

طراحی بهینه سیستمی موشک بالستیک سوخت مایع با استفاده از روش مبتنی بر آموزش و یادگیری تحت عدم قطعیت

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۶/۰۲

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۱/۰۹

مازیار حسینی شالمایی^۱، علیرضا طلوعی^۲

۱- دانشجوی دکتری هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی

۲- دانشیار، دانشگاه شهید بهشتی، toloei@sbu.ac.ir

چکیده

این مقاله به طراحی بهینه و مقاوم یک موشک سوخت مایع تحت شرایط عدم قطعیت می‌پردازد. هدف آن، کاهش جرم موشک با حفظ پایداری طراحی در برابر تغییرات محیطی و عملیاتی است. طراحی بر اساس رویکرد کلاسیک سرعت مورد نیاز انجام شده و پیکربندی موشک و ترکیب سوخت با توجه به جرم محموله و برد پروازی تعیین می‌شود. پس از محاسبات جرم و هندسی، پارامترهایی مانند جرم اولیه، میزان سوخت و نیروی تراست موتور هر مرحله محاسبه می‌شود. صحت این روش با داده‌های موشک‌های مشابه دنیا ارزیابی شده و سپس با الگوریتم تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری (TLBO)، پارامترهایی چون تراست نسبی اولیه، فشار محفظه احتراق و فشار خروجی نازل بهینه می‌شوند. در نهایت، با در نظر گرفتن عدم قطعیت در ضربه ویژه (Isp) مراحل اول و دوم و اعمال روش نمونه‌برداری مکعب لاتین (LHS) طراحی به گونه‌ای انجام می‌شود که علاوه بر حفظ مقاومت در برابر تغییرات، جرم موشک حداقل گردد.

واژه‌های کلیدی: موشک بالستیک-طراحی سیستمی-بهینه سازی تکاملی-عدم قطعیت-بهینه مقاوم

۵۱

سال ۱۴- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۴

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



دانشگاه شهید بهشتی

طراحی بهینه سیستمی موشک بالستیک سوخت مایع با استفاده از روش مبتنی بر آموزش و یادگیری تحت عدم قطعیت

Optimal system design of a liquid fuel missile using Teaching-Learning-Based-Optimization(TLBO) under uncertainty

Maziar Hoseini Shalmaa¹, Alireza Toloei^{2*}

1. Ph.D. Candidate of Aerospace Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

2. Associate Profess, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran, toloei@sbu.ac.ir

Abstract

This paper focuses on the optimal and robust design of a liquid-fueled rocket under uncertainty conditions. The objective is to minimize the rocket's mass while maintaining design stability against environmental and operational variations. The design is based on the classical velocity requirement approach, where the rocket configuration and fuel composition are determined according to the payload mass and flight range. After performing mass and geometric calculations, parameters such as initial mass, fuel quantity, and thrust force for each stage are computed. The accuracy of the method is validated using data from similar rockets worldwide, and subsequently, parameters such as initial relative thrust, combustion chamber pressure, and nozzle exit pressure are optimized using the TLBO algorithm. Finally, considering uncertainty in the specific impulse (Isp) of the first and second stages and applying the Latin Hypercube Sampling (LHS) method, the design is refined to ensure robustness against variations while minimizing the rocket's mass.

Keywords: missile- systematic design- evolutionary optimization-uncertainty-robust optimum

آقایان فاتحی و طلوعی در مرجع [۲] طراحی بهینه سامانه کنترل پیشرانس تک‌مؤلفه‌ای آب اکسیژنه برای یک سامانه انتقال مداری ماهواره تحت عدم قطعیت را انجام داده‌اند. در این مرجع، پیاده‌سازی یکی از روش‌های طراحی تحت عدم قطعیت یعنی بهینه‌سازی بدترین حالت برای طراحی یک سامانه پیشرانس تک‌مؤلفه‌ای آب اکسیژنه پرداخته شده است. روش پیشنهادی در این پژوهش شامل دو نوع عدم قطعیت شناختی و غیرشناختی نیز می‌شود. این روش با جداسازی پارامترها و متغیرهای طراحی برای هر سه نوع بیان عدم قطعیت تنک، تک‌بازه و چندبازه‌ای به جستجوی نقطه بهینه به کمک الگوریتم ژنتیک می‌پردازد.

آقایان آدمی، طائی و حضوری در مرجع [۳]، ارزیابی سه روش طراحی بهینه، مقاوم و بهینه مقاوم چند موضوعی برای یک سامانه پیشرانس دومولفه‌ای را بررسی کرده‌اند. در این مرجع برای بهینه‌سازی سامانه از ترکیب روش گرادیانی SQP و روش فراابتکاری الگوریتم ژنتیک و جهت انتشار عدم قطعیت‌ها از روش مونت‌کارلو استفاده شده است. تابع هدف، مینیمم کردن جرم سامانه می‌باشد.

آقایان زردشتی، جعفری و حسینی در مرجع [۴] یک روش بهینه‌سازی قوی برای حل مسئله طراحی مسیر ماهواره‌بر در حضور عدم قطعیت توسعه داده‌اند. در این مقاله با افزودن پارامترهای میانگین و انحراف استاندارد عدم قطعیت‌ها، مدل بهینه‌ساز قوی توسعه یافته و از الگوریتم ژنتیک برای اجرای مدل استفاده شده است. از شبیه‌سازی مونت‌کارلو نیز برای تحلیل نتایج عدم قطعیت‌ها و بازخورد مداوم آن به مدل بهینه‌ساز استفاده می‌شود. در نهایت، یک مسیر بهینه به‌دست آمده

با توجه به هزینه‌های بسیار زیاد اجرای پروژه‌های فضایی و تاکتیکی، همه دست‌اندرکاران مباحث فضایی و طراحان موشک‌ها ناچار به استفاده از بهینه‌سازی و مقاوم‌سازی فرآیندهای طراحی، تولید و پرتاب این سامانه‌ها هستند. از طرفی سرمایه‌گذاری هر چه بیشتر در مرحله طراحی مفهومی و دستیابی به طرح هر چه بهتر، در نهایت منجر به کاهش هزینه و زمان اجرای پروژه می‌گردد. چرا که انجام درست فرآیند طراحی مفهومی در چرخه عمر محصول و تولید محصول بی‌نقص، تأثیر بسزایی دارد. در حال حاضر اغلب کشورها با صرف هزینه‌های بسیار بالا در حال توسعه روزافزون فناوری خود برای دستیابی به این تکنولوژی روز دنیا می‌باشند. در طراحی سیستم‌های موشک، عدم قطعیت‌های مختلفی می‌تواند تأثیر قابل توجهی بر عملکرد و کارایی سیستم داشته باشد. این عدم قطعیت‌ها معمولاً به دلیل تغییرات در شرایط محیطی، ورودی‌های خارجی، تolerانس ساخت، خطاهای سنسوری یا عدم دقت در پارامترهای طراحی رخ می‌دهند. برای دستیابی به سیستم‌های موشک قابل اعتماد و کارآمد، ضروری است که طراحی‌ها به صورت بهینه و مقاوم در برابر عدم قطعیت‌ها انجام شود. در سال‌های اخیر، تحقیقات زیادی در زمینه طراحی بهینه سیستم‌های موشک به منظور کاهش وزن و افزایش کارایی صورت گرفته است. اما بسیاری از این تحقیقات، عدم قطعیت‌های موجود در سیستم را در نظر نگرفته و تنها بهینه‌سازی بر اساس شرایط ثابت صورت می‌گیرد. در حالی که در عمل، عدم قطعیت‌ها حضور پررنگی دارند و یکی از چالش‌های اساسی در طراحی سیستم‌های موشک را تشکیل می‌دهند [۱].



است که در برابر اثرات عدم قطعیت مانند ضرایب آیرودینامیکی، جرم خشک و خطاها مقاوم است. نتایج شبیه‌سازی صحت این ادعا را نشان می‌دهد.

آقایان دولابی، دارابی و روشنیان در مرجع [۵] با در نظر گرفتن چهار موضوع سازه، آیرودینامیک، مسیر پرواز و پیش‌رانش با هدف کمینه‌سازی جرم لحظه برخاست از الگوریتم‌های گرادیانی (SQP) و ژنتیک (GA) جهت بهینه‌سازی استفاده و نتایج این روش‌ها با یکدیگر مقایسه کردند.

هاشمی و امینی در مرجع [۶]، بهینه‌سازی مقاوم چندموضوعی پیکربندی کپسول بازگشتی با توجه به ملاحظات آیرودینامیک، مسیر، پایداری و هندسه به صورت چندهدفه انجام دادند. بیشینه‌سازی بازده حجمی، کمینه‌سازی ضریب بالستیک و بیشینه‌سازی پایداری استاتیکی کپسول بازگشتی اهداف در نظر گرفته شده در فرایند بهینه‌سازی مقاوم پیکربندی کپسول بازگشتی در حضور عدم قطعیت‌ها می‌باشند. برای کاهش زمان و هزینه بهینه‌سازی مقاوم، از روش شبیه‌سازی مونت‌کارلو تطبیقی استفاده شده تا تعداد ارزیابی‌های مورد نیاز در حین بهینه‌سازی مقاوم کاهش یابد. با استفاده از الگوریتم ژنتیک چندهدفه مفید، مجموعه‌ای از پیکربندی‌های بهینه مقاوم کپسول بازگشتی به دست می‌آیند. نتایج به دست آمده نشان می‌دهند که عملکرد پیکربندی‌های بهینه مقاوم حاصله به نحوی است که قیود در نظر گرفته شده حتی در حضور عدم قطعیت‌ها با سطح اطمینان ۹۹/۸٪ نقض نمی‌شوند.

زردشتی و همکاران در مرجع [۷] یک روش بهینه‌سازی مقاوم برای حل مسئله طراحی مسیر ماهواره‌بر در حضور عدم قطعیت‌ها با استفاده از الگوریتم قدرتمند بهینه‌سازی ازدحام ذرات (PSO)

توسعه دادند. همچنین به منظور تحلیل نتایج عدم قطعیت‌ها و بازخورد مستمر آن به مدل بهینه‌سازی، از دیدگاه مونت‌کارلو استفاده شده است. در نهایت مسیر بهینه‌ای به دست آمده که نسبت به عدم قطعیت‌های مزبور، مقاوم است.

آدمی و همکاران در مرجع [۸] با بهره‌گیری از الگوریتم بهینه‌سازی تلفیقی GA-SQP سعی در بهینه‌سازی برنامه زاویه پیچ کرده‌اند. استفاده از الگوریتم ژنتیک باعث دستیابی به یک محدوده نزدیک به بهینه کلی و با بهره‌گیری از الگوریتم برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی مقدار دقیق اکسترمم در حداقل زمان استخراج می‌گردد. برای اعتبارسنجی، با استفاده از اطلاعات آماری حاصل کاسموس، یک بار شبیه‌سازی مسیر حرکت حامل به مدار هدف بدون بهینه‌سازی پرداخته‌اند. سپس با بهره‌گیری از تکنیک بهینه‌سازی و دادن قیود فعال در مسیر، مسیر حامل بهینه سازی GA-SQP ارتفاع مداری تریق را نزدیک به ۹۰ کیلومتر افزایش داد.

بایلی و همکاران در مرجع [۹] جهت طراحی مفهومی یک ماهواره‌بر برای کاهش جرم لحظه برخاست از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک استفاده کرده‌اند.

بالسدنت و همکاران در مرجع [۱۰] از الگوریتم ژنتیک جهت بهینه‌سازی استفاده کردند و پس از بررسی مزایا و معایب آن، از روش بهینه‌سازی چند موضوعی (MDO) جهت بهینه‌سازی هزینه‌های محاسباتی و عملیاتی یک ماهواره‌بر پرداختند.

یوجین، ژانگشین و همکارانشان در مرجع [۱۱] جهت طراحی یک موشک بالستیک برد بلند از الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی PSO استفاده کرده‌اند. در این مرجع در حضور متغیرهای طراحی





داده شده و قیود، به طراحی پارامترهای کلی سریع مسیر، نیروی پیشران و آیرودینامیک برای موشک‌های بالستیک دوربرد بر اساس شاخص حداقل جرم برخاستن می‌پردازد. زیرسیستم‌ها به طور جداگانه طراحی شده است که شامل طراحی مسیر بهینه، محاسبه پارامترهای سیستم پیشران و محاسبه ضرایب آیرودینامیکی با استفاده از نرم افزار missiledatcom می‌باشند. سپس طراحی دقیق متغیرهای بهینه‌شده با اتخاذ الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات یکنواخت (PSO) انجام می‌شود.

ویلانیوا و همکارش در مرجع [۱۲] طراحی یک موشک حامل ماهواره ۴ مرحله‌ای سوخت جامد که قادر است جرم محموله ۱۲۰ کیلوگرمی را به مدار دایروی زمین (LEO) در ارتفاع ۶۰۰ کیلومتری برساند با کمک الگوریتم‌های ژنتیک و تبرید (SA) بهینه‌سازی کرده و مورد بررسی و مقایسه قرار داده‌اند. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که پیکربندی طراحی پیشنهادی موشک با رویکرد بهینه‌سازی ترکیبی توانسته است راه‌حل بهینه را با مقادیر بسیار قابل قبول پیدا کند.

کاسالینو و همکارانش در مرجع [۱۳] به ارائه یک رویکرد طراحی بهینه مقاوم برای یک پرتابگر کوچک هیبریدی می‌پردازند که جهت انتشار عدم قطعیت‌های طراحی از روش مونت کارلو استفاده می‌کند.

آدسیز و همکارش کاتای در مرجع [۱۴] قیدها و پارامترهای طراحی از معادلات مسیر پرواز، نیروی پیشران و آیرودینامیک یک موشک بالستیک انتخاب و برای رسیدن به حداقل جرم لحظه برخاست از الگوریتم ژنتیک (GA) استفاده کرده‌اند.

آختار و لیشو در مرجع [۱۵] بهینه‌سازی

مقاوم یک ماهواره بر چندمرحله‌ای را به انجام رسانیده‌اند. هدف اصلی این مقاله این است که روش تکاملی را برای طراحی مفهومی مقاوم یک ماهواره بر با در نظر گرفتن بهینه‌سازی مسیر به کار ببرند. در این روش بهینه‌سازی مقاوم تکاملی، ایده اساسی، تعیین میانگین و واریانس موضعی تابع هدف می‌باشد. بنابراین به کمک بهینه‌سازی چندهدفی تکاملی می‌تواند تعاملی بین بهینگی و مقاومت برقرار شود. در این کار از روش الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی استفاده شده است. به علاوه مدل‌های به کار رفته بسیار ساده می‌باشند.

آقایان روشنیان، بطالبو و ابراهیمی در مرجع [۱۶] به بهینه‌سازی مسیر یک فضاپیما مبتنی بر عدم قطعیت پرداخته‌اند. در این روش جهت انتشار پارامترهای عدم قطعیت از روش لاتین هاپرکیوب استفاده شده است. برای این منظور ترکیبی از نمونه‌برداری مکعبی بهبود یافته و شبکه‌های عصبی مصنوعی درگیر هستند. استراتژی متامدل پیشنهادی ارزیابی می‌کند چه زمانی یک متامدل باید با مدل واقعی جایگزین شود. استراتژی متامدلینگ و مدیریت فرامدل برای پیشنهاد یک استراتژی تقویت‌شده برای بهینه‌سازی طراحی قوی طراحی شده است. نتایج نشان می‌دهد که استراتژی پیشنهادی می‌تواند کارایی، دقت و جهانی بودن همگرایی بهینه ساز در مسائل بهینه سازی طراحی مبتنی بر عدم قطعیت محاسبات را بهبود بخشد.

آقایان فاتحی، طلوعی و همکارانشان در مرجع [۱۷] یک رویکرد نوآورانه برای بهینه‌سازی مقاوم طراحی سیستم‌های کنترل پیشران تک‌مولفه‌ای^۱ با استفاده از روش پیشرفته بهینه‌سازی مبتنی بر

1- monopropellant

یادگیری و آموزش ارائه می‌دهند. این مطالعه از یک فرموله‌بندی بهینه‌سازی طراحی مقاوم (RDO) بهره می‌برد که عدم قطعیت‌های احتمالی (Aleatory) و شناختی (Epistemic) را در بر می‌گیرد. برای نمایش عدم قطعیت‌ها از توزیع خانواده جانسون استفاده شده و پارامترهای توزیع با استفاده از روش بیشینه‌سازی احتمال تخمین زده شده‌اند.

طلوعی و فاتحی در مرجع [۱۸]، طراحی سامانه پیشرانش تک مولفه‌ای هیدرازینی برای یک سامانه انتقال مداری را تحت عدم قطعیت بررسی می‌کنند. با استفاده از روش حداکثر درست‌نمایی برای ترکیب داده‌های نقطه‌ای تنک و داده‌های بازه‌ای، به مدل‌سازی و بهینه‌سازی بدترین حالت پرداخته شده است. این رویکرد بدون هیچ فرض خاصی درباره نوع توزیع و حتی پارامترهای توزیع، می‌تواند برای عدم قطعیت‌های اپیستمیک و التاتوریک به کار رود.

سامان جواد و همکارانش در مرجع [۱۹] به توضیح فرآیند کامل طراحی و ساخت ماهواره سنجش از دور می‌پردازند، که شامل طراحی مقاوم تحت عدم قطعیت‌های مداری می‌باشد. که ابتدا طراحی به صورت کلاسیک و سپس تحت تاثیر عدم قطعیت‌ها و در نهایت طراحی مقاوم برای ماهواره سنجش از دور مدار پایین زمین انجام می‌شود در این مقاله انتشار عدم قطعیت با استفاده از روش LHS انجام میشود.

بهلولی و همکارانش در مرجع [۲۰] به معرفی یک روش جدید برای بهینه‌سازی سیستم بلوک‌های انتقال مداری (Upper Stages) می‌پردازند. روش بهینه‌سازی چندمرحله‌ای متوالی (MSSO) به‌منظور پیاده‌سازی طراحی مفهومی بلوک انتقال مداری با مانور در شرایط

نزدیک به واقعیت پیشنهاد شده است. در این روش، دو چرخه اصلی وجود دارد: چرخه بهینه‌سازی مسیر و چرخه طراحی بهینه، که هر یک با دیگری در چرخه‌ای به نام پیکربندی مرتبط هستند. در چرخه بهینه‌سازی مسیر، هدف بهینه‌سازی قرار دادن بلوک انتقال مداری در مدار مقصد با حداقل مصرف سوخت است. در این چرخه، یک روش جدید برای مسیر سه‌بعدی با استفاده از دو الگوریتم ژنتیک درون هم معرفی شده است.

بیرتومفل و همکارانش [۲۱]، به تحلیل سیستم‌های خطی زمان‌متغیر^۱ با توجه به سناریوهای بدترین حالت^۲ در بازه زمانی محدود^۳ می‌پردازند. این نوع تحلیل به‌ویژه در طراحی و عملکرد ماهواره‌بر اهمیت دارد، زیرا این وسایل معمولاً تحت شرایط متغیر زمانی و نامعین کار می‌کنند و بررسی بدترین حالت می‌تواند به اطمینان از پایداری و کارایی آن‌ها در شرایط بحرانی کمک کند. پارامترهای عدم قطعیت این مقاله شامل مرکز فشار آیرودینامیکی و مرکز جرم می‌باشند.

سعادت‌دار آرانی، آدمی و همکاران در مرجع [۲۲] طراحی بهینه و مقاوم مسیر پروازی طبقه‌ی فوقانی یک پرتابگر با استفاده از دو روش بهینه‌سازی ژنتیک و PSO را انجام دادند. جهت انتشار عدم قطعیت، از روش مونت کارلو استفاده کردند و نتایج را با یکدیگر مقایسه کردند. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که مسیر بهینه باعث شده تا خطای ارتفاع نزدیک به ۷۷ درصد و خطای سرعت مداری ۶۸ درصد و خطای زاویه‌ی مسیر نزدیک به

- 1- Linear Time-Varying Systems
- 2 - Worst Case Analysis
- 3 -Finite Horizon





۹۰ درصد در حضور عدم قطعیت‌ها بهبود پیدا کند. علی‌محمدی و ناصح در مرجع [۲۳] به طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان یک سامانه فضایی در فاز طراحی مفهومی پرداخته‌اند. در این ارزیابی که به منظور صحت‌گذاری بر روش پیشنهادی صورت پذیرفته است، قابلیت اطمینان با دو شاخص ایمپالس ویژه و نسبت جرمی (جرم اولیه به جرم نهایی) مورد ارزیابی قرار می‌گیرد و طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ صورت گرفته است.

در پژوهش حاضر، به بررسی روند طراحی بهینه و بهینه مقاوم یک موشک سوخت مایع در حضور عدم قطعیت پرداخته می‌شود از آن می‌توان برای طراحی موشک‌های استراتژیک، تاکتیکی-راهبردی و تاکتیکی استفاده کرد. هدف از این روند، کمینه کردن وزن موشک با در نظر گرفتن مقاومت متغیرهای طراحی در برابر تغییرات است. برای دستیابی به این هدف، از روش طراحی سیستمی موشک بر اساس روش کلاسیک سرعت لازمه استفاده می‌شود [۲۴]. و سپس با استفاده از روش الگوریتم تکاملی TLBO (الگوریتم بهینه‌سازی مبتنی بر آموزش و یادگیری) که از سرعت همگرایی و دقت بالاتری برخوردار هستند جهت کاهش جرم لحظه برخاست استفاده شده و در نهایت، با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌های ضربه ویژه موتور (Isp) طبقات و توزیع آن‌ها با استفاده از روش لاتین‌هایپرکیوب (LHS) در حضور قیود، مقاومت موشک در برابر تغییرات بهبود یافته و وزن کمتری را به دنبال دارد. با ارائه روش طراحی بهینه و بهینه مقاوم در حضور عدم قطعیت، این مقاله به طراحان و مهندسان در زمینه طراحی سیستم‌های فضایی ابزاری قدرتمند ارائه می‌دهد. این روش می‌تواند بهبود قابل توجهی در کارایی و

عملکرد سیستم‌های موشک در شرایط واقعی به همراه داشته باشد و در نهایت منجر به کاهش هزینه‌ها و افزایش اعتماد و قابلیت اطمینان سیستم‌های موشک گردد. نوآوری این مقاله استفاده از روش بهینه مقاوم در روش سرعت لازمه با استفاده از روش بهینه‌سازی مبتنی بر آموزش و یادگیری تحت عدم قطعیت برای طراحی یک موشک بالستیک می‌باشد. هرچند که در مرجع [۱۲] از موتور سوخت جامد موشک بالستیک میان برد جهت طراحی ماهواره‌بر استفاده کرده است اما اولاً از ترکیب دو روش بهینه‌سازی تبرید (SA) و ژنتیک (GA) استفاده کرده در حالی که در مقاله حاضر روش تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری (TLBO) بکار رفته است، دوماً در مقاله مذکور (مرجع [۱۲]) طراحی سیستمی موشک بالستیک در نظر گرفته نشده و صرفاً از موتور سوخت جامد موجود در یک موشک بالستیک استفاده شده است. سوماً این مرجع (مرجع [۱۲]) عدم قطعیت طراحی را در نظر نگرفته در حالی که در پژوهش حاضر طراحی بر اساس عدم قطعیت صورت پذیرفته است.

۲. الگوریتم طراحی سرعت لازمه (روش کلاسیک)

طراحی موشک به روش الگوریتم طراحی سرعت لازمه، یک روش طراحی تقریبی برای موشک سوخت مایع و جامد است که در این قسمت روش طراحی موشک سوخت مایع معرفی و بررسی شده است [۲۵].

اطلاعات ورودی در این روش شامل چیدمان تاندمی (مدادی)، ترکیب سوخت، جرم بار مفید و حداکثر برد پروازی و هدف از طراحی با این روش

تعیین جرم اولیه و ابعاد اصلی موشک می‌باشد. روند طراحی به روش کلاسیک به ترتیب زیر انجام می‌شود:

- انتخاب پیکره‌بندی پیکر بندی موشک
- تعیین سوخت
- برنامه پرواز موشک در قسمت فعال
- تعیین ضربه ویژه موتور ها با استفاده از فرمول های محاسباتی
- تعیین ضرایب نسبت وزن نسبی سوخت هر مرحله
- تعیین جرم اولیه موشک و نیز جرم اولیه طبقات

- تعیین میزان سوخت طبقات
 - تعیین مشخصات تراستی موتور تمام طبقات
 - مشخص کردن ابعاد موشک
- از آنجا که روابط مورد استفاده در محاسبات طراحی بسیار تقریبی هستند، باید مقدار به دست آمده برای ضریب μ_{eq} دقیق تر شود. در محاسبات آزمون می‌توان به ازای یک سری مقادیر μ_{eq} برد پروازی را تعیین کرد تا آنکه برد داده شده با دقت قابل قبول به دست آید.

جهت تصحیح برای مقدار اولیه μ_{eq} از رابطه (۱) استفاده می‌شود [۲۵].

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

که ΔL ، خطای برد پرواز می‌باشد. مشتق جزئی $\frac{\partial V_a}{\partial \mu_{eq}}$ با مشتق گرفتن از رابطه (۲) به دست می‌آید [۲۵].

$$V_a \cong g_0 I_{sp.av} \ln \frac{1}{1 - \mu_{eq}} \quad (2)$$

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

مشتق جزئی $\frac{\partial L}{\partial V_a}$ از رابطه (۴) و یا جدول (۱) محاسبه می‌شود [۲۵].

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

جدول ۱. رابطه برد کامل پرواز با پارامترهای نقطه

خاموشی [۲۵]

L, 10 ³ km	h _a (km)	La(km)	θ_a°	Va(m/s)	$L_v, \frac{km}{m/s}$
2	90	110	39	3920	1.06
4	135	195	35	5200	1.88
6	165	285	30	6000	2.90
8	195	365	28	6500	4.00
10	225	480	25	6900	5.22
12	250	590	23	7150	6.62
14	270	740	20	7400	8.20

بدین ترتیب مقدار دقیق شده μ_{eq} برابر است با [۲۵].

$$\mu_{eq} = \widetilde{\mu}_{eq} + \Delta \mu_{eq} \quad (5)$$

که $\widetilde{\mu}_{eq}$ ، ضریب پرشدگی معادل موشک از سوخت است که از محاسبات طراحی به دست آمده است.

۲-۱. روند طراحی

گام‌ها و مراحل طراحی موشک به روش الگوریتم سرعت لازمه مطابق مراحل ذیل می‌باشد [۲۵].

مرحله اول: تعیین تعداد طبقات، شکل بدنه و

نوع موتور طبقات به عنوان ورودی

مرحله دوم: تعیین سوخت مصرفی موشک

مرحله سوم: مشخص کردن پارامترهای

طراحی به کمک معادلات و نمودارها پارامترهای

ورودی مطابق جدول (۲) می‌باشد:

جدول ۲. پارامترهای ورودی طراحی

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

۵۷

سال ۱۴- شماره ۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۴
نشریه علمی
دانش و فناوری هوا فضا



طراحی بهینه سیستمی موشک بالستیک سوخت مایع با استفاده از روش مبتنی بر آموزش و یادگیری تحت عدم قطعیت



مرحله چهارم: تعیین برنامه پرواز موشک در قسمت فعال [۲۵]:

$$(۶) \quad \begin{cases} \frac{\pi}{2}, & 0 \leq \mu_1 \leq 0.05 \\ 4 \left(\frac{\pi}{2} - \vartheta_a \right), & 0.05 \leq \mu_1 \leq 0.55 \\ (0.55 - \mu_1)^2 + \vartheta_a, & \mu_1 \geq 0.55 \\ \varphi_a \end{cases}$$

در رابطه بالا μ_1 ضریب نسبی وزن سوخت مرحله اول می باشد. این ضریب عددی بین ۰ و ۱ است، در قسمت اول معادله پرواز عمودی موشک در ابتدای مسیر است (به طور تجربی معمولاً حدود صفر الی ده ثانیه در نظر گرفته می شود).

قسمت دوم تابع پرواز قسمت فعال موشک 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 می تواند یک تابع ثابت یا خطی باشد که φ_a در آن زاویه فراز در لحظه خاموشی موتور طبقه دوم است.

مرحله پنجم: تعیین ضربه ویژه موتورها: ضربه ویژه طبقه اول و دوم: [۲۵]:

$$(۷) \quad I_{sp.1}^D = 0.95I_{sp.st} + 21 + 0.76P_{c1} - 0.003P_{c1}^2 - 70P_{e1} + 25P_{e1}^2$$

$$(۸) \quad I_{sp.2}^D = 0.95I_{sp.st} + 21 + 0.76P_{c2} - 0.003P_{c2}^2 - 70P_{e2} + 25P_{e2}^2$$

ضربه ویژه طبقه دوم در خلا: [۲۵]:

$$(۹) \quad I_{sp.v2} = I_{sp.2}^D - \frac{RT}{I_{sp.2}^D g_0^2} \left(\frac{P_{e2}}{P_{c2}} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

ضربه ویژه طبقه اول روی زمین: [۲۵]:

$$(۱۰) \quad I_{sp.01} = I_{sp.v1}^D - \frac{RT}{I_{sp.1}^D g_0^2} \frac{P_N}{P_{e1}}$$

ضربه ویژه متوسط موتورها: [۲۵]:

$$(۱۱) \quad I_{sp.av} = \frac{1}{2n-1} \left(\frac{I_{sp.01} + I_{sp.v1}}{2} + 2I_{sp.v2} \right)$$

تراست نسبی در خلا مرحله اول [۲۵]:

$$(۱۲) \quad \lambda_{v1} = \lambda_{01} \frac{I_{sp.01}}{I_{sp.v1}}$$

مرحله ششم: محاسبه ضریب نسبت وزن نسبی سوخت ها در هر مرحله با کمک محاسبات طراحی [۲۵].

در این گام ابتدا باید سرعت در انتهای قسمت فعال پرواز موشک محاسبه گردد و سپس به کمک آن ضرایب μ_{ai} محاسبه شود، برای این کار ابتدا زوایای زیر محاسبه شده است [۲۵]:

$$(۱۳) \quad \beta = \frac{L_{max} - L_{a2}}{R}$$

$$(۱۴) \quad tg\omega = \frac{R \sin\beta}{(R + h_{a2}) - R \cos\beta}$$

$$(۱۵) \quad V_{a2} = \sqrt{\frac{\pi_0}{R + h_{a2}} tg\beta \frac{\sin\omega}{2 \cos\vartheta_a \cos(\omega - \vartheta_a)}}$$

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 موشک هایی با $K_V = 1.15 - 1.25$ برد ۱۴-۱۰ هزار کیلومتر در نظر گرفته می شود که مقادیر کوچک تر برای مقادیر بالاتر است [۲۵].

$$(۱۶) \quad V_a + \Delta V_{loss} = K_V V_a$$

حالا با استفاده از سرعت محاسبه شده، مقادیر

$$L_{a2} = L_{a1} + D_2 \cos \vartheta_a (\overline{V_{12}} \mu_{a2} + f_s) \quad (25)$$

مرحله هشتم: تعیین جرم اولیه موشک و هر یک از طبقات آن و میزان سوخت مراحل با کمک محاسبات وزنی [25].

$$b_i = 0.0067[1 + 3 \exp(-0.0038 P_{vi})] \quad (26)$$

$$N_i^0 = 0.010[1 + 3.5 \exp(-0.034 m_{oi})] \quad (27)$$

$$\rho_{fmi} = 25[1 + 1.5 \exp(-0.075 \omega_i)] \quad (28)$$

$$\alpha_{\omega i} = 0.014[1 + 0.5 \exp(0.075 \omega_i)] \quad (29)$$

$$\rho_p = \frac{(1+k)\rho_{ox}\rho_f}{\rho_{ox} + K\rho_f} \quad (30)$$

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

$$K_i = \alpha_{fmi} + \alpha_{\omega i} \quad (31)$$

با استفاده از ضرایب وزنی محاسبه شده از روابط (26) تا (31) وزن اولیه موشک و طبقات دیگر محاسبه می شود [25]:

$$m_0 = \frac{M_{wh}}{\left(1 - N_i - \frac{b_i}{\lambda_{vi}} - (1 + K_i)\mu_{ai}\right) * \left(1 - N_{i+1} - \frac{b_{i+1}}{\lambda_{vi+1}} - (1 + K_{i+1})\mu_{ai+1}\right) \dots} \quad (32)$$

مرحله نهم: تعیین ابعاد موشک و تراست موتور؛

با استفاده از روابط زیر قطر، طول و همچنین بار عرضی وارد بر سطح مشخصه موشک محاسبه می گردد [25]:

$$d_{M1} = \sqrt[3]{\frac{4m_{01}}{\pi L_m \rho_m}} \quad (33)$$

$$l_m = L_m d_{M1} \quad (34)$$

$$P_{M1}' = \frac{4m_{01}}{\pi d_{M1}^2} \quad (35)$$

ضریب نسبت وزن نسبی سوخت مراحل از روابط زیر به دست می آید [25]:

$$\iota_{eq} = 1 - \exp\left(-\frac{K_V V_A}{g_0 I_{sp.av}}\right) \quad (17)$$

$$\mu_{a1} = \frac{1 + X_1}{2X_1} - \sqrt{\frac{1 + X_1^2}{2X_1} - \frac{\mu_{eq}}{X_1}} \quad (18)$$

$$\mu_{a2} = X_1 \mu_{a1} \quad (19)$$

مرحله هفتم: دقیق تر کردن ضرایب μ_{ai} با کمک محاسبات آزمون؛

به دلیل تقریبی بودن محاسبات در این روش در دو مقطع از روند طراحی به تصحیح ضرایب و پارامترهای طراحی پرداخته می شود که یکی از آن ها 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 [25].

سه پارامتر اصلی طبقه اول: [25].

$$V_{a1} = g_0 I_{sp.v1} [F_1(\mu_{a1}) - \lambda_{v1} I_{g1}] - I_{sp.01} I_{p1} - \frac{I_{x1} P_{M1}^S}{\lambda_{01}^3 \sqrt{\sin^2 \vartheta_a} P_{M1}} \quad (20)$$

$$L_{a1} = g_0 I_{sp.01}^2 \lambda_{01} (\Phi_2 - \lambda_{01} \Phi_4) \quad (21)$$

$$h_{a1} = g_0 I_{sp.01}^2 \lambda_{01} (\Phi_1 - \lambda_{01} \frac{I_{g1}^2}{2}) \quad (22)$$

سه پارامتر اصلی طبقه دوم [25]:

$$V_{a2} = V_{a1} + g_0 I_{sp.v2} f_v \quad (23)$$

$$h_{a2} = h_{a1} + D_2 \sin \vartheta_a \quad (24)$$



1.543	1.428	1.405	f_v
0.413	0.392	0.330	f_s
0.802	0.789	0.764	\bar{V}_{12}
681	681	681	$D_2(km)$
6923	6856	6764	$V_{a2}(\frac{m}{s})$
346	338	331	$h_{a2}(km)$
796	768	734	$l_{a2}(km)$
0.738	0.763	0.749	v_{a2}
4690	5014	5579	$a(km)$
2471	2249	2198	$b(km)$
279	268	256	$c(km)$
1.62	1.48	1.34	$\beta(rad)$
10096	9847	9315	$L_p(km)$
10893	10643	10049	$L(km)$
0.97%	3.25%	8.65%	$\frac{\Delta L}{L}\%$

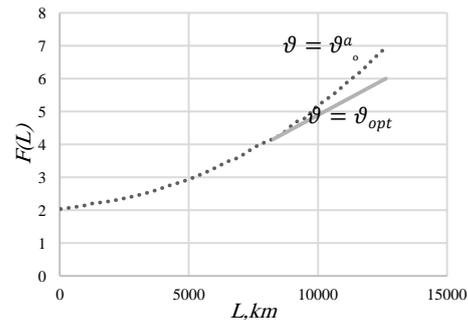
بار عرضی وارد بر سطح مشخصه موشک جزء پارامترهای ورودی مسئله می‌باشد و در این مرحله مجدد محاسبه می‌شود به همین دلیل بار دیگر می‌توان محاسبات را از طریق P'_{M1} بازنگری نمود و خطا را به حداقل رساند [۲۵].

$$\Delta V_{a2} = - \frac{I_{x1}}{\lambda_{01}^3 \sqrt{\sin^2 \theta_a}} \left(\frac{P_{M1}^s}{P'_{M1}} - \frac{P_{M1}^s}{P_{M1}} \right) \quad (36)$$

$$\frac{\Delta L}{L} = f(l) \frac{\Delta V_a}{V_a} \quad (37)$$

این الگوریتم به صورت کد در محیط برنامه-نویسی متلب نوشته شده و صحت‌سنجی آن با چند موشک دنیا مورد ارزیابی قرار گرفته که نشان از درستی برنامه نوشته شده دارد.

مقدار $f(l)$ در رابطه (۳۷) از طریق نمودار شکل ۱ حاصل می‌شود:



شکل ۱. محاسبه $f(L)$ از طریق برد نهایی [۲۵]

جدول ۴. جدول مقایسه نتایج نمونه‌ها جهت صحت‌سنجی

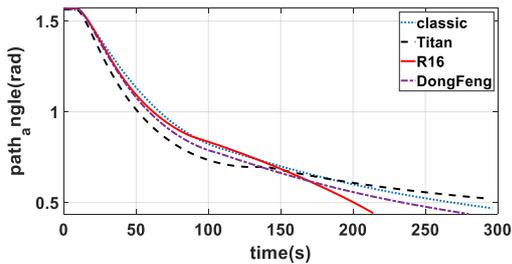
روش سرعت لازم	تیتان ۱	R16	دانگ فنگ ۴	
113	140	90	107.5	زمان سوزش طبقه ۱ (s)
183	155	125	174.1	زمان سوزش طبقه ۲ (s)
59	105	146	82	جرم واقعی (ton)
58.8	102.9	137.2	52.7	جرم محاسبه شده (ton)
11000	10200	11000	7000	برد واقعی (km)
10643	10143	10242	6783	برد محاسبه شده (km)

برای شبیه‌سازی دقیق برنامه پرواز یک موشک لازم است که در مرحله اول، پارامترهای آن با دقت محاسبه گردد سپس نیروها و ممان‌های وارد بر موشک در طول پرواز محاسبه شود. برای محاسبه پارامترها نظیر جرم، سرعت، شتاب و زاویه مسیر در طول پرواز لازم است موشک در یک برنامه

جدول ۳. نتایج مربوط به محاسبه متغیرهای طراحی با تصحیح μ_{eq} [۲۵]

تکرار ۳	تکرار ۲	تکرار ۱	متغیرها
0.6684	0.6598	0.6527	μ_{a1}
0.8210	0.8145	0.8021	μ_{a2}
0.456	0.443	0.438	I_{g1}
0.46	0.46	0.46	I_{p1}
46	46	46	I_{x1}
0.184	0.178	0.163	Φ_1
0.342	0.328	0.320	Φ_2
0.154	0.151	0.146	Φ_4
2492	2463	2395	$V_{a1}(\frac{m}{s})$
46.518	45.781	44.639	$h_{a1}(km)$
86	83	81	$l_{a1}(km)$
1.1987	1.1348	1.0654	$F_1(\mu_{a1})$
0.5083	0.4912	0.4387	$F_2(\mu_{a2})$





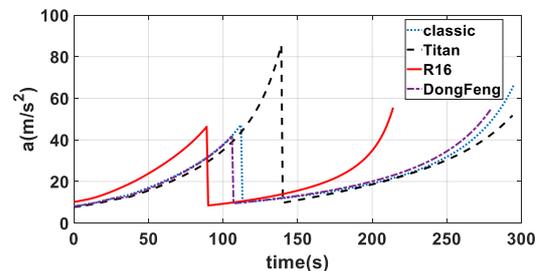
شکل ۴. نمودارهای زاویه مسیر نسبت به زمان موشک‌های نمونه

۳. بهینه‌سازی به روش آموزش و یادگیری (TLBO)

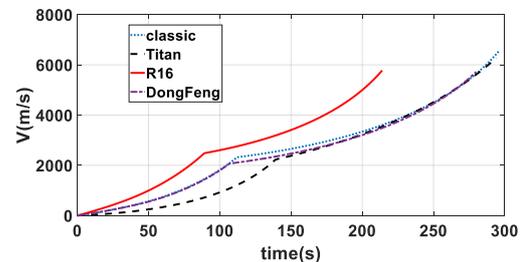
این الگوریتم اولین بار در سال ۲۰۱۱ با الهام از کلاس درس، مدلی برای بهینه‌سازی ارائه داده شد. در الگوریتم آموزش و یادگیری در واقع چیزی به اسم معلم و به معنایی که در زندگی اتفاق می‌افتد وجود ندارد. فرض میکنیم یک تعداد افراد دور هم جمع شده‌اند و می‌خواهند یک چیزی را یاد بگیرند. در اینجا کسی که بیش‌تر از همه در مورد آن موضوع اطلاعات دارد می‌شود معلم. در واقع کسی که بهتر از بقیه می‌باشد. α معلم شماره ۱ و α_j معلم شماره ۲ است. اگر این افراد بخواهند آموزش دهند نهایتاً همه افراد را به سمت خودش جذب می‌کند و این میانگین افزایش پیدا می‌کند [۲۶].

لازم به ذکر است این موضوع خیلی از اوقات اتفاق نمی‌افتد. چون تقریباً غیر ممکن است که یک نفری در کلاس باشد و آموزش را انجام دهد و همه هم دقیقاً همه‌ی هر آن‌چه را که شخص آموزش داده را یاد بگیرند. در این مرحله این‌گونه فرض می‌شود که خود افراد برای مثال دو هم-کلاسی هستند که باهم مطالعه و بحث می‌کنند و سوال و تمرین حل می‌کنند و در نهایت با یکدیگر همکاری می‌کنند و دانش یکدیگر را بالا می‌برند. یعنی ما شاهد نوعی یادگیری متقابل بین اعضای

طراحی، شبیه‌سازی شده و با توجه به شرایط پروازی، پارامترها در طول پرواز تعیین شوند. تمامی خروجی‌های این مراحل با آنلاین کردن برنامه Missile datcom با برنامه شبیه‌سازی پرواز به‌دست آمده است. حال به ترتیب نمودارهای شکل ۲، ۳، ۴ و مربوط به شبیه‌سازی شتاب، سرعت و پیچ پروگرام هر یک از موشک‌های نمونه جهت مقایسه با روش سرعت لازمه (کلاسیک) قرار داده شده است. در جدول ۴ بیش‌ترین خطا در محاسبه جرم توسط کد نوشته شده، مربوط به 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 پایگاه‌های اینترنتی باشد.

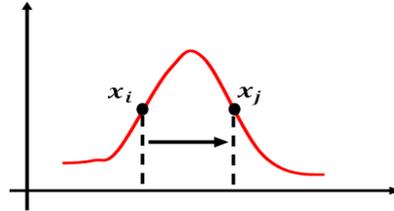


شکل ۲. نمودارهای شتاب نسبت به زمان موشک‌های نمونه

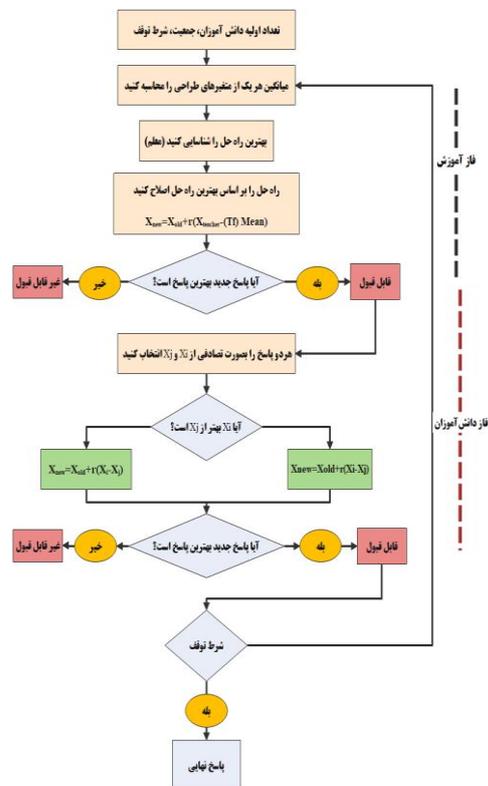


شکل ۳. نمودارهای سرعت نسبت به زمان موشک‌های نمونه [۲۶]

یک کلاس هستیم که این موضوع را می‌توان به صورت شکل ۵ مدل کرد. لازم به ذکر است روندنمای این الگوریتم تکاملی در شکل ۶ آورده شده است.



شکل ۵. الگوریتم بهینه‌سازی مبتنی بر آموزش و یادگیری و انتقال فاز آموزش به فاز معلم



شکل ۶. روندنمای حل الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری [۲۶]

جدول ۵. مقادیر حد بالا و حد پایین الگوریتم بهینه سازی

پارامتر	حد پایین	حد بالا
λ_{v1}	0.42	0.58
λ_{v2}	0.62	0.72
$P_{c1}(bar)$	85	95
$P_{c2}(bar)$	105	115
$P_{e1}(bar)$	0.47	0.68
$P_{e2}(bar)$	0.12	0.18

جهت بهینه‌سازی به روش‌های الگوریتم مبتنی بر آموزش-یادگیری، به دلیل دقت و سرعت همگرایی بالا از میزان تکرار (Iteration) ۲۰۰ تکرار و میزان جمعیت (npop) ۱۰۰ انتخاب شده است.

۴. بهینه‌سازی طراحی موشک

پس از معرفی روش طراحی روش سرعت لازمه و ذکر روابط معادلات آن، طراحی یک موشک دو طبقه سوخت مایع با برد ۱۱۰۰۰ کیلومتر و جرم محموله ۱۵۰۰ کیلوگرم به این روش انجام شده و توسط الگوریتم‌های بهینه‌سازی فراابتکاری مبتنی بر آموزش و یادگیری بهینه می‌شود و نتایج بهینه‌سازی‌ها توسط الگوریتم مذکور با نتیجه طراحی الگوریتم سرعت لازمه (کلاسیک) و بهینه مقاوم مقایسه شده است.

۴-۱. تابع هدف

برای پیاده‌سازی روند بهینه‌سازی ابتدا باید تابع هدف، متغیرهای بهینه‌سازی و توابع قیود (محدودیت‌ها) مشخص گردد و سپس با استفاده هریک از الگوریتم‌ها نتایج بررسی و مقایسه گردد.

تابع هدف مورد نظر این طراحی مینیمم کردن تابع جرم برای موشک دو طبقه به شرح زیر می‌باشد:

$$\left(\frac{M_{wh}}{\left(1 - N_1 - \frac{b_1}{\lambda_{v1}} - (1 + K_1)\mu_{a1}\right) \left(1 - N_2 - \frac{b_2}{\lambda_{v2}} - (1 + K_2)\mu_{a2}\right)} \right) \quad (38)$$

۴-۲. متغیرهای بهینه‌سازی

تابع جرم وابسته به متغیرهای زیر می‌باشد:



در نتیجه متغیرهای تراست نسبی مراحل در خلأ λ_{vi} ها، فشار محفظه‌های احتراق P_{ci} ها و فشارهای خروجی از نازل ها P_{ei} ها به عنوان متغیرهای بهینه‌سازی و بهینه مقاوم در نظر گرفته می‌شوند.

۴-۳. قیود بهینه سازی

در این روش طراحی، تابع مربوط برد به عنوان قید انتخاب شده است زیرا برد با حداقل خطا باعث رسیدن به هدف مورد نظر خواهد شد.

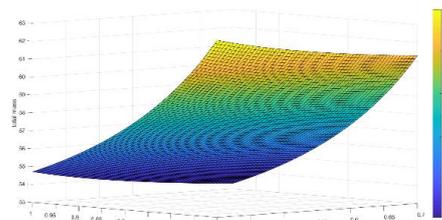
$$L_{a2} = [(L_{a1} + D_2 \cos \vartheta_a (\overline{V}_{12} \mu_{a2} + f_s)) - 11000] < 10^{-3} \quad (40)$$

۵. بهینه‌سازی طراحی مقاوم (RDO)

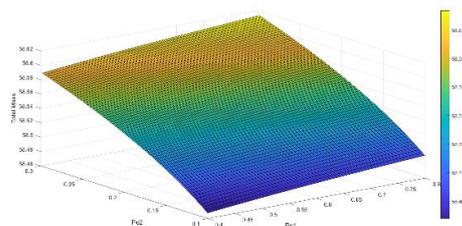
بهینه‌سازی طراحی مقاوم برای حداقل کردن تغییرات در عملکرد سیستم به علت تغییرات در ورودی تلاش می‌کند. در یک مسئله طراحی کلی به سختی می‌توان مقدار میانگین و واریانس متغیرهای طراحی را از هم جدا کرد. تکنیک‌های بهینه‌سازی می‌تواند متغیرهای طراحی را با توجه به مقدار میانگین و واریانس به طور هم‌زمان به دست آورد. هدف بهینه‌سازی مقاوم حل این مسئله‌ها می‌باشد. روندنمای حل طراحی مقاوم در شکل ۱۰ نشان داده شده است.

$$M_{total} = f(n, X_i, \lambda_{vi}, P_{ci}, P_{ei}, P_{M1}) \quad (39)$$

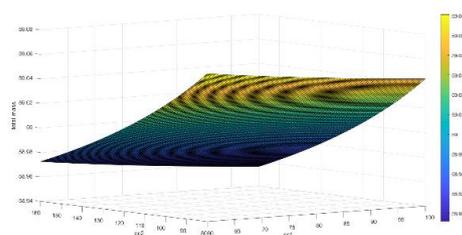
از بین پارامترهایی که تابع جرم وابسته به آن‌هاست، متغیرهای P_{ei} ، P_{ci} ، λ_{vi} با توجه به نمودارهای زیر از نظر یافتن نقاط بهینه سودمند خواهند بود و متغیرهای n ، X_i و P_{M1} تاثیر کمتری بر روی تابع برازش (جرم) دارند از این رو تنها پارامترهای P_{ei} ، P_{ci} ، λ_{vi} جهت بهینه‌سازی و بهینه مقاوم مورد ارزیابی قرار می‌گیرند. در شکل‌های ۸، ۷ و ۹ تاثیر پارامترهای λ_v ، P_e و P_c را در تابع هدف (جرم) نشان می‌دهند. همان‌طور که در این شکل‌ها نشان داده شده است، با تغییرات این سه پارامتر، تابع جرم نیز با نرخ بالایی تغییر می‌کند.



شکل ۷. رابطه ی λ_{v2} و λ_{v1} با جرم کل [۲۴].



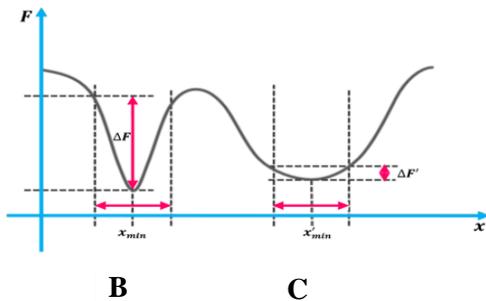
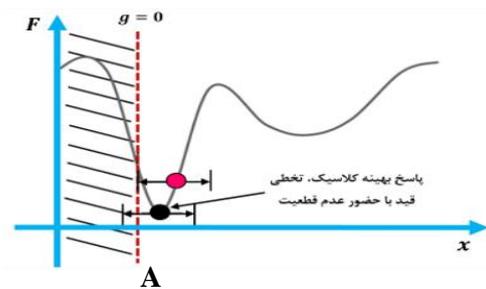
شکل ۸. رابطه P_{e2} و P_{e1} با جرم کل [۲۴].



شکل ۹. رابطه ی P_{c2} و P_{c1} با جرم کل [۲۴].



$$\begin{aligned} & \min f(\mu_f(d), \sigma_f(d)) \\ & \text{s.t. } g(\mu_f(d), \sigma_f(d)) \leq 0 \\ & lb + k\sigma(x_i) \leq x_i \leq ub - k\sigma(x_i) \\ & \min \omega_1 \mu_f(d) + \omega_2 \sigma_f(d) \quad (41) \\ & \text{s.t. } \mu_g(d) + k\sigma_g(d) \leq 0 \\ & d^L + k\sigma \leq d \leq d^u - k\sigma \end{aligned}$$

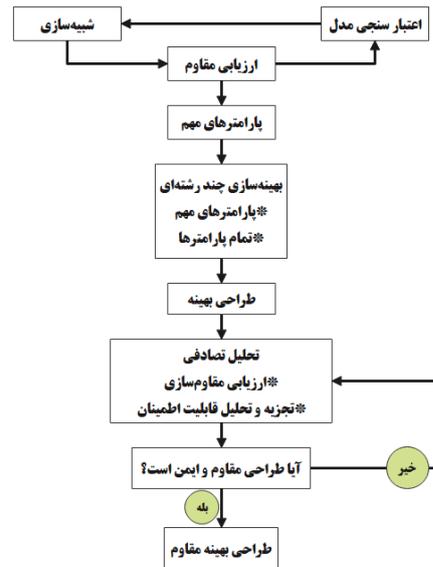


شکل ۱۱. مقاومت تابع هدف [۱۰]

توجه شود که تابع هدف در سطر دوم معادله (۴۱) با ترم‌های مقدار میانگین و انحراف استاندارد تعریف شده است. سطر سوم معادله (۴۱) به این معناست که همه قیدها با وجود عدم قطعیت‌ها در متغیرهای طراحی و پارامترها باید ارضا شود. بهینه‌سازی طراحی مقاوم دارای ۳ المان اساسی به صورت زیر است: [۲۷].

- حفظ مقاومت در تابع هدف
- حفظ مقاومت در قیدها
- تخمین مقدار متوسط و سنجش انحراف (واریانس) تابع عملکرد

تخمین مقدار متوسط و واریانس تابع عملکرد: روشهای متنوعی در متون برای تخمین مقدار



شکل ۱۰. روندنمای طراحی مقاوم [۱۹].

بهینه‌سازی مقاوم به صورت معادلات (۴۱) فرموله می‌شود. توابع f و g برای افزودن مقاومت تعریف می‌شوند و مقاومت توابع به صورت زیر تعریف می‌شود:

- مقاومت تابع هدف می‌تواند با کاهش تغییرات هدف با توجه به تغییرات تلورانس برای متغیرهای طراحی به دست آید. شکل ۱۱ نشان‌دهنده یک تابع هدف که دارای مقدار مینیمم در راس A است، می‌باشد که در آن تابع هدف می‌تواند با کوچکترین تغییر متغیرهای طراحی به شدت تغییر کند. بنابراین، مینیمم‌های محلی B و C برای یک طراحی غیر حساس^۱ بهتر می‌باشند که نقطه C نقطه بهینه مقاوم می‌باشد.
- مقاومت قیدها به این معنی است که همه قیدها در بازه تلورانس متغیرهای طراحی ارضا شوند. به این معنا که منطقه امکان‌پذیری کاهش می‌یابد [۱۹].

متوسط و انحراف استاندارد از تابع هدف گزارش شده است. این روش‌ها را می‌توان به سه دسته کلی تقسیم کرد [۲۸].

روش‌های بسط سری تیلور^۱

روش‌های مبتنی بر نمونه برداری^۲

روش‌های تخمین نقطه ای^۳

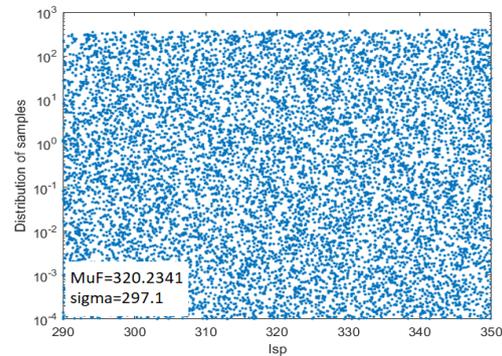
که در این پژوهش از روش LHS (لاتین هایپرکیوب) که یک روش مبتنی بر نمونه برداری می‌باشد جهت تعیین مقدار میانگین (متوسط) و واریانس استفاده شده است.

علاوه بر مقادیر میانگین و انحراف استاندارد باید ضرایب وزنی نیز مشخص شود:

$$0 \leq \omega_1 \leq 1 \quad (42)$$

$$\omega_2 = 1 - \omega_1$$

در شکل ۱۲ نحوه توزیع داده‌ها به روش LHS قابل مشاهده می‌باشد.



شکل ۱۲. نمونه برداری داده‌ها به روش LHS

همان‌طور که در شکل (۱۲) پیداست داده‌ها در بازه ی ۲۹۰ تا ۳۵۰ برای ضربه‌های ویژه نمونه برداری شده است که تعداد این نمونه‌ها حدود ۱۰۰۰۰ عدد در این بازه می‌باشد. مقدار میانگین و انحراف استاندارد آن با روش نمونه برداری LHS به ترتیب ۳۲۰/۲۳۴۱ و ۲۹۷/۱ به دست می‌آید.

در انتها مقادیر بهینه $P_{e1}, P_{e2}, P_{e1}, \lambda_{v2}, \lambda_{v1}$ و P_{e2} به عنوان متغیرهای طراحی، مقاوم شده و در نتیجه مقادیر جرمی و سایر پارامترهای سیستمی جدید به دست می‌آید.

۵-۱. مقایسه نتایج الگوریتم سرعت لازمه (کلاسیک)، بهینه‌سازی و بهینه مقاوم

در این قسمت نتایج حاصل از روش کلاسیک (الگوریتم سرعت لازمه) و الگوریتم بهینه‌سازی مبتنی بر آموزش و یادگیری و بهینه مقاوم جهت تعیین جرم کل موشک با ماموریت برد ۱۱۰۰۰ کیلومتر و جرم محموله ۱۵۰۰ کیلوگرمی و با فرض سوخت دی متیل هیدرازین نامتقارن (UDMH) و اکسیدایزر N2O4 در جدول ۷ آورده شده است:

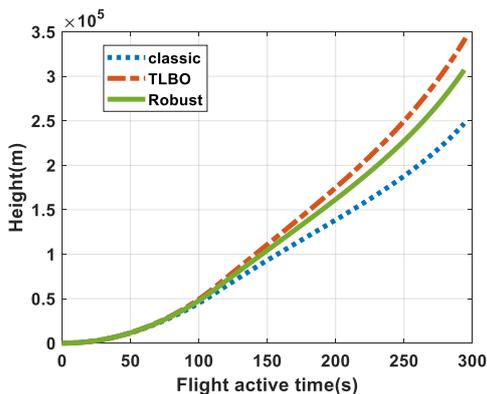
همان‌طور که از نتایج جدول ۷ پیداست با اینکه روش بهینه‌سازی مبتنی بر آموزش و یادگیری (TLBO) دارای مقدار کمینه می‌باشد اما در مقابل تغییرات، مقاوم نمی‌باشد. در ادامه نمودارهای مربوط به تغییرات جرم در هر یک از روش‌ها نسبت به زمان (شکل ۱۳) و همچنین جدول مقادیر سرعت (جدول ۷ و شکل ۱۵) و نمودار زاویه مسیر قسمت فعال (شکل ۱۴) آورده شده است.

جدول ۶. مقایسه خروجی سیستمی روش طراحی الگوریتم سرعت لازمه (کلاسیک) با روش بهینه‌سازی مبتنی بر آموزش و یادگیری و بهینه مقاوم

نام روش	جرم کل محاسبه شده (ton)	جرم طبقه اول (ton)	جرم طبقه دوم (ton)	تراست طبقه اول (KN)	تراست طبقه دوم (KN)
کلاسیک	58.46	42.31	14.65	1038	225
TLBO	54.83	39.55	13.78	974	213
بهینه مقاوم	56.43	40.66	14.27	1002	219

1 Taylor Series Expansion Methods
2 Sampling-Based Methods
3 Point Estimate Methods





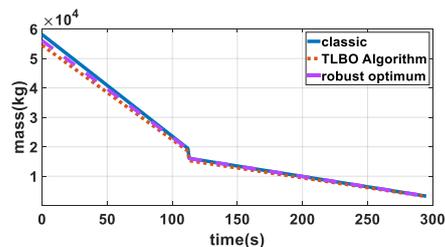
شکل ۱۷. مقایسه نمودار ارتفاع بر حسب زمان در سه روش کلاسیک، بهینه تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری و بهینه مقاوم

در جدول ۷ مقایسه نتایج خروجی سرعت در انتهای طبقات در مدل سرعت لازمه و روش‌های بهینه‌سازی و بهینه مقاوم آورده شده است:

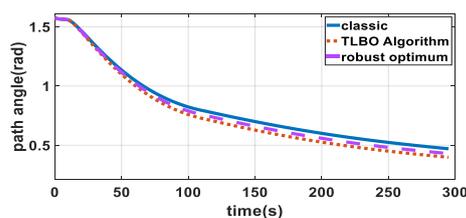
جدول ۷. مقایسه سرعت در انتهای هر طبقه در روش کلاسیک با روش الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری و بهینه مقاوم

روش	سرعت در انتهای طبقه دوم (m/s)	سرعت در انتهای طبقه اول (m/s)
classic	6823.6	2314
TLBO	6825.2	2344
Robust Opt	6824.3	2310

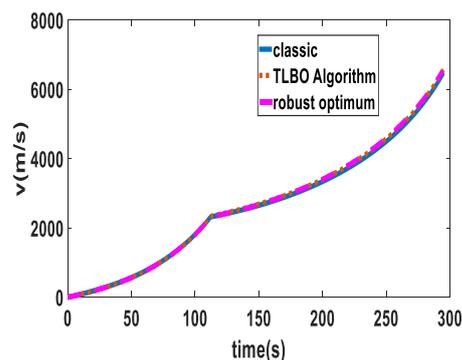
با بررسی نمودارها و تحلیل نتایج، می‌توان نتیجه گرفت که روش طراحی موشک به روش سرعت لازمه جهت ارضای برد ۱۱۰۰۰ کیلومتر با جرم محموله ۱۵۰۰ کیلوگرم، یک روش مطلوب جهت طراحی موشک‌ها می‌باشد که این موضوع با صحت‌گذاری کد(روش) مذکور بر روی چندین موشک دنیا صورت پذیرفت (جدول ۴ و شکل‌های ۲، ۳ و ۴). پس از محاسبات طراحی به روش کلاسیک، طراحی به دو روش بهینه‌سازی تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری و بهینه مقاوم انجام شد. با توجه به نتایج نشان داده شد که نقاط صرفاً



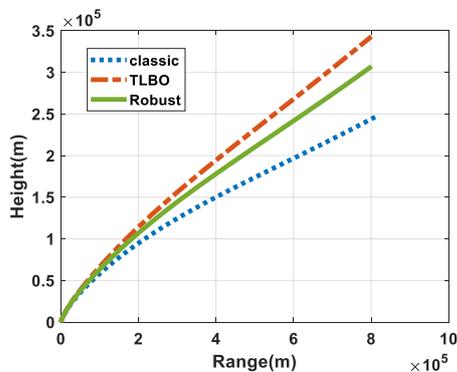
شکل ۱۳. مقایسه نمودار جرم بر حسب زمان در روش کلاسیک با روش الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری و بهینه مقاوم



شکل ۱۴. مقایسه نمودار زاویه مسیر پروازی بر حسب زمان در سه روش کلاسیک، بهینه تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری و بهینه مقاوم



شکل ۱۵. مقایسه نمودار سرعت بر حسب زمان در سه روش کلاسیک، بهینه تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری و بهینه مقاوم



شکل ۱۶. مقایسه نمودار ارتفاع بر حسب برد در فاز فعال در سه روش کلاسیک، بهینه تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری و بهینه مقاوم



بهینه در صورت اعمال عدم قطعیت‌ها از مقاومت مطلوبی نسبت به تغییرات برخوردار نیست. همچنین نتایج جدول ۶ نشان می‌دهد که بیش‌ترین میزان جرم به‌دست آمده مربوط به طراحی کلاسیک (۵۸/۴۶۴ تن) و کم‌ترین میزان جرم طراحی مربوط به روش بهینه‌سازی (۵۴/۸۳۴ تن) می‌باشد و این نشان می‌دهد که جرم برخاست موشک به میزان ۶ درصد بهبود یافته است. شکل ۱۳ رفتار جرم موشک در سه حالت کلاسیک، بهینه و بهینه مقاوم آورده شده است. همچنین در شکل ۱۴ نمودار زاویه مسیر پروازی موشک در سه حالت کلاسیک، بهینه و بهینه مقاوم دیده می‌شود و همان‌طور که در شکل ۱۴ دیده می‌شود، جهت رسیدن به برد پروازی مطلوب، با کاهش زاویه جدایش طبقات، سرعت موشک افزایش می‌یابد (جدول ۷). شکل ۱۶ نمودار مقایسه ارتفاع بر حسب برد در فاز فعال در سه روش کلاسیک، بهینه تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری و بهینه مقاوم را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل ۱۶ مشخص است میزان ارتفاع برای برد یکسان در فاز فعال موشک در حالت TLBO بیش‌ترین و در حالت کلاسیک، کم‌ترین مقدار را دارد. علت یکسان بودن برد فاز فعال این است که باید در هر سه حالت، موشک به برد مورد نظر برسد. شکل ۱۷ نیز نمودار مقایسه ارتفاع موشک بر حسب زمان در فاز فعال برای سه روش کلاسیک، بهینه تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری و بهینه مقاوم را نشان می‌دهد.

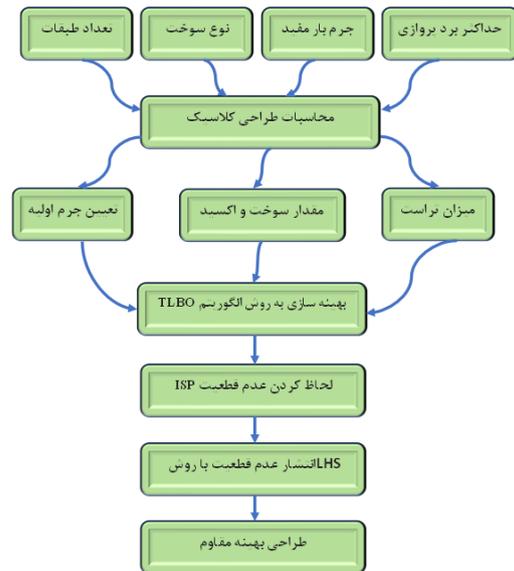
روش طراحی بهینه مقاوم با بهبود جرم برخاست ۳ درصدی نسبت به روش کلاسیک و بدتر شدن جرم برخاست ۳ درصدی نسبت به روش الگوریتم مبتنی بر آموزش و یادگیری، هرچند کم‌ترین میزان تابع هدف (جرم) (۵۶/۴۳۶ تن) را

ندارد اما با اعمال عدم قطعیت‌ها در این روش مشاهده می‌گردد که بیش‌ترین مقاومت را دارا می‌باشد. به عبارت دیگر، با بررسی نتایج در سه روش کلاسیک، بهینه‌سازی تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری و روش بهینه مقاوم در شکل ۱۳ می‌توان نتیجه گرفت که نتایج، پس از استفاده از روش بهینه‌سازی تکاملی مبتنی بر آموزش و یادگیری و سپس مقاوم کردن این نتایج، نه تنها از نتیجه مدنظر و مطلوب فاصله نگرفته بلکه کمک نموده تا موشک در شرایط وزنی کمتر (روش بهینه‌سازی تکاملی و روش بهینه مقاوم) به هدف مورد نظر برسد به طوری که این الگوریتم با بهینه‌سازی پارامترهای طراحی سبب شده که جرم اولیه حدود ۳/۵ تن نسبت به روش کلاسیک کاهش یابد و در روش بهینه مقاوم سعی شده تا حساسیت پارامترهای طراحی نسبت به عدم قطعیت (در این جا ضربه ویژه موتور) در نظر گرفته شود تا طراحی مطمئن‌تری صورت گیرد و عملکرد مجموعه را نسبت به عدم قطعیت‌ها بهبود بخشد به همین دلیل جرم نهایی حاصل از طراحی بهینه مقاوم نسبت به جرم حاصل از بهینه‌سازی افزایش یافته است که این موضوع مقاومت پارامترهای طراحی نسبت به عدم قطعیت‌ها را به دنبال داشته است.

۶. دی‌گرام طراحی موشک

در شکل ۱۸ ماتریس طراحی و روندنمای طراحی بهینه مقاوم موشک، آورده شده است.





شکل ۱۸. روندنمای طراحی بهینه مقاوم موشک

۷. جمع بندی و نتیجه گیری

در این پژوهش، طراحی بهینه و بهینه مقاوم یک موشک سوخت مایع با استفاده از روش مبتنی بر آموزش و یادگیری (TLBO) و در حضور عدم قطعیت‌ها مورد بررسی قرار گرفت. هدف اصلی کاهش جرم موشک و افزایش مقاومت طراحی آن در برابر تغییرات پارامترهای مختلف طراحی سیستمی بود.

استفاده از روش TLBO برای بهینه‌سازی پارامترهای کلیدی همچون تراست نسبی طبقات در خلأ، فشار محفظه احتراق، و فشار خروجی نازل، نشان داد که این روش می‌تواند به بهبود قابل توجهی در کاهش جرم وسیله منجر شود. با مقایسه نتایج حاصل از روش کلاسیک سرعت لازمه، روش بهینه‌سازی مبتنی بر آموزش و یادگیری، و بهینه‌سازی مقاوم، مشاهده شد که روش بهینه‌سازی مقاوم، هرچند کم‌ترین جرم را نداشته باشد، اما مقاومت بیشتری در برابر عدم قطعیت‌ها ارائه می‌دهد و باعث افزایش اطمینان در عملکرد وسیله می‌شود.

نوآوری اصلی این پژوهش در استفاده از روش بهینه‌سازی مقاوم در طراحی سیستم‌های پروازی با استفاده از روش TLBO است که توانست تعادل مناسبی بین کاهش جرم و افزایش مقاومت سیستم ایجاد کند. این روش می‌تواند به‌عنوان ابزاری قدرتمند برای طراحی سیستم‌های پیچیده پروازی در حضور عدم قطعیت‌ها مورد استفاده قرار گیرد و به مهندسان کمک کند تا طراحی‌هایی با قابل اطمینان بالاتری ارائه دهند.

در نهایت، نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که روش بهینه‌سازی مقاوم با وجود کمی افزایش در جرم، می‌تواند نقش مهمی در کاهش حساسیت سیستم به عدم قطعیت‌ها و افزایش کارایی و عملکرد سیستم در شرایط واقعی داشته باشد. همچنین، این روش می‌تواند منجر به کاهش هزینه‌ها و افزایش اعتمادپذیری سیستم‌های پروازی در مأموریت‌های مختلف شود.

۸. علائم و اختصارات

علامت اختصاری	تعریف
ϑ_a	زاویه جدایش مراحل
μ_i	وزن نسبی سوخت مراحل
μ_{eq}	وزن نسبی سوخت معادل
λ_{01}	تراست نسبی اولیه موشک روی زمین
λ_{vi}	تراست نسبی اولیه مراحل در خلأ
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 موشک
I_{spi}^D	ضربه ویژه طبقات
$I_{sp.st}$	ضربه ویژه سوخت
$I_{sp.vi}$	ضربه ویژه در خلأ
$I_{sp.01}$	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 موشک
l_M	طول موشک
μ	مقدار میانگین
σ	انحراف واریانس
lb	حد پایین
ub	حد بالا
ω_i	ضریب وزنی تابع
P_{ei}	فشار خروجی نازل موتور
P_{ci}	فشار محفظه احتراق موتور
n	تعداد طبقات
K_V	ضریب تلفات سرعت
P_{Vi}	تراست موتور طبقات
k	ضریب O/F
ρ_{ox}	چگالی اکسید
β	زاویه معادل برد قسمت غیر فعال نسبت به مرکز زمین
I_g	تابع تلفات سرعت در اثر جاذبه
I_p	تابع تلفات سرعت در اثر فشار مخالف استاتیکی
ϕ	تابع محاسباتی وابسته به وزن نسبی سوخت مراحل وزاویه جدایش
F	تابع معادل وزن نسبی سوخت مراحل
ρ_f	چگالی سوخت

۹. ماخذ

- hydrogen peroxide propulsion control system for a satellite orbital transfer system under uncertainty," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 9, no. 2, pp. 177-192, 2020.
- [3] A. Adami, H. Taei, and M. Hozoori, "Evaluation of Three Design Methods: Optimal, Robust, and Multi-Objective Robust Optimization of a Two-Component Propulsion System," *Space Science and Technology*, vol. 12, no. 1, pp. 41-53, 2019.
- [4] R. Zardashti, M. Jafari, S. M. Hosseini, and S. A. S. Arani, "Robust optimum trajectory design of a satellite launch vehicle in the presence of uncertainties," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 12, p. e3520, 2020.
- [5] S. M. Hashemi Doolabi, H. Darabi, and J. Roshanian, "Comparative Study of Statistical Design Method and Multi-Disciplinary Optimization (MDO) in the Conceptual Design of a Lightweight Liquid-Fueled Launch Vehicle," *Space Science and Technology*, vol. 5, no. 1, pp. 61-72, 2012.
- [6] H. S. Hamed and G. A. Amirreza, "Multidisciplinary Optimization of Reentry Capsule Configuration in the Presence of Uncertainty," *Space Science and Technology*, vol. 12, no. 4, pp. 1-17, 2019.
- [7] R. Zardashti, S. A. S. Arani, and H. S. Majid, "Robust Optimal Trajectory Design of a Launch Vehicle Using Particle Swarm Optimization (PSO) Method," *Numerical Methods in Engineering*, vol. 41, no. 1, pp. 175-192, 2022.
- [8] A. Adami, A. Arvaneh, and others, "Optimization of Orbital Altitude of a Two-Stage Launch Vehicle Using Genetic Algorithm and Sequential Quadratic Programming," presented at the 22nd International Conference of the Iranian Aerospace Society, University of Tehran, 1402.
- [9] D. J. Bayley, R. J. Hartfield Jr, J. E. Burkhalter, and R. M. Jenkins, "Design optimization of a space launch vehicle using a genetic algorithm," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 45, no. 4, pp. 733-740, 2008.
- [10] M. Balesdent, N. Bérend, P. Dépincé, and A. Chriette, "A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 45, pp. 619-642, 2012.
- [11] Z. Xu, G. Yejun, J. Wuxing, and W. Yongsheng, "Multidisciplinary integrated design of long-range ballistic missile using PSO algorithm," *Journal of Systems*

- [1] W. Nadir and D. Nadir, "Multidisciplinary structural design and optimization for performance, cost, and flexibility," *Massachusetts Institute of Technology*, 2005.
- [2] M. Fatehi, A. Toloei, and B. Keshtegar, "Optimal design of monopropellant



- Applied to Launch Vehicle," IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 31, no. 6, pp. 2393-2404, 2023.
- [22] S. Saadatdar Arani, S. Ali, M. Nosratollahi, A. Adami, and Y. Abbasi, "Optimal and Robust Flight Path Design for the Upper Stage of a Launch Vehicle Using Genetic Algorithm and Particle Swarm Optimization (PSO) Methods," Aerospace Knowledge and Technology Journal, vol. 13, no. 2, 2025.
- [23] H. Alimohammadi, H. Reza, and H. Naseh, "Reliability-Based Design of a Space System in the Conceptual Design Phase," Space Science and Technology, vol. 17, no. 2, pp. 55-68, 2023.
- [24] M. Hoseini Shalmaee, A. Toloei, and M. Ebrahimi, "Design of a Flying Object Using the Required Velocity Method and Its Optimization Through Evolutionary Algorithms," Space Science, Technology, and Applications, 2024.
- [25] M. Kapitov, Y. and Y. Varfalomiv, "Design and Testing of Ballistic Missile and Launch Vehicles," Malek Ashtar University of Technology, 1384.
- [26] M. Fatehi, A. Toloei, S. T. A. Niaki, and E. Zio, "An advanced teaching-learning-based algorithm to solve unconstrained optimization problems," Intelligent Systems with Applications, vol. 17, p. 200163, 2023.
- [27] M. Fatehi, A. Toloei, S. Niaki, and E. Zio, "An advanced teaching-learning-based algorithm to solve unconstrained optimization problems," Intell Syst Appl, vol. 17, 2022.
- [28] A. Bataleblu, "Robust Design Optimization of a Liquid-Fueled Launch Vehicle Considering Uncertainty," Master of Science (M.Sc.), Khajeh Nasir al-Din Tusi University of Technology, 1390.
- Engineering and Electronics, vol. 31, no. 2, pp. 335-349, 2020.
- [12] F. M. Villanueva and H. Abbas, "Small launch vehicle optimal design configuration from ballistic missile components," in 2015 12th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST), 2015: IEEE, pp. 228-234.
- [13] L. Casalino, F. Masseni, and D. Pastrone, "Robust design of hybrid rocket engine for small satellite launchers," in AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, 2019, p. 4096.
- [14] M. A. Adsiz and A. T. Kutay, "Multidisciplinary optimization and performance analysis tool for ballistic missiles," in AIAA Scitech 2019 Forum, 2019, p. 1972.
- [15] S. Akhtar and H. Linshu, "An efficient evolutionary multi-objective approach for robust design of multi-stage space launch vehicle," in 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2006, p. 7073.
- [16] J. Roshanian, A. Bataleblu, and M. Ebrahimi, "A novel metamodel management strategy for robust trajectory design of an expendable launch vehicle," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 234, no. 2, pp. 236-253, 2020.
- [17] M. Fatehi, A. Toloei, E. Zio, S. T. A. Niaki, and B. Keshtegar, "Robust optimization of the design of monopropellant propulsion control systems using an advanced teaching-learning-based optimization method," Engineering Applications of Artificial Intelligence, vol. 126, p. 106778, 2023.
- [18] M. Fatehi, A. Toloei, and B. Keshtegar, "Worst-Case Optimization of a Hydrazine Propulsion System for an Orbital Transfer System Under Uncertainty Based on Maximum Likelihood," Space Science and Technology, vol. 14, no. 3, pp. 1-14, 2021.
- [19] S. Javadi, A. Toloei, and M. H. Toloei, "Robust Optimal Design Using Latin Hypercube Sampling Method for a Remote Sensing Satellite in LEO Orbit," presented at the 22nd International Conference of the Iranian Aerospace Society, University of Tehran, 1402.
- [20] V. Bohlouri, M. Zakeri, and M. Nosratollahi, "A Multi-Step Sequential System Optimization Design Method for Upper Stages," Journal of Aerospace Technology and Management, vol. 15, p. e1323, 2023.
- [21] F. Biertümpfel, N. Pholdee, S. Bennani, and H. Pfifer, "Finite Horizon Worst Case Analysis of Linear Time-Varying Systems

۱۰. پی نوشت

- 1- LHS: Latin Hypercube Sampling
- 2- TLBO: Teaching-Learning-Based-Optimization
- 3- Isp: Special Impact
- 4- SA: Simulated Annealing Algorithm
- 5-GA: Genetic Algorithm
- 6-PSO: Particle Swarm Optimization
- 7-MDO: Multi Disciplinary Optimization
- 8-UDMH: Unsymmetrical Di-methyl Hydrazine
- 9- RDO: Robust Design Optimization

