت صحت سنجی

دانگ فنگ ۴	آر ۱۶	تیتان ۱	روش سرعت لازمه	جرم واقعی (تن)
۸۲	۱۴۶	۱۰۵	۵۹	جرم واقعی (تن)
۵۲/۷۰۱	۱۳۷/۲۳۲	۱۰۲/۹۶۱	۵۸/۸۴۵	جرم محاسبه شده (تن)
۷۰۰۰	۱۱۰۰۰	۱۰۲۰۰	۱۱۰۰۰	برد واقعی (کیلومتر)
۶۷۸۳	۱۰۲۴۲	۱۰۱۴۳	۱۰۶۴۳	برد محاسبه شده (کیلومتر)

برای شبیه‌سازی دقیق برنامه پرواز یک جسم پرنده لازم است که در مرحله اول، پارامترهای آن با دقت محاسبه و سپس نیروها و ممان‌های وارد بر جسم پرنده در طول پرواز محاسبه شود. برای محاسبه پارامترها نظیر جرم، سرعت، شتاب و زاویه مسیر در طول پرواز لازم است جسم پرنده در یک برنامه طراحی شبیه‌سازی شده و با توجه به شرایط پروازی، پارامترها در طول پرواز تعیین شوند. تمامی خروجی‌های این مراحل با آنالیز کردن برنامه Missile datcom با برنامه شبیه‌سازی پرواز به دست آمده است. حال به ترتیب نمودارهای شکل ۴ و ۵ مربوط به شبیه‌سازی سرعت و شتاب هر یک از پرنده‌های نمونه جهت مقایسه با روش سرعت لازمه (کلاسیک) قرار داده شده است:



شکل (۴): نمودارهای سرعت نسبت به زمان جسم پرنده‌های نمونه



شکل (۵): نمودارهای شتاب نسبت به زمان جسم پرنده‌های نمونه

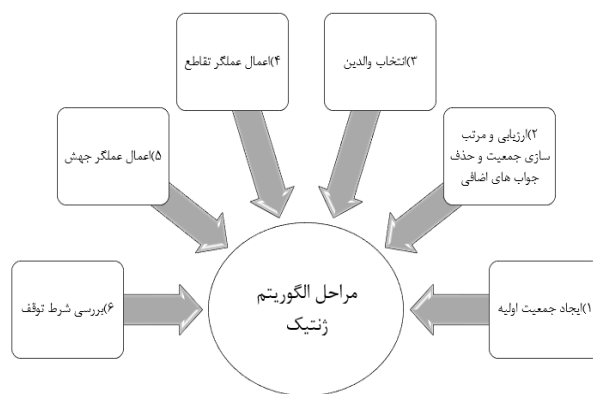
۴- بهینه‌سازی به روش الگوریتم ژنتیک^۱

الگوریتم ژنتیک (GA) یک روش بهینه‌سازی مبتنی بر جستجو بر اساس اصول ژنتیک و انتخاب طبیعی است. این الگوریتم برای یافتن راه‌حل‌های نزدیک بهینه یا تقریباً بهینه برای مسائل پیچیده طراحی شده است. مسائل سخت جزو مسائلی هستند که حل آنها به صورت سنتی، نیاز به صرف زمان زیادی دارد. برای آموزش الگوریتم ژنتیک بهتر است با تعریف بهینه‌سازی شروع کنیم. بهینه‌سازی روند بهبود یک فرآیند است. در هر فرآیندی، مجموعه‌ای از ورودی‌ها و خروجی‌ها را داریم. [12]

الگوریتم ژنتیک (GA) جزو الگوریتم‌های مبتنی بر جستجو هستند که بر اساس مفاهیم انتخاب طبیعی و ژنتیک هستند. الگوریتم ژنتیک زیرمجموعه‌ای از شاخه بسیار بزرگ‌تری از محاسبات هستند که به عنوان محاسبات تکاملی شناخته می‌شوند [12]

مراحل الگوریتم ژنتیک شامل: [12]

- ۱- ایجاد جمعیت اولیه
- ۲- ارزیابی و مرتب‌سازی جمعیت و حذف جواب‌های اضافی
- ۳- انتخاب والدین
- ۴- اعمال عملگر تقاطع
- ۵- اعمال عملگر جهش
- ۶- بررسی شرط توقف



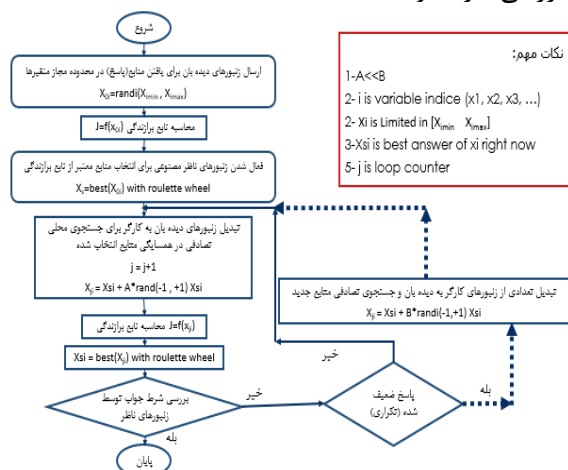
شکل (۷): روند نمای پیاده سازی الگوریتم [12]

۵- بهینه‌سازی به روش الگوریتم کلونی زنبور عسل^۲

الگوریتم کلونی زنبورهای مصنوعی (ABC) الهام گرفته از رفتار زنبورها در طبیعت می‌باشد.

مراحل الگوریتم کلونی زنبور عسل شامل: [13]

- ۱- جستجوی اولیه منابع توسط زنبورهای دیده بان
- ۲- ارزیابی و مرتب‌سازی منابع پاسخ و انتخاب منابع خوب توسط زنبورهای ناظر
- ۳- گسیل زنبورهای کارگر مصنوعی به سمت منابع انتخاب شده
- ۴- ارزیابی پاسخ‌های جدید توسط زنبورهای مصنوعی ناظر
- ۵- در صورت ضعیف شدن منابع جستجوی جدید توسط دیده بانهای مصنوعی
- ۶- بررسی شرط توقف



شکل (۸): مراحل حل الگوریتم کلونی زنبور عسل مصنوعی [13]

۶- بهینه‌سازی به روش الگوریتم فرهنگی^۳

مبنای فکری الگوریتم فرهنگی بر اساس رفتار ژنتیکی (بیولوژیکی) و فرهنگی است. جامعه مورد تحلیل به طور مداوم در حال بهبود است. هر موجودی که قصد ماندن در چنین جامعه‌ای را داشته باشد، بایستی خود را به صورت بیولوژیکی و فرهنگی با جامعه تطبیق دهد. این فرآیند تطبیق، به تکامل بیولوژیکی و فرهنگی ختم می‌شود.

³ - Cultural Algorithm

¹ - Genetic Algorithm

² - Artificial Bee Colony Algorithm

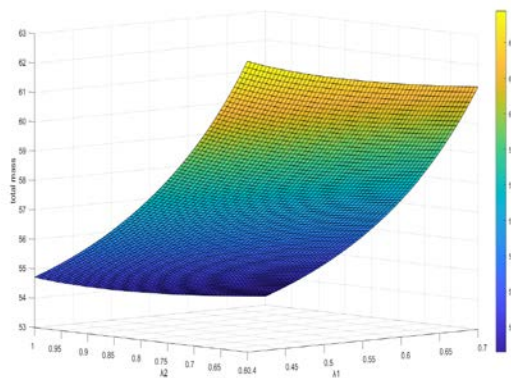
$$\min \left(\frac{M_{wh}}{\left(1 - N_1 - \frac{b_1}{\lambda_{v1}} - (1 + K_1)\mu_{a1}\right) \left(1 - N_2 - \frac{b_2}{\lambda_{v2}} - (1 + K_2)\mu_{a2}\right)} \right) \quad (41)$$

۷-۲- متغیرهای بهینه سازی

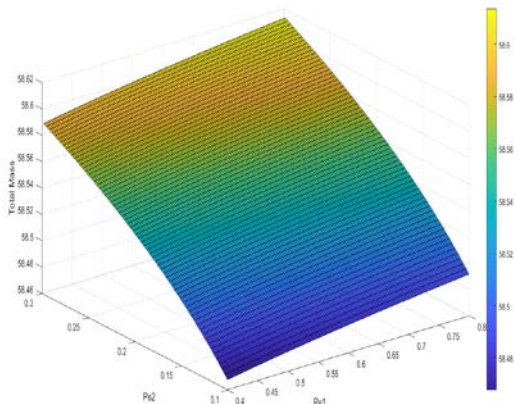
تابع جرم وابسته به متغیرهای زیر می باشد:

$$M_{total} = f(n, X_i, \lambda_{vi}, P_{ci}, P_{ei}, P_{M1}) \quad (42)$$

از بین پارامترهایی که تابع جرم وابسته به آنهاست، متغیرهای λ_{vi} , P_{ci} , P_{ei} با توجه به نمودارهای زیر از نظر یافتن نقاط بهینه سودمند خواهند بود.



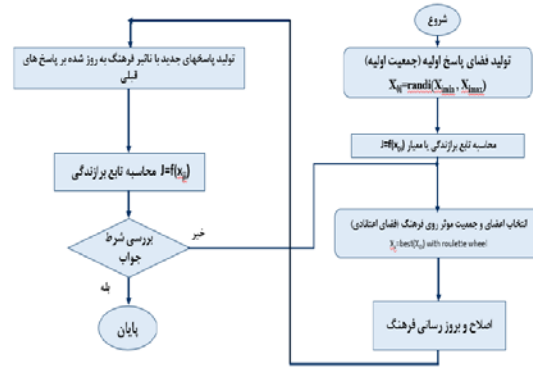
شکل (۱۰): رابطه λ_{v1} و λ_{v2} با جرم کل



شکل (۱۱): رابطه P_{e1} و P_{e2} با جرم کل

مراحل الگوریتم فرهنگی شامل: [13,14]

- ۱- ایجاد جمعیت اولیه
- ۲- ارزیابی و مرتب سازی جمعیت و حذف جواب های اضافی
- ۳- انتخاب افراد شاخص
- ۴- اصلاح فرهنگ
- ۵- ایجاد جمعیت جدید از فرهنگ بروز
- ۶- بررسی شرط توقف



شکل (۹): مراحل حل الگوریتم فرهنگی [14]

۷- بهینه سازی طراحی جسم پرنده

پس از معرفی روش طراحی روش سرعت لازمه و ذکر روابط معادلات آن، طراحی یک وسیله پرنده دو طبقه سوخت مایع با برد ۱۱۰۰۰ کیلومتر و جرم محموله ۱۵۰۰ کیلوگرم به این روش انجام شده و توسط الگوریتم های بهینه سازی فراابتکاری ژنتیک، کلونی زنبور عسل و فرهنگی بهینه می شود و نتایج بهینه سازی ها توسط الگوریتم های مذکور با نتیجه طراحی الگوریتم سرعت لازم مقایسه شده است.

۷-۱- تابع هدف

برای پیاده سازی روند بهینه سازی ابتدا باید تابع هدف، متغیرهای بهینه سازی و توابع قیود (محدودیت ها) مشخص شود و سپس با استفاده هریک از الگوریتم ها نتایج، بررسی و مقایسه شود. تابع هدف مورد نظر این طراحی مینیمم کردن تابع جرم برای جسم پرنده دو طبقه به شرح زیر است:

جدول (۶): مقایسه خروجی نتایج طراحی الگوریتم سرعت

لازم (کلاسیک) با روش‌های بهینه‌سازی

نام روش	جرم کل محاسبه شده (ton)	جرم طبقه اول (ton)	جرم طبقه دوم (ton)	تراست طبقه اول (KN)	تراست طبقه دوم (KN)
کلاسیک	۵۸/۴۶۴	۴۲/۳۱۴	۱۴/۶۵۲	۱۰۳۸	۲۲۵
GA	۵۶/۷۰۸	۴۰/۴۰۰	۱۴/۱۷۰	۹۹۶	۲۱۸
ABC	۵۵/۵۸۲	۴۰/۱۵۶	۱۳/۹۲۵	۹۸۷	۲۱۵
CA	۵۴/۸۳۴	۳۹/۵۵۳	۱۳/۷۸۵	۹۷۴	۲۱۳

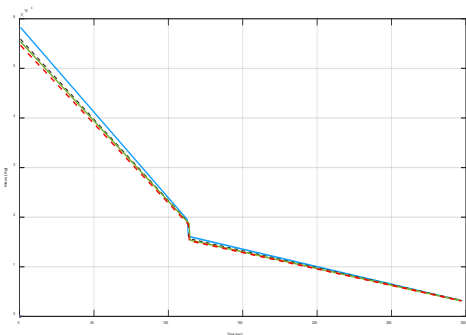
همانطور که از نتایج پیداست بیشترین کاهش جرم و بهینه‌ترین مقدار آن مربوط به روش بهینه‌سازی فرهنگی (CA) است، در ادامه، نمودار مربوط به جرم لحظه‌ای در هر یک از روش‌ها نسبت به زمان در شکل ۱۳ و همچنین مقدارهای سرعت در پایان مراحل اول و دوم فاز فعال در جدول ۷ و نمودارهای برد و ارتفاع قسمت فعال در شکل‌های ۱۵ و ۱۶ آورده شده است.

در شکل ۱۴ مقایسه نمودار زاویه مسیر پروازی بر حسب زمان در روش کلاسیک با روش‌های الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی آورده شده است.

جدول (۷): مقایسه سرعت در انتهای هر طبقه در روش کلاسیک

و روش‌های بهینه‌سازی

روش	سرعت در انتهای طبقه اول (m/s)	سرعت در انتهای طبقه دوم (m/s)
Classic	۲۴۷۳/۲	۶۹۲۳/۶
GA	۲۵۰۶/۲	۶۹۳۲/۵
ABC	۲۵۶۷/۲	۶۹۰۳/۶
CA	۲۵۶۱/۲	۶۹۲۵/۲



Classic — GA - - - ABC — CA - - -

شکل (۱۳): مقایسه نمودار جرم بر حسب زمان در روش کلاسیک با روش‌های الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی



شکل (۱۲): رابطه ی P_{c1} و P_{c2} با جرم کل

در نتیجه متغیرهای تراست نسبی مراحل در خلا λ_{pi} ها، فشار محفظه‌های احتراق P_{ci} ها و فشارهای خروجی از نازل‌ها P_{ei} ها به‌عنوان متغیرهای بهینه‌سازی در نظر گرفته می‌شوند.

۷-۳- قیود بهینه‌سازی

در این روش طراحی، توابع مربوط به سرعت و برد به‌عنوان قید انتخاب شده‌اند زیرا سرعت ما را به برد نهایی لازم می‌رساند و همچنین برد با حداقل خطا باعث رسیدن به هدف (نقطه اصابت یا ارتفاع مداری) موردنظر خواهد شد.

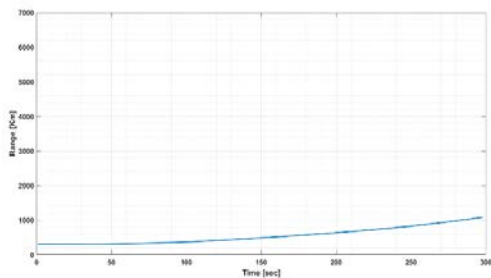
$$V_{a2} = V_{a1} + g_0 I_{sp} v_2 f v \quad (43)$$

$$L_{a2} = L_{a1} + D_2 \cos \vartheta_a (\bar{V}_{12} \mu_{a2} + f_s) \quad (44)$$

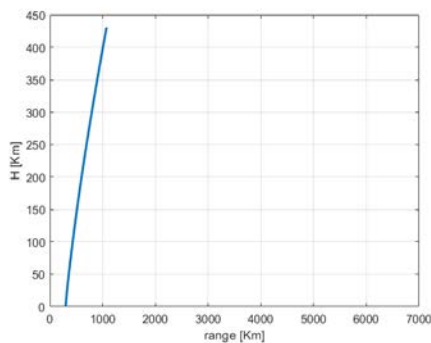
۷-۴- مقایسه نتایج بهینه‌سازی

در این قسمت نتایج حاصل از روش کلاسیک (الگوریتم سرعت لازمه) و روش‌های بهینه‌سازی برای تعیین جرم کل پرنده با مأموریت برد ۱۱۰۰۰ کیلومتر و جرم محموله ۱۵۰۰ کیلوگرمی و با فرض سوخت دی متیل هیدرازین نامتقارن (UDMH) و اکسیدایزر N_2O_4 در جدول ۶ آورده شده است:

شکل ۱۵ نمودار برد بر حسب زمان فاز فعال و شکل ۱۶ نمودار ارتفاع بر حسب برد در فاز فعال جسم پرنده با استفاده از روش الگوریتم تکاملی فرهنگی را نشان می‌دهد.



شکل (۱۵): نمودار برد جسم پرنده بر حسب زمان فعال در الگوریتم تکاملی فرهنگی



شکل (۱۶): نمودار ارتفاع جسم پرنده بر حسب برد در زمان فعال در الگوریتم تکاملی فرهنگی

۹- تعارض منافع

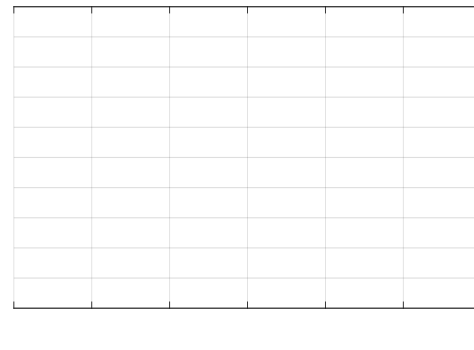
هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

۱۰- مراجع

[1] A. Ibrahim, A. Ali, and H. Kamel, "Design and optimization of a missile transporter semi-trailer structure. in Journal of Physics," *Conference Series*, vol. 2299, no. 1, p. 012002. IOP Publishing, 2022, doi: 10.1088/1742-6596/2299/1/012002.

[2] م. میرشمس، ح. کریمی، و ح. ناصح، "نرم‌افزار طراحی مفهومی موشک حامل سوخت مایع چند مرحله ای (LVCD) با نگرش چند پارامتری،" *علوم و فناوری فضایی*، دوره ۱، شماره ۲، ص. ۱۷-۲۵، ۱۳۸۷.

[3] M.Hosseini, A. Toloie, M. Nosratollahi, A. Adami, "Multidisciplinary design optimization of an expendable launch vehicle," In *Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies-*



Classic — GA — ABC — CA

شکل(۱۴): مقایسه نمودار زاویه مسیر پروازی بر حسب زمان در روش کلاسیک با روش‌های الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی

۸- نتیجه‌گیری

با بررسی نمودارها و تحلیل نتایج، می‌توان نتیجه گرفت که روش طراحی جسم پرنده به روش سرعت لازمه، یک روش مطلوب برای طراحی وسایل پرنده می‌باشد که این موضوع با صحنه‌گذاری کد (روش) مذکور بر روی چندین وسیله پرنده دنیا صورت پذیرفت. در روش سرعت لازمه، طراحی یک پرنده دور برد دو طبقه با سوخت مایع در نظر گرفته شد که جرم خروجی حاصل از طراحی حدود ۵۸/۴۴ تن به‌دست آمده است، سپس سه الگوریتم فرا ابتکاری به‌منظور بهینه‌سازی طراحی پیاده‌سازی شده و نتایج و نمودارهای آن‌ها با روش کلاسیک مقایسه شده است، در این سه روش جرم برخاست ابتدا با الگوریتم ژنتیک حدود ۱/۷۵۶ تن، سپس توسط الگوریتم زنبور عسل ۲/۸۸۲ تن و در نهایت توسط الگوریتم فرهنگی ۳/۶۳۰ تن، کاهش پیدا کرده است، که همان‌طور که مشخص است بهترین نتیجه مربوط به الگوریتم فرهنگی است. همچنین لازم به ذکر است علاوه بر نتایج بهتر در میزان جرم برخاست توسط الگوریتم فرهنگی، میزان سرعت در انتهای طبقات اول و دوم نیز بهبود یافته که سبب خواهد شد تا جسم پرنده با دقت قابل قبولی به برد نهایی مدنظر طراحی دست یابد.

جدول ۷ و نمودارهای ۱۳، ۱۴، ۱۵ و ۱۶ با آنلاین کردن برنامه Missile datcom با برنامه شبیه‌سازی پرواز به‌دست آمده است.

[14] D.Lee, L. Gonzalez, J. Periaux, K. and Srinivas, “Efficient hybrid-game strategies coupled to evolutionary algorithms for robust multidisciplinary design optimization in aerospace engineering, *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, vol. 15, no. 2, p.133-150, 2011, doi: [10.1109/TEVC.2010.2043364](https://doi.org/10.1109/TEVC.2010.2043364).



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

RAST, pp. 702-707, IEEE, June 2011, doi: [10.1109/RAST.2011.5966932](https://doi.org/10.1109/RAST.2011.5966932).

[4] هاشمی دولایی، ح. دارابی، و ج. روشنی‌یان، "بررسی مقایسه‌ای روش طراحی آماری با روش بهینه‌سازی چند موضوعی (MDO) در طراحی مفهومی یک ماهواره بر سبک سوخت مایع" علوم و فناوری فضایی، دوره ۵، شماره ۱، ص. ۶۱-۷۷، ۱۳۹۱.

[5] ج. روشنی‌یان، ح. دارابی حسینی، و ح. زارع، "بهینه‌سازی طراحی مفهومی چند موضوعی ماهواره بر حامل انسان با استفاده از الگوریتم ترکیبی"، فصلنامه مکانیک هوافضا، دوره ۱۰، شماره ۴، ص. ۳۳-۴۴، ۱۳۹۲.

[6] X. Zheng, G. Yejun, J. Wuxing, and W. Yongsheng, "Multidisciplinary integrated design of long-range ballistic missile using PSO algorithm," *Journal of Systems Engineering and Electronics*, vol. 31, no. 2, p. 335-349, 2020, doi: [10.23919/JSEE.2020.000011](https://doi.org/10.23919/JSEE.2020.000011).

[7] M. Balesdent, N. Bérend, P. Dépincé, and A. Chriette, “A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design,” *Structural and Multidisciplinary optimization*, no.45, pp.619-642, 2012, doi: 10.1007/s00158-011-0701-4.

[8] D. Bayley, J. Hartfield, J. Burkhalter, and R. Jenkins, “Design optimization of a space launch vehicle using a genetic algorithm,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol.45. no.4, 2008, doi: doi.org/10.2514/1.35318.

[9] F. Villanueva, A. Hussain, "Small launch vehicle optimal design configuration from ballistic missile components," In *2015 12th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST)*, pp. 228-234. IEEE, 2015, doi: [10.1109/IBCAST.2015.7058509](https://doi.org/10.1109/IBCAST.2015.7058509)

[10] M.Adsiz, A. Kutay, "Multidisciplinary optimization and performance analysis tool for ballistic missiles," In *AIAA Scitech 2019 Forum*, p. 1972, 2019, doi: [10.2514/6.2019-1972](https://doi.org/10.2514/6.2019-1972)

[11] م. کاپیتوف، ی. وارفالومییف، "طراحی و تست موشک‌های بالستیک و ماهواره‌بر" ترجمه محسن شاه میرزایی، ۱۳۸۴.

[12] M.Fatehi, A. Toloie, S. Niaki, and E. Zio, “An advanced teaching-learning-based algorithm to solve unconstrained optimization problems,” *Intelligent Systems with Applications*, no.17, p.200163, 2023, doi: 10.1016/j.iswa.2022.200163.