

طراحی بهینه و مقاوم مسیر پروازی طبقه فوقانی یک پرتابگر با دو روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک و ازدحام ذرات

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۷/۱۰

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۹/۲۴

مهران نصرت الهی^{۱*}، سیدعلی سعادتدار آرانی^۲، امیرحسین آدمی^۳، یوسف عباسی^۴

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، nosratolahi@mut.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۴- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

چکیده

در مسائل مهندسی از مهمترین پارامترهای تاثیرگذار در نتایج حاصله وجود عدم قطعیت‌ها و نامعینی‌ها است. در بسیاری از مسائل مهندسی نمی‌توان پیشبینی دقیقی از پارامترها و عوامل موثر بر آن داشت و در بهترین حالت تنها می‌توان تخمینی از آنها زده شود. در این مقاله، طبقه فوقانی یک پرتابگر خاص به عنوان یک مورد مطالعاتی انتخاب شده و از روش بهینه‌سازی مقاوم برای حل مسئله طراحی مسیر آن استفاده شده، تا مسیر نهایی نسبت به وجود نامعینی‌هایی در مقادیر واقعی نیروی تراست موتور و جرم در مرحله صعود، مقاوم باشد. لذا به منظور نیل به این هدف مسئله بهینه‌سازی با تابع معیار حداقل‌سازی مصرف سوخت با بکارگیری از معادلات حرکت سه درجه آزادی بعنوان معادلات حاکم بر مسئله در نظر گرفته شده است. در ادامه پارامترهای میانگین و انحراف استاندارد عدم قطعیت‌ها اضافه شده و مدل بهینه‌ساز مقاوم توسعه یافته است. به منظور ایجاد درک درستی از رفتار الگوریتم‌های بهینه‌سازی برای حل مسئله‌ی بهینه‌سازی در این مقاله از دو روش الگوریتم ژنتیک و الگوریتم ازدحام ذرات برای حل مسئله‌ی بهینه‌سازی بهره گرفته شده است. همچنین به منظور بررسی و تحلیل اثر عدم قطعیت‌ها در فرآیند محاسبات، روش مونت کارلو بکار گرفته شده است. نهایتاً نیز نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که مسیر بهینه باعث شده تا خطای ارتفاع نزدیک به ۷۷ درصد و خطای سرعت مداری ۶۸ درصد و خطای زاویه‌ی مسیر نزدیک به ۹۰ درصد در حضور عدم قطعیت‌ها بهبود پیدا کند. نتایج شبیه‌سازی حاصله، صحت این ادعا را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: بهینه‌سازی، نامعینی، طبقه فوقانی پرتابگر، طراحی مقاوم مسیر

۶۵

سال ۱۳- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



Robust and optimal trajectory design of a launch vehicle upper stage using genetic algorithm and particle swarm optimization

Mehran Nosratollahi^{1*}, Seyyed Ali Saadatdar Arani², Amir Hossein Adami³, yousef abbasi⁴

1-Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran, nosratolahi@mut.ac.ir

2-PhD Candidate, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

3-Assistant Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

4-Assistant Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

Abstract

In engineering problems, one of the most important parameters affecting the results is the existence of uncertainties. In many engineering problems, it is not possible to accurately predict the parameters and factors affecting it, and in the best case, they can only be estimated. In this article, the UpperStage of a special launcher is selected as a study case and the robust optimization method is used to solve the design problem of its trajectory, until the final trajectory is Robust to the presence of uncertainties in the actual values of engine thrust and mass in the ascent phase. Therefore, in order to achieve this goal, the optimization problem with the criterion function of fuel consumption minimization by using the equations of motion of three degrees of freedom has been considered as the governing equations of the problem. In the following, the average parameters and standard deviation of uncertainties are added and the robust optimizer model is developed. In order to solve the optimization problem, in this article two methods of genetic algorithm and particle swarm algorithm are used to solve the optimization problem. Also, for investigating and analyzing the effect of uncertainties in the calculation process, the Monte Carlo method has been used. Finally, the simulation results show that the Robust optimal trajectory has improved the altitude error by nearly 77%, the orbital speed error by 68%, and the path angle error by nearly 90% in the presence of uncertainties. The simulation results show the truth of this claim.

Keywords: optimization, uncertainty, launch vehicle upperstage, robust trajectory design.

هوافضایی و یا از محیط و شرایط ماموریت آن ناشی شود.

لذا با توجه به وجود عدم قطعیت در طراحی، برای کاهش تاثیرات منفی آن در طراحی باید روش‌های مقابله با عدم قطعیت را شناخت و به کار برد.

یک راه مقاوم بودن در مقابل عدم قطعیت‌ها اعمال ضرایب اطمینان است. تاکنون هیچ روش فراگیر واضحی برای تعریف این ضرایب وجود نداشته است. با ضرایب اطمینان بزرگتر، طراحی و بهینه‌سازی تمایل به رسیدن به جواب‌هایی دارند که خیلی محافظه‌کارانه هستند، در حالیکه با ضرایب اطمینان کوچک‌تر قابلیت اطمینان سیستم نمی‌تواند تضمین شود. علاوه بر این، تجارب قبلی در مورد ضرایب اطمینان ممکن است برای ساختارهای موجود نامناسب یا منسوخ باشد و بنابراین منجر به خطراتی بالقوه می‌شود. از این رو روش‌های سنتی برخورد با عدم قطعیت‌ها برای اینکه بخواهند از نظر اقتصادی قابلیت اطمینان، مقاوم بودن و عملکرد سیستم را بهبود دهند، به اندازه کافی مناسب نیستند. بنابراین این موضوع شدیداً موجب شده تا روش‌های طراحی بر مبنای عدم قطعیت تحلیلی، دقیق و پیشرفت‌های وابسته به تئوری ریاضی توسعه یابند و به طور سیستماتیک و عقلانی از عهده عدم قطعیت‌ها در حین طراحی برآیند [۳].

در میان روش‌های مواجهه با عدم قطعیت، رویکرد مقاوم یک روش مؤثر است. پژوهش‌های بسیاری در این خصوص انجام پذیرفته و مقالات زیادی از تئوری و کاربرد آن به چاپ رسیده است، به طوری که جایگاه خود را در بسیاری از رشته‌ها مانند مهندسی هوافضا، برق، صنایع، عمران، مدیریت، و ... به خوبی یافته است. در ادامه به منظور آشنایی با کارهای انجام شده تا کنون به بررسی پژوهش‌های انجام شده پرداخته می‌شود.

از اولین کارهایی که در حوزه عدم قطعیت و بهینه‌سازی مقاوم انجام پذیرفته می‌توان به گام‌هایی که سویستر برداشته است اشاره نمود، وی مدلی ارائه کرد تا در آن جوابی ممکن برای تمامی

همواره یکی از دلایل عدم موفقیت در ماموریت‌های فضایی، شکست ماهواره‌بر در دنبال کردن مسیر پرواز از پیش تعریف شده است. این شکست به سبب پیشبینی غیر دقیقی از پارامترها و عوامل موثر بر سیستم است که ناشی از بروز مسائل پیش بینی نشده در مدلسازی به دلیل تغییر شرایط محیط یا سیستم است.

در واقعیت، در بسیاری از مسائل مهندسی نمی‌توان پیش بینی دقیقی از پارامترها و عوامل موثر بر آن داشت و در بهترین حالت تنها می‌توان تخمینی از آنها زده شود. عدم قطعیت به عنوان یک مفهوم اصطلاحی است که نامعینی را در مورد برخی پارامترها یا فرضیات منعکس می‌نماید، و بازه‌ی باز میان اطمینان کامل و عدم اطمینان محض را در بر می‌گیرد که ممکن است روی عملکرد آینده یک محصول یا سیستم و موفقیت انجام ماموریت آن تأثیر گذار باشند. در مسائل مهندسی از مهمترین پارامترهای تأثیرگذار در نتایج حاصله وجود عدم قطعیت‌ها و نامعینی‌ها است [۱].

عدم قطعیت می‌تواند توسط خطاهای مربوط به خود سامانه و یا ورودی‌های آن ایجاد شود. از مهمترین مسائلی که برای یک سامانه‌ی هوافضایی مطرح می‌باشد گسترش و یا هم‌افزایی عدم قطعیت‌ها می‌باشد که می‌تواند تاثیرات منفی روی خروجی سامانه داشته باشد [۲].

بطوریکه در بسیاری از موارد توجه نکردن به این عوامل غیرقطعی می‌تواند هزینه‌ی سنگینی برای عملکرد سیستم‌ها داشته باشد و منجر به اختلال و یا حتی شکست در ماموریت سامانه شود. در روند عملکرد یک سامانه مقدار زیادی منابع عدم قطعیت وجود دارد که می‌تواند از خود سامانه وسیله‌ی



داده‌های متعلق به یک مجموعه محدب ساخته شود؛ ولی مدل ارائه شده به دلیل زیاده روی در محتاطانه عمل کردن با جواب بهینه فاصله‌ای بسیار زیاد داشته است [۱].

تلاش برای بهینه سازی یک سامانه، برای رسیدن به کمینه یا بیشینه کردن تابع معیار یا عملکرد آن سامانه می‌باشد به گونه‌ای که نهایتاً کارایی سامانه بهبود پیدا کند. پیچیدگی سامانه‌های هوافضایی به قدری بزرگ هستند که نمی‌توان جواب بهینه آنها را به روشهای تحلیلی در مدت زمان قابل قبول به دست آورد. بنابراین چاره ای نیست که به جواب‌های نزدیک به بهینه حاصل از روشهای عددی بسنده نمود به گونه‌ای که دارای کیفیت قابل پذیرش بوده و در مدت زمان قابل قبولی به دست آیند [۱].

در ادامه مرجع [۲] یک مدل خطی را ارائه کرده که تعادلی بین بهینه‌سازی و جواب مقاوم را ایجاد می‌کند. مرجع [۳] به ارائه‌ی یک بهینه‌سازی چند موضوعی با رویکرد تخصیص قابلیت اطمینان پرداخته است. مرجع [۴] به معرفی یک مدل بهینه‌سازی چند موضوعی در حضور عدم قطعیت‌ها پرداخته و مرجع [۵] به ارائه مدلی از عدم قطعیت‌ها و آنالیز آنها پرداخته است. مرجع [۶] نیز روشی را برای تاثیر افزودن قابلیت اطمینان در طراحی در مواجهه با عدم قطعیت‌ها را مطرح کرد است. مرجع [۷] مقاله‌ای با عنوان طراحی بهینه‌ی پرتابگر می‌باشد که به بررسی روش‌های بهینه‌سازی و همچنین طراحی بهینه‌ی چند موضوعی ماهواره‌بر می‌پردازد. مرجع [۸] مقاله‌ای با عنوان طراحی مقاوم مسیر پرتابگر در حضور عدم قطعیت‌ها است که با بررسی روش بهینه‌ی مقاوم به طراحی مسیر مقاوم یک ماهواره‌بر پرداخته و از بهینه‌ساز تکاملی به منظور

حل مسئله استفاده نموده است. مرجع [۹] به ارائه‌ی پژوهشی می‌پردازد که در آن محققین به بیان روش‌هایی برای تلفیق بهینه‌سازی چند موضوعی با طراحی مقاوم پرداخته‌اند. در مرجع [۱۰] فرمول‌بندی و الگوریتمی را برای بهینه‌سازی طراحی در حضور عدم قطعیت، از منظر مقاوم بودن سامانه پیشنهاد می‌کند. در این مقاله یک روش مستقل بیان شده تا طراحی بر مبنای مقاوم بودن را از تحلیل متغیرهای شناختی غیر طراحی برای رسیدن به کارایی محاسباتی جدا کند. در مرجع [۱۱] پایان‌نامه‌ای با عنوان بهینه‌سازی طراحی مقاوم یک پرتابگر سوخت مایع با احتساب عدم قطعیت را ارائه دادند که در آن مسئله بهینه‌سازی چند هدفی را با روش‌های بهینه‌سازی به منظور کاهش جرم پرتابگر مورد نظر با احتساب وجود عدم قطعیت پرداخته‌اند. مرجع [۱۲] مقاله‌ای با عنوان بهینه‌سازی مقاوم مسیر برای عملیات ملاقات محدود است که این مقاله فرمول‌بندی و الگوریتمی برای تولید مسیرهای محدود بهینه برای ملاقات در یک مدار دلخواه را ارائه می‌دهد. منبع [۱۳] نیز مقاله‌ای با عنوان بهینه‌سازی بر اساس مقاوم و قابلیت اطمینان برای طراحی بال است، که یک مدل برای تحلیل همزمان، قابلیت اطمینان و محاسبه قابلیت اطمینان در هواپیما را ارائه می‌دهد بهینه‌سازی طراحی مقاوم و بهینه‌سازی طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان ترکیب می‌شوند تا فرمولاسیونی را معرفی کنند، که راه اندازی مشکلات بهینه‌سازی را ساده کرده و هدف آن جلوگیری از قابل پیش بینی است. مرجع [۱۴] مقاله‌ای با عنوان طراحی مسیر مقاوم برای یک پرتابه را منتشر کرده که در آن به طراحی مسیر مقاوم برای یک پرتابه پرداخته و به منظور اثر بخشی، روش پیشنهادی خودش را با تحلیل





مونت کارلو، ارزیابی کرده است. مرجع [۱۵] مقاله ای را با عنوان طراحی بهینه مقاوم بال یک پرنده با استفاده از رویکرد بهینه سازی آیرودینامیکی مبتنی بر عدم قطعیت را ارائه داده که در آن به بررسی روش طراحی بهینه مقاوم پرداخته و به عنوان یک مورد مطالعاتی بال یک پرنده را بهینه‌سازی می نماید. مرجع [۱۶] مقاله‌ای با عنوان مروری بر انتشار عدم قطعیت در مکانیک مداری را ارائه داده است که در آن به عدم قطعیت در پارامترهای مداری پرداخته است. همچنین از روش مونت کارلو و مدل‌های خطی در شبیه‌سازی آن استفاده کرده است. مرجع [۱۷] مقاله‌ای با عنوان یک الگوریتم جستجوی گرانشی مقاوم ترکیبی با رویکرد حامل فضایی قابل استفاده مجدد و بهینه سازی مسیر فرود را انتشار داده است، که در آن به بهینه سازی مسیر با رویکرد مقاوم، برای فاز بازگشت یک حامل فضایی قابل استفاده مجدد پرداخته است. مرجع [۱۸] مقاله‌ای با عنوان طراحی مسیر مقاوم با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی غیر مستقیم را ارائه کرده است، به اینصورت که ضرایب عدم قطعیت و بدترین حالت را برای سناریو در نظر گرفته و با توجه به عدم نیاز به انتشار اطلاعات آماری مسئله را ساده سازی می نماید. مرجع [۱۹] مقاله‌ای با عنوان کنترل مقاوم وضعیت برای حامل فضایی قابل استفاده مجدد برای فاز برگشت بر اساس حساب کسری^۱ و بهینه سازی الهام گرفته از رفتار کبوتران^۲ را منتشر کرده است. مرجع [۲۰] ترکیبی از بهینه‌سازی چندموضوعی را با بهینه‌ی مقاوم به منظور طراحی یک ماهواره‌بر با حداقل جرم و همچنین دارای حداکثر مقاوم بودن در برابر

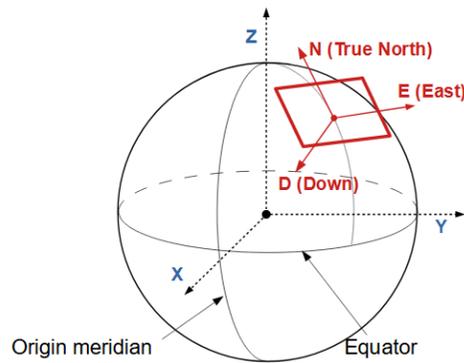
عدم قطعیت‌ها، را ارائه کرده است. مرجع [۲۱] به ارائه‌ی یک روش بهینه‌ی چند موضوعی مقاوم برای هدایت یک ماهواره‌بر پرداخته است، بطوریکه هدایت حلقه بسته و باز یک پرتابگر در حضور عدم قطعیت‌ها به درستی انجام شود. همچنین در مرجع [۲۲] به طراحی بهینه مقاوم یک ماهواره‌بر پرداخته است که تابع هدف در نظر گرفته شده مینیمم کردن جرم کل وسیله است به طوریکه قیود مأموریتی و مسیر برآورده شوند و تابع هدف نسبت به عدم قطعیت‌های اعمالی از مقاومت خوبی برخوردار باشد. مرجع [۲۳] به طراحی مسیر بهینه یک ماهواره بر دو مرحله ای جهت ارسال محموله به ارتفاع خاص و با سرعت مشخص پرداخته است. یکی از کارهایی که در این مرجع ارائه شده است تعیین برنامه زاویه پیچ بهینه به عنوان یک متغیر کنترلی در مساله مذکور است.

در این مقاله، روشی برای بهینه‌سازی مقاوم به منظور حل مسئله طراحی مسیر پرتابگر، با توجه به وجود عدم قطعیت‌ها در مرحله صعود طبقه فوقانی آن طرح شده است. عدم قطعیت‌ها بر روی وزن پرتابگر و تراست موتورها، در نظر گرفته شده اند که نهایتاً منجر به دستیابی به یک مسیر بهینه‌ی مقاوم برای پرتابگر می شود. چرا که منجر به افزایش عملکرد پروازی، کاهش بار کاری سیستم هدایت-کنترل و افزایش قابلیت اطمینان طبقه‌ی فوقانی پرتابگر می گردد. به همین منظور، ابتدا به بررسی و معرفی فرمولاسیون و مدل‌سازی‌های ریاضی طبقه‌ی فوقانی پرتابگر پرداخته شده و در ادامه برنامه‌های زاویه‌ی فراز و زاویه‌ی حمله معرفی گردیده و سپس منابع عدم قطعیت بصورت جدول ۲ آورده شده و بهینه‌سازی طراحی مسیر بر مبنای مقاوم بودن در حضور عدم قطعیت‌ها با معرفی دو الگوریتم

بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک و ازدحام ذرات و پیاده‌سازی و شبیه‌سازی آن منجر به ارائه‌ی مسیر بهینه و مقاوم می‌گردد که نتایج آن ارائه شده است. نهایتاً نیز در بخش نتیجه‌گیری دستاوردهای مقاله بیان شده.

۲. فرمولاسیون و مدل‌سازی ریاضی

سیستم مختصات جغرافیایی، مبنای اندازه‌گیری موقعیت عوارض جغرافیایی در سطح کره زمین است. در این سیستم، موقعیت جغرافیایی یک نقطه با طول و عرض جغرافیایی مشخص می‌شود. با مبنا قرار دادن خط استوا و نصف النهار گرینویچ، و اندازه‌گیری فاصله زاویه‌ای نقطه مورد نظر تا هر کدام از این مبناها، مختصات طول و عرض جغرافیایی مکان مورد نظر محاسبه می‌شود. فاصله زاویه‌ای هر نقطه از نصف النهار مبدا (گرینویچ) را طول جغرافیایی آن و فاصله زاویه‌ای آن از دایره استوا را عرض جغرافیایی آن می‌گویند (شکل ۱) [۲۴].



شکل ۱- دستگاه مختصات جغرافیایی

به طور کلی می‌توان معادلات حرکت را به دو دسته تقسیم‌بندی کرد.

۱. معادلات سینماتیک: این معادلات رابطه هندسی

بین متغیرهای حرکت را بیان می‌کنند.

۲. معادلات دینامیکی (سینتیک): این معادلات با

استفاده از قوانین فیزیکی استخراج می‌شوند.

قوانین فیزیکی بنیادی مرتبط با دینامیک پرواز، قوانین حرکت و جاذبه نیوتن و اصول آیرودینامیکی است که نیروها، ممان‌های آیرودینامیکی و پیشران بر اساس آن محاسبه می‌شوند.

معادلات حرکت طبقه‌ی فوقانی پرتابگر مورد

نظر نسبت به زمین بصورت رابطه‌ی (۱) است [۸]:

$$\begin{aligned} \dot{\lambda} &= \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \phi} \\ \dot{\phi} &= \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r} \\ \dot{h} &= V \sin \gamma \end{aligned} \quad (1)$$

$$\dot{V} = \frac{1}{m}(T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma) + r\omega^2 \cos \phi (\cos \phi \sin \gamma - \sin \phi \cos \gamma \sin \psi)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{mV} [(T \sin \alpha + L) \cos \mu - mg \cos \gamma] \dots$$

$$+ \frac{V \cos \gamma}{r} + 2\omega \cos \phi \cos \psi \dots$$

$$+ \frac{r\omega^2}{V} \cos \phi (\cos \phi \cos \gamma + \sin \phi \sin \gamma \sin \psi)$$

$$\dot{\psi} = -\frac{1}{mV \cos \gamma} (T \sin \alpha + L) \sin \mu - \frac{V}{r} \tan \phi \cos \gamma \cos \psi \dots$$

$$+ 2\omega (\cos \phi \tan \gamma \sin \psi - \sin \phi) \dots$$

$$- \frac{r\omega^2}{V \cos \gamma} (\cos \phi \sin \phi \cos \psi)$$

$$\dot{m} = -\frac{1}{I_{sp} g_0} T_{vac}$$

که در معادلات فوق، λ طول جغرافیایی، ϕ عرض جغرافیایی، V سرعت، h ارتفاع پروازی، α زاویه حمله، γ زاویه مسیر پروازی، ψ زاویه هدینگ، μ زاویه غلت (که در این مقاله صفر در نظر گرفته می‌شود)، ω سرعت زاویه‌ای زمین، r فاصله طبقه‌ی فوقانی پرتابگر از مرکز زمین، T تراست موتور، I_{sp} ضربه مخصوص موتور، g_0 شتاب جاذبه در سطح دریا، m جرم طبقه‌ی فوقانی پرتابگر و L و D نیروهای برآ و پسا هستند.

۳. طراحی برنامه‌های زاویه فراز و زاویه حمله (معادلات حرکت وضعیتی)

برنامه زاویه فراز: روش فوق براساس بکارگیری جدول تغییرات زاویه مسیر براساس زمان، سرعت یا ارتفاع پروازی خواهد بود که وسیله پروازی آن را تعقیب می‌کند و هدایت پیش‌تنظیم نامیده می‌شود. این جدول با استفاده از حل معادلات پروازی پرنده و اعمال قانون فوق بدست می‌آید که معمولاً در حالت Off-Line حاصل می‌شود. این برنامه بصورت زیر ارائه می‌گردد:

$$\theta = 90^\circ + (90^\circ - \theta_1)(\bar{t}^2 - 2\bar{t}); \quad \bar{t} = \frac{t - t_0}{t_1 - t_0} \quad (\text{الف-۲})$$

که در آن، t_0 مدت زمان پرواز عمودی پرتابگر در ابتدای مسیر و t_1 مدت زمان سوزش مرحله‌ی اول و مقدار θ_1 برابر با مقدار زاویه‌ی فراز میانی است. همانگونه که مشهود است، پارامتر بی بعد \bar{t} در محدوده صفر و یک قرار می‌گیرد.

برنامه زاویه حمله: در این برنامه براساس محدودیت‌های زاویه حمله که از تاثیر مسائل گرمایش آیرودینامیکی و بارهای وارده بر سازه تعیین می‌شود برحسب زمان بصورت زیر داده می‌شود [۲۵]:

$$\alpha(t) = 4\alpha_{\max} e^{-a(t-t_0)} (e^{-a(t-t_0)} - 1) \quad (\text{ب-۲})$$

که در آن، α_{\max} حداکثر مقدار مجاز زاویه حمله و a ثابت زمانی تغییرات زاویه حمله است که به نوع پرتابگر وابسته است. همانگونه که مشهود است، پارامتر بی بعد \bar{t} در محدوده صفر و یک قرار می‌گیرد.

۴. محاسبه‌ی سرعت مداری و زاویه‌ی میل مداری^۲

برای محاسبه سرعت نهایی در لحظه‌ی تزریق در مدار هدف، از رابطه‌ی ۳ بصورت ذیل استفاده می‌شود [۲۶]:

$$V_i = [V^2 + 2Vr\omega \cos \gamma \cos \psi \cos \tau + (r\omega \cos \tau)^2]^{\frac{1}{2}} \quad (۳)$$

همچنین برای محاسبه‌ی زاویه‌ی میل مداری هدف از رابطه‌ی ۴ بصورت ذیل استفاده شده‌است:

$$\cos i = \frac{\cos \tau (V \cos \gamma \cos \psi + r\omega \cos \tau)}{[V^2 \cos^2 \gamma + 2Vr\omega \cos \gamma \cos \psi \cos \tau + (r\omega \cos \tau)^2]^{\frac{1}{2}}} \quad (۴)$$

واضح است که مقادیر مربوط به نیروهای آیرودینامیکی (L و D) وابسته به شرایط پروازی، ماک پروازی، ارتفاع و ... می‌باشد، همینطور تغییرات نیروی تراست موتور در اثر تغییرات فشار اتمسفر متغییر در طول فرآیند پرواز است. برای خلاصه نویسی از ارائه‌ی آنها صرفنظر شده‌است.

۵. مدل جاذبه و زمین

مدل زمین غیر کروی و مدل جاذبه تا J2 در نظر گرفته شده‌است [۲۷]. لازم به ذکر است که مدل مزبور، از کاملترین مدل‌های موجود مدل جاذبه است که در آن اثرات ارتفاع، عرض جغرافیایی و عدم کروییت و پخی زمین دیده می‌شود.

۶. پارامترهای سیستمی مورد نیاز برای شبیه‌سازی

پارامترهای سیستمی طبقه‌ی فوقانی پرتابگر مورد نظر بصورت جدول ۱ است:

جدول ۱- پارامترهای سیستمی مورد نیاز برای شبیه‌سازی

مقدار	پارامترها
۱۴۹۴۴.۳ کیلوگرم	جرم کل طبقه‌ی فوقانی پرتابگر
۱۵۷۰۰۰ نیوتن	تراست
۲۰۰ ثانیه	زمان سوزش
۳۰۳ ثانیه	I_{sp}
۶۵ کیلومتر	ارتفاع اولیه

۷. منابع عدم قطعیت

منابع عدم قطعیت در سراسر چرخه عمر، از لحظه تولد تا بازنشستگی وسیله هوافضایی که در فاز طراحی تا پرواز تأثیر گذارند به صورت زیر دسته‌بندی شده اند:

۱- در فاز بررسی مأموریت، عدم قطعیت‌ها از تغییرپذیری در نیازها و الزامات مأموریت، روند پیشرفت علم و تکنولوژی، مسائل اقتصادی و اولویت‌های سرمایه‌گذاری، فاکتورهای فرهنگی و سیاسی ناشی می‌شود.

۲- در فاز طراحی، مخصوصاً محاسبات بر مبنای شبیه‌سازی، در اکثر مواقع عدم قطعیت‌ها از محاسبات شبیه‌سازی ناشی می‌شوند. بطوریکه سه عامل وجود دارند که در عدم قطعیت شبیه‌سازی محاسباتی شرکت می‌کنند. این عوامل را می‌توان با نام‌های عدم قطعیت ورودی و خروجی‌های مدل، عدم قطعیت ساختار و پارامترهای مدل و خطای مدل معرفی نمود.

۳- در فاز ساخت، عدم قطعیت‌ها از خطاهای عوامل انسانی، خطاهای ساخت و غیره ناشی می‌شوند.

۴- در فاز عملیات، عدم قطعیت‌ها از شرایط عملیاتی (محیط) ناشی می‌شوند.

لذا در مسئله‌ی پیش رو چند پارامتر مهم که اثر مستقیم روی مشخصه‌های جرمی و انرژی دارند، با مقادیر مناسب عدم قطعیت در نظر گرفته شده‌اند (جدول ۲).

جدول ۲- مقدار خطاهای در نظر گرفته شده [۲۱]

پارامترها	درصد خطا
تراست	۱.۵٪
جرم خشک	۱٪

در مسئله حاکم برای شبیه‌سازی پیش رو، خطا بصورت فرآیند تصادفی، با توزیع نرمال اعمال

می‌شود. تابع توزیع نرمال بصورت رابطه‌ی زیر می‌باشد.

$$f(x; \mu, \sigma^2) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}}, \quad x \in \mathbb{R} \quad (5)$$

۸. بهینه‌سازی طراحی مسیر بر مبنای مقاوم بودن در حضور عدم قطعیت‌ها

به طور کلی طراحی مقاوم تمایل به کم کردن اثرات عدم قطعیت‌ها و یا تغییرات در پارامترهای طراحی روی یک وسیله در حضور منابع عدم قطعیت دارد. به عبارت دیگر یک طرح مقاوم در مقایسه با نقطه طراحی بهینه معین، نسبت به تغییرات در پارامترهای طراحی کنترل‌ناپذیر، حساسیت کمتری دارد. طراحی مقاوم کاربردهای موفقیت‌آمیز زیادی در مهندسی پیدا کرده است و دائماً برای فازهای متفاوت طراحی توسعه داده شده است. بهینه‌سازی طراحی مقاوم یک روش برای بهینه‌سازی طراحی که به تغییرات مختلف غیر حساس است.

بخش اصلی بهینه‌سازی طراحی مقاوم عبارت است از حفظ مقاوم بودن در تابع هدف (مقاوم بودن هدف) که معمولاً مقاوم بودن تابع هدف توسط بهینه‌سازی هم‌زمان میانگین و مینیمم کردن واریانس آن در قالب تابع نرمال فراهم می‌شود. لذا با لحاظ نمودن پارامتر کمینه‌سازی زمان پروازی (که معادل بیشینه‌سازی جرم محموله است)، در کنار کمینه‌سازی حساسیت سیستم به عدم قطعیت‌ها که بصورت تابع توزیع نرمال با مقدار میانگین و انحراف معیار براساس پراکندگی ارتفاع نهایی در هر لحظه تعریف می‌شود، تابع هزینه چندهدفه به فرم رابطه‌ی زیر حاصل می‌گردد.



۱. رسیدن به حد معینی از تکرارها^۱
 ۲. گذشتن زمان معینی از کل تکرارها^۲
 ۳. سپری شدن زمان تکرارهایی معین بدون مشاهده بهبود خاصی در نتیجه^۳
 ۴. سپری شدن تعداد تکرارهایی معین بدون مشاهده بهبود خاصی در نتیجه^۴
۱۰. الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات
الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات به صورت زیر است:

۱. جمعیت اولیه به صورت تصادفی تشکیل می‌شود.
۲. شایستگی ذرات به وسیله تابع برازندگی مشخص می‌شود.
۳. موقعیت ذره با بهترین موقعیتی که ذره قبلاً داشته است، مقایسه شده و در صورت برتری بر آن، جایگزین می‌شود.
۴. بهترین ذره در بین کل جمعیت مشخص شده و در صورت برتری، جایگزین آن می‌شود.
۵. سرعت ذره به وسیله فرمولی مشخص به روز می‌شود.
۶. موقعیت ذره نیز به وسیله فرمولی مشخص به روز می‌شود.
۷. در صورت برآورده نشدن شرط توقف به مرحله ۲ می‌رویم در غیر این صورت بهترین ذره در تکرار نهایی به عنوان جواب الگوریتم ذخیره می‌گردد.

پارامترهای مسئله، شامل زمان و همچنین زاویه فراز بوده و بازه‌ی کران پایین و بالای آنها نیز مطابق رابطه‌ی ۸ در ادامه آورده شده.

$$x^L = [t_f^L, \theta_f^L] = [100, 15]; (\text{Sec}, \text{Deg})$$

$$x^U = [t_f^U, \theta_f^U] = [250, 30]; (\text{Sec}, \text{Deg}) \quad (8)$$

$$\begin{cases} \text{find } \mathbf{x} \\ \min J(\mathbf{x}) = \begin{cases} J_1(\mathbf{x}) = \int_{t_0}^{t_f} dt \\ J_2(\mathbf{x}) = N(\mathbf{x}; \mu_{end}, \sigma_{end}) \end{cases} \\ \text{S.t. } \begin{cases} g(\mathbf{x}) \\ \mathbf{x}^L \leq \mathbf{x} \leq \mathbf{x}^U \end{cases} \end{cases} \quad (6)$$

که در آن، پارامتر \mathbf{x} بردار بهینه‌سازی است که دارای مولفه‌های زمان سوزش و زاویه فراز نهایی بصورت زیر است:

$$\mathbf{x} = [t_f \quad \theta_f] \quad (7)$$

μ_{end} و σ_{end} به ترتیب مقدار میانگین و انحراف استاندارد می‌باشند. از تابع هزینه‌ی اول به منظور کاهش مدت زما ت پروازی و کاهش مصرف سوخت است، و J_2 تابع هزینه برای کاهش مقدار میانگین و انحراف معیار براساس پراکندگی ارتفاع، سرعت و زاویه‌ی مسیر نهایی است.

قیود مسئله $g(\mathbf{x})$ نیز همان معادلات حرکت (۱) می‌باشند.

۹. الگوریتم ژنتیک

ساختار کلی الگوریتم ژنتیک به صورت زیر تعریف شده است:

- ایجاد جمعیت اولیه و ارزیابی آن‌ها
- انتخاب والدین و ترکیب آن‌ها برای ایجاد جمعیت فرزندان
- انتخاب اعضای جمعیت برای اعمال جهش و ایجاد جمعیت جهش یافتگان
- ادغام جمعیت اصلی، فرزندان و جهش یافتگان و ایجاد جمعیت اصلی جدید
- اگر شرایط خاتمه محقق نشده باشد از مرحله ۲ تکرار می‌شود
- پایان

به طور خلاصه، شرایط خاتمه مختلف نیز به

صورت ذیل است:

- 1 Maximum Generation
- 2 Elapsed Time
- 3 Stall Generation
- 4 Stall Time Limit



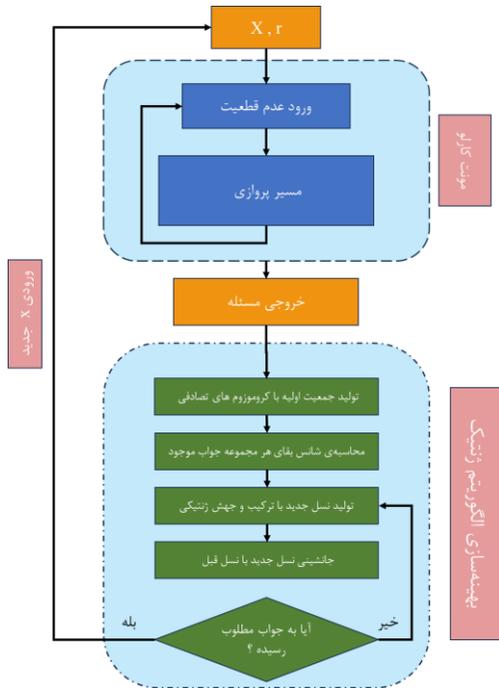
مسئله بهینه‌سازی به این صورت تعریف شده که زمان پروازی کل در حضور قیود ارتفاع ۲۵۰ کیلومتر، سرعت ۷۸۰۰ متربرثانیه و زاویه مسیر نهایی صفر مینیمم شود. لذا مقادیر نهایی عبارتند از:

$$g(x): [h_f = 250Km, v_f = 7500 \frac{m}{s}, \gamma_f = 0deg]$$

۱۱. پیاده سازی الگوریتم بهینه‌ساز

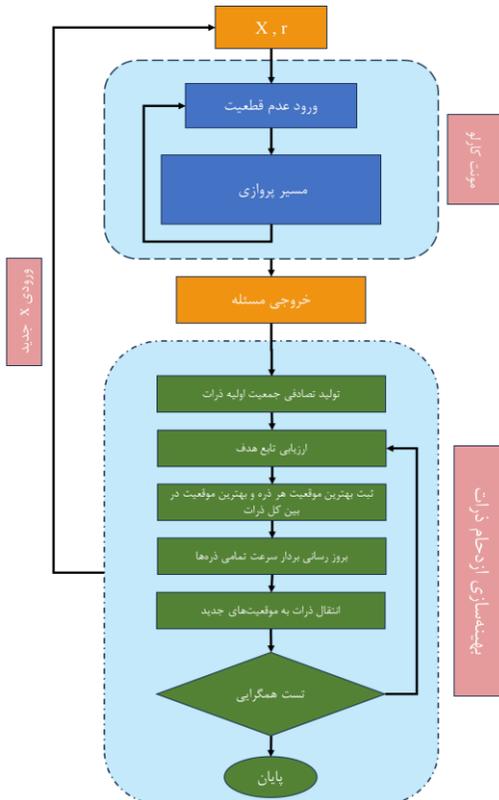
در مسئله بهینه‌سازی طراحی مقاوم مسیر یک طبقه‌ی فوقانی پرتابگر، ابتدا فرمول‌بندی ارائه شده برای مدلسازی مسئله استفاده گردید. و برای بهینه‌سازی مسئله از دو الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات و الگوریتم ژنتیک استفاده گردید. پیچیدگی مسئله از یک طرف و همچنین اجرای مونت‌کارلو بار محاسباتی را بشدت افزایش می‌دادند، به طوریکه برای اجرای روند بهینه‌سازی طراحی مقاوم نیاز به زمان بسیار طولانی برای اجرای مداوم داشت، مونت‌کارلوی مورد نیاز برای محاسبه میانگین و انحراف استاندارد تابع هدف و قیود یکی از منابع اصلی افزایش بار محاسباتی است، از اینرو روند اجرای بهینه‌سازی را به شدت کند می‌کند (در اینجا تعداد تکرارهای مونت‌کارلو برابر ۳۰۰ در نظر گرفته شده است). هر دو نوع قیود ذکر شده به علاوه میانگین و انحراف استاندارد پارامترهای مورد نیاز برای پیاده‌سازی روش بهینه‌سازی طراحی مقاوم بعد از نرمال‌سازی با استفاده از روش تابع پنالتی در یک تابع هدف جای می‌گیرند.

شکل ۲ بلوک دیاگرام بهینه‌سازی طراحی مقاوم مسیر را با استفاده از روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک نشان می‌دهد.



شکل ۲- بلوک دیاگرام بهینه‌سازی طراحی مقاوم مسیر با روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک

شکل ۳ بلوک دیاگرام بهینه‌سازی طراحی مقاوم مسیر را با استفاده از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات نشان می‌دهد.



شکل ۳- بلوک دیاگرام بهینه‌سازی طراحی مقاوم مسیر با روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات

۱۲. شبیه سازی

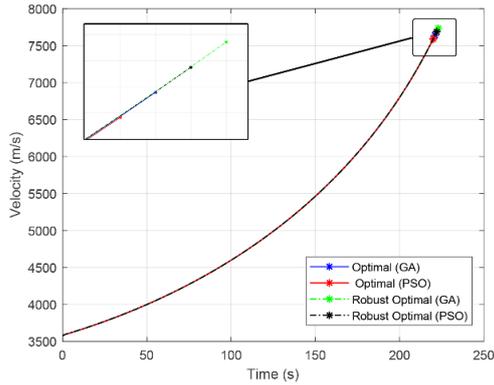
پس از پیاده سازی و شبیه سازی بهینه ی معین و بهینه ی مقاوم مسیر پروازی طبقه ی فوقانی یک پرتابگر با دو روش بهینه سازی الگوریتم ژنتیک و ازدحام ذرات نتایج حاصل از شبیه سازی، بصورت جدول ۳ ارائه گردیده است. مطابق با شکل های ۵ تا ۱۰، مشاهده می شود که در هر چهار رویکرد بهینه ی معین و بهینه ی مقاوم، طبقه ی فوقانی پرتابگر به مدار مورد نظر با پارامترهای مشخص رسیده است.

با انجام طراحی مقاوم و شبیه سازی در حضور عدم قطعیت ها باعث می شود تا هزینه ای در مسئله ی بهینه سازی ایجاد شود، بدین صورت که میزان جرم مصرفی سوخت پرتابگر در بهینه سازی مقاوم بیشتر از بهینه ی معین باشد همچنین زمان پروازی نیز در بهینه ی مقاوم بیشتر می شود که این مقایسه بصورت جدول ۳ آورده شده.

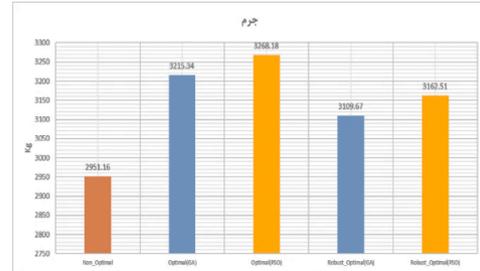
جدول ۳- پارامترهای نهایی با روش های مختلف شبیه سازی، بهینه ی معین و بهینه ی مقاوم

پارامترها	مسیر پایه غیر بهینه	بهینه ی معین (الگوریتم ژنتیک)	بهینه ی معین (ازدحام ذرات)	بهینه ی مقاوم (الگوریتم ژنتیک)	بهینه ی مقاوم (ازدحام ذرات)
زمان (sec)	۲۲۶.۸۴۹۱	۲۱۹.۹۲۴۵	۲۲۰	۲۲۱.۹۸۹۱	۲۲۱.۶۴۹۱
زاویه فراز اولیه (Deg)	۲۲.۰۵	۲۲.۵۰۰۱	۲۱.۴	۲۱.۱۵	۲۱.۲۲
جرم (Kg)	۲۹۵۱.۱۶	۳۲۱۵.۳۴	۳۲۶۸.۱۸	۳۱۰۹.۶۷	۳۱۶۲.۵۱
زمان انجام محاسبات (sec)	۰.۰۸۲۷۴۵	۸.۰۲۱۲	۹.۲۵۲۱	۲۶۸.۱۸۹۸	۴۴۷.۸۲۶۸

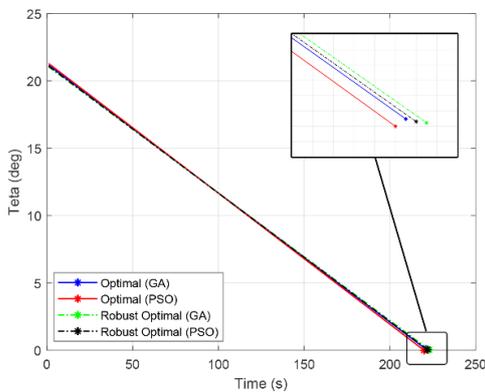
شکل ۴ و شکل ۵ مقایسه‌ای از جرم نهایی بدست آمده از روش‌های بهینه‌سازی را برای هرکدام از روش‌های بهینه معین و بهینه مقاوم با برنامه بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک و ازدحام ذرات نشان می‌دهد.



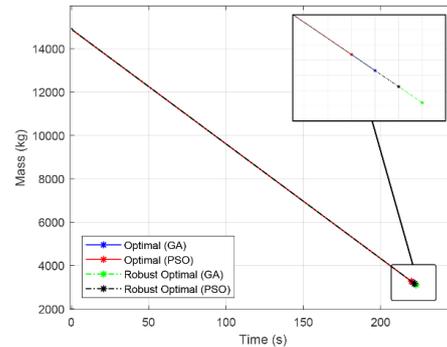
شکل ۷- نمودار سرعت نهایی در بهینه معین و بهینه مقاوم



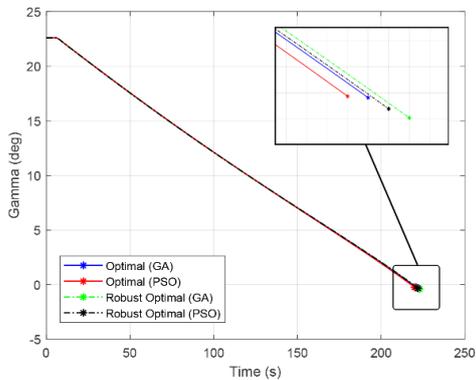
شکل ۸- مقایسه جرم نهایی بدست آمده از روش‌های مختلف بهینه‌سازی



شکل ۹- زاویه‌ی فراز در بهینه معین و بهینه مقاوم

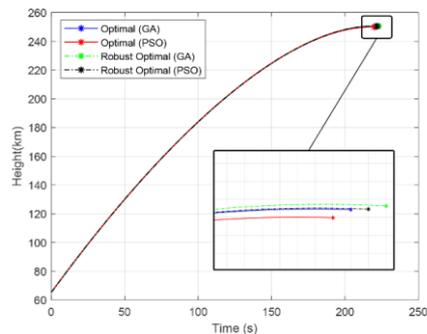


شکل ۱۰- جرم نهایی با رویکردهای بهینه معین و بهینه مقاوم



شکل ۱۱- زاویه‌ی مسیر در بهینه معین و بهینه مقاوم

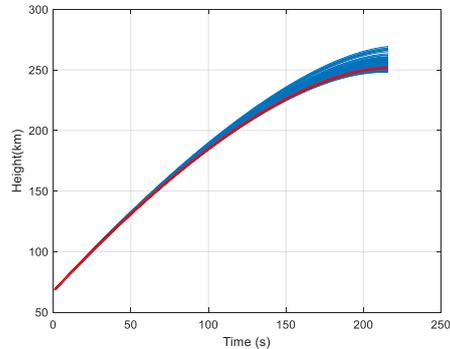
شکل‌های ۶ تا ۹ نمودارهای مقایسه‌ای دو رویکرد بهینه معین و بهینه مقاوم برای پارامترهای ارتفاع، سرعت مداری، تغییرات زاویه‌ی فراز و تغییرات زاویه‌ی مسیر می‌باشد.



شکل ۱۲- ارتفاع بهینه معین و بهینه مقاوم

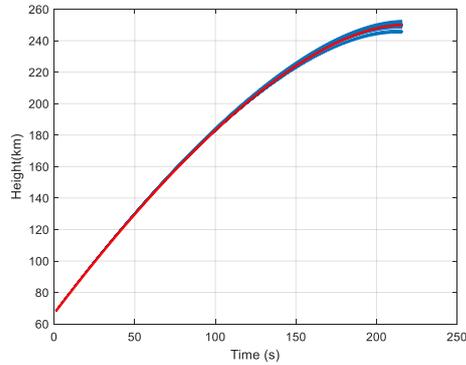
جهت نشان دادن تاثیر نامعینی‌هایی که در ورودی‌های مسئله بصورت جدول ۲ وارد شده، و تحلیل نتایج آن بر روی مسیر بهینه معین، شبیه‌سازی مونت کارلو انجام می‌شود. نهایتاً نتایج بصورت شکل‌های ۱۰ تا ۱۲ برای ارتفاع، سرعت و زاویه مسیر بدست آمده. میزان انحراف

استاندارد ارتفاع نهایی نزدیک به ۲۲ کیلومتر است که برای جبران این ارتفاع نیاز به انرژی بسیار زیاد می‌باشد.

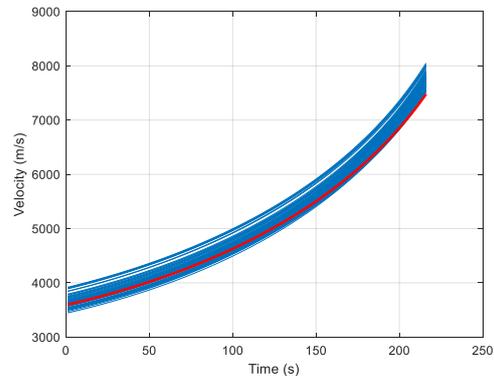


شکل ۱۰- تاثیر عدم قطعیت در ارتفاع طبقه نهایی پرتابگر با طراحی بهینه معین

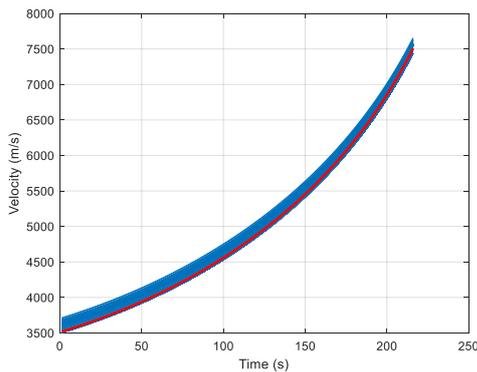
هدف ارائه شده در رابطه ۱۴ و اجرای تحلیل عدم قطعیت به وسیله‌ی شبیه‌سازی مونت کارلو بصورت شکل‌های ۱۳ تا ۱۵ است. که میزان انحراف استاندارد ارتفاع نهایی نزدیک به ۵ کیلومتر است.



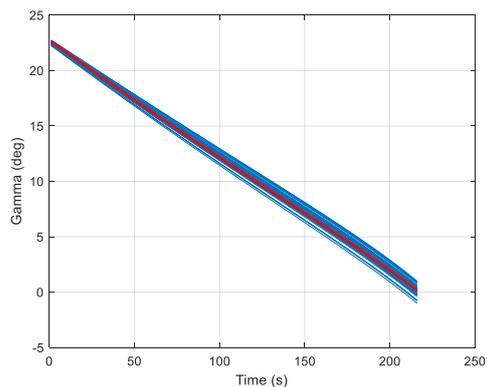
شکل ۱۳- تاثیر عدم قطعیت در ارتفاع طبقه نهایی پرتابگر با طراحی بهینه معین



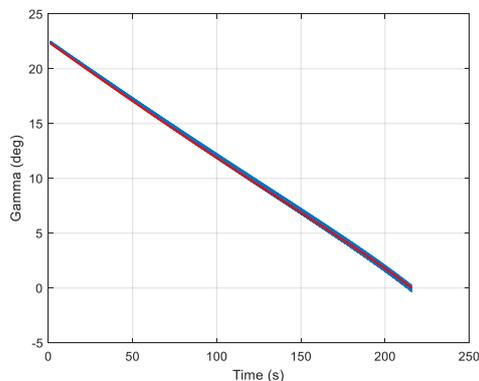
شکل ۱۱- تاثیر عدم قطعیت در سرعت طبقه نهایی پرتابگر با طراحی بهینه معین



شکل ۱۴- تاثیر عدم قطعیت در سرعت طبقه نهایی پرتابگر با طراحی بهینه معین



شکل ۱۲- تاثیر عدم قطعیت در زاویه مسیر طبقه نهایی پرتابگر با طراحی بهینه معین



شکل ۱۵- تاثیر عدم قطعیت در زاویه مسیر طبقه نهایی پرتابگر با طراحی بهینه معین

مطابق با شکل‌های ۱۰ تا ۱۵ می‌توان تاثیر طراحی بهینه مقاوم را با توجه به تحلیل

پس از انجام طراحی بهینه مقاوم مسیر پرتابگر مطابق دیاگرام شکل ۲ و ۳، تاثیر عدم قطعیت این بار بر روی مسیر طراحی مقاوم با تکیه بر تابع

مونت کارلو مشاهده نمود، همچنین این تاثیر را در جدول های ۴ و ۵ می توان دید به این صورت که میزان انحراف از معیار در بهینه‌ی معین برای پارامتر ارتفاع برابر با ۲۲ کیلومتر و برای سرعت مداری برابر با ۸۰۰ متر بر ثانیه و برای زاویه‌ی مسیر برابر با ۲۰۳ درجه می باشد، همچنین این میزان انحراف از معیار در بهینه‌ی مقاوم برای پارامتر ارتفاع برابر با ۵ کیلومتر و برای سرعت مداری برابر با ۱۵۰ متر بر ثانیه و برای زاویه‌ی مسیر برابر با ۰۱۷ درجه می باشد.

جدول ۴- مقدار انحراف از معیار در تحلیل عدم قطعیت بر روی بهینه‌ی معین

پارامترها	$3\sigma_h^{opt}$	$3\sigma_v^{opt}$	$3\sigma_\gamma^{opt}$
مقدار	۲۲ Km	۸۰۰ m/s	۲۰۳ Deg

جدول ۵- مقدار انحراف از معیار در تحلیل عدم قطعیت بر روی بهینه‌ی مقاوم

پارامترها	$3\sigma_h^{Robust}$	$3\sigma_v^{Robust}$	$3\sigma_\gamma^{Robust}$
مقدار	۵ Km	۲۵۰ m/s	۰۱۷ Deg

لذا مقاوم بودن مسیر بهینه باعث شده تا خطای ارتفاع نزدیک به ۱۷ کیلومتر و خطا در سرعت مداری ۶۵۰ متر بر ثانیه و همچنین این خطا در زاویه‌ی مسیر ۱۰۸۶ درجه کاهش پیدا کند.

در آخر درستی عملکرد الگوریتم طراحی مقاوم با توجه به نتایج تحلیل مونت کارلو و جداول ۴ و ۵، نشان داده شده است.

۱۳. جمع بندی و نتیجه گیری

در این مقاله، با هدف مقاوم سازی طراحی مسیر طبقه‌ی فوقانی یک پرتابگر، به بهینه‌سازی با دو الگوریتم قدرتمند ازدحام ذرات و الگوریتم ژنتیک پرداخته شده است. همچنین بر پایه شبیه‌سازی

سه‌درجه آزادی، به بهینه‌سازی برنامه فراز و مقاوم نمودن مسیر طبقه‌ی فوقانی پرتابگر نسبت به نامعینی‌های موجود مبادرت گردید.

البته روش تحلیل مونت کارلو که مورد استفاده قرار گرفته علی‌رغم اینکه از روش رایج موجود در تحلیل عدم قطعیت است، اما بار محاسباتی نسبتاً زیادی را می طلبد. با مشاهده بار محاسباتی زیاد حل مسئله بهینه‌سازی طراحی مقاوم مسیر طبقه‌ی فوقانی، تعداد مراحل مونت کارلو تا حد ممکن کاهش یافت، به این صورت که در تکرار ۳۰۰ تایی برنامه اجرا شده و در صورت عدم ارضای قیود بهینه‌سازی مجدد برنامه اجرا شده تا شرط توقف بهینه‌سازی تامین شود.

نتایج حاصل از پنج روش شبیه‌سازی نشان داد که الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات مدت زمان بیشتری برای انجام محاسبات و ارائه‌ی نتایج نسبت به الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک دارد، اما جدول ۳ نشان داد که جواب‌های بدست آمده از الگوریتم ازدحام ذرات از دقت بیشتری برخوردارند و جواب بهینه‌ی بهتری را توانسته‌اند که ارائه دهند.

همچنین نتایج نشان داد که دست یافتن به یک حل بهینه مقاوم برای طراحی مسیر طبقه‌ی فوقانی یک پرتابگر باعث می شود تا سیستم بخوبی در مقابل عدم قطعیت‌های پارامتریک ناشی از منابع مختلف از خودمقاوم بودن نشان دهد و مسیر قابل اتکایی را برای اجرای عملیات واقعی ارائه دهد. به اینصورت که میزان انحراف از معیار در بهینه‌ی معین برای ارتفاع برابر با ۲۲ کیلومتر و برای سرعت مداری برابر با ۸۰۰ متر بر ثانیه و برای زاویه‌ی مسیر برابر با ۲۰۳ درجه می باشد، همچنین این میزان انحراف از معیار در بهینه‌ی



- practical risk analyses. Risk Analysis 1994; 14(5): 713-730
- [6] Youn BD, Wang P. Bayesian reliability based design optimization under both aleatory and epistemic uncertainties. In: JJth AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Portsmouth, Virginia, 2006; A1AA-2006-692S.
- [7] Hosseini, Majid, Alireza Toloie, Mehran Nosratollahi, and Amir Adami. "Multidisciplinary design optimization of an expendable launch vehicle." In Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies-RAST2011, pp. 702-707. IEEE, 2011.
- [8] Zardashti R, Jafari M, Hosseini SM, Arani SAS (2020) Robust Optimum Trajectory Design of a Satellite Launch Vehicle in the Presence of Uncertainties. J Aerosp Tecnol Manag, 12 e3520. <https://doi.org/10.5028/jatm.v12.1176>
- [9] Yager R, Kacprzy KJ, Fedrizzi M. Advances in the Dempster-Shafer theory of evidence. New York: John Wiley and Sons, 1994
- [10] Sentz K, Ferson S. Combination of evidence in Dempster-Shafer theory. SAND2002-0835, Sandia National Laboratories, 2002
- [11] Bataleblu, A. A., Roshanian, J., Ebrahimi, M., "Robust Design Optimization of a Launch Vehicle with Liquid Fuel", MS.c Thesis, Tehran, 2011. (In Persian)
- [12] Liu, X., Lu P., "Robust Trajectory Optimization for Highly Constrained Rendezvous and Proximity Operations", AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference, <https://doi.org/10.2514/6.2013-4720> 2013.
- [13] Ricardo M. P., "Robust and Reliability-Based Design Optimization Framework for Wing Design", AIAA Journal, <https://doi.org/10.2514/1.J052161>, Vol. 52, No. 4, 2014.
- [14] Okada M., "Robust Trajectory Design for Object Throwing based on Sensitivity for Model Uncertainties", IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), DOI: 10.1109/ICRA.2015.7139623, 2015.
- [15] Shi, Yayun, Qinsheng Lan, Xiayu Lan, Jianhui Wu, Tihao Yang, and Bo Wang. "Robust optimization design of a flying wing using adjoint and uncertainty-based aerodynamic optimization approach." Structural and Multidisciplinary Optimization 66, no. 5 (2023): 110.
- [16] Luo, Y., Yang, Z., "A review of

مقاوم برای پارامتر ارتفاع برابر با ۵ کیلومتر و برای سرعت مداری برابر با ۱۵۰ متر بر ثانیه و برای زاویه‌ی مسیر برابر با ۰.۱۷ درجه می‌باشد. لذا مقاوم بودن مسیر بهینه باعث شده تا خطای ارتفاع نزدیک به ۷۷ درصد و خطا در سرعت مداری ۶۸ درصد و همچنین این خطا در زاویه‌ی مسیر نزدیک به ۹۰ درصد در حضور عدم قطعیت‌ها بهبود پیدا کند.

گرچه این موضوع نیز باید در نظر گرفته شود که این بهبودها در پارامترهای مطرح شده باعث بروز معایبی از جمله مصرف سوخت بیشتر و زمان سوزش بیشتر طبقه‌ی فوقانی پرتابگر در بهینه‌ی مقاوم نسبت به بهینه‌ی معین شده اما بدیهی است که در واقعیت عملاً بهینه‌ی معین به دلیل در نظر نگرفتن عدم قطعیت‌ها و نامعینی‌های مختلف قابلیت اجرایی ندارد اما طراحی بهینه‌ی مقاوم، نه تنها قابلیت عملیاتی شدن را دارد بلکه بار کاری سیستم کنترل برای ردگیری مسیر و غلبه بر نامعینی‌ها را کاهش می‌دهد.

۱۴. مراجع

- [1] M. A. wazed, shamsuddin Ahmed and nukman yusoff, "uncertainty factors in real manufacturing environment", Australian journal of basic and applied sciences, 342-351, 2009.
- [2] Wen Yao, Xiaoqian Chen, WencaiLuo, Michelvan Tooren, Jian Guo, "Review of uncertainty-based multidisciplinary design optimization methods for aerospace vehicles", 2011.
- [3] Padmanabhan D. Reliability-based optimization for multidisciplinary Systemdesign, Ph.D. Dissrtation, University of Notre Dame, 2003.
- [4] Haimes YY, Barry T, Lambert JH. When and how can you specify a probability distribution when you don't know much? Risk Analysis 1994; 14(5): 661-706
- [5] Hattisl D, Bumiaste DE. Assessment of variability and uncertainty distributions for



- [26] Shaver, A., Hull, D. G., "Advanced Launch System Trajectory Optimization Using Suboptimal Control", AIAA GNC Conference, 1990.
- [27] Rostami, R. H., Toloei, A., "Mid-course Trajectory Design of a Ground-to-Air Missile using GA and PSO", MS.c Thesis, Tehran, 2015.(In Persian)
- uncertainty propagation in orbital mechanics", Elsevier- J. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 89 , pp. 23-39, 2017.
- [17] Su, Z., Wang, H., "A novel robust hybrid gravitational search algorithm for reusable launch vehicle approach and landing trajectory optimization", Elsevier Neurocomputing, Vol. 162, No. 25, pp. 116-127, 2015.
- [18] Michael J. Grant. "Rapid, Robust Trajectory Design Using Indirect Optimization Methods", Elsevier 2016
- [19] Qiang Xue, Haibin Duan. "Robust Attitude Control for Reusable Launch Vehicles Based on Fractional Calculus and Pigeon-inspired Optimization", IEEE/CAA JOURNAL OF AUTOMATICA SINICA, Vol. 4, No. 1, 2017.
- [20] Mirshams, Mehran, Jafar Roshanian, Sajjad Yadegari Dehkordi, and Ali Asghar Bataleblu. "Launch vehicle collaborative robust optimal design with multiobjective aspect and uncertainties." Modares Mechanical Engineering 15, no. 11 (2016): 339-350.
- [21] Selim, Akan, and I. Ozkol. "Multi-phase Robust Optimization of a Hybrid Guidance Architecture for Launch Vehicles." In 10th European Conference for Aeronautics And Space Sciences (EUCASS). 2023.
- [22] Roshanian J, Bataleblu AA, Ebrahimi M. "Robust Design Optimization of a Launch Vehicle in Presence of Parametric Uncertainties". 2013 (in Persian)
- [23] Ansaripour, Mohammadreza and Karimi, Jalal and Jamilnia, Reza and Adami, Amirhossein, 2019, "Designing the optimal ascending Trajectory of the launch Vehicle using the direct launch method", the 6th National Conference on Applied Research in Electrical, Mechanical and Mechatronic Engineering, Tehran(In Persian).
- [24] Zipfel, P. H., "Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics-American Institute of Aeronautics and Astronautics", AIAA education series, 2007.
- [25] Adami, Amirhossein, Mahdi Mortazavi, and Mehran Nosratollahi. "A New Approach to Multidisciplinary Design Optimization of Solid Propulsion System Including Heat Transfer and Ablative Cooling." Journal of Aerospace Technology and Management 9 (2017): 71-82.

