

طراحی مسیر بهینه مقاوم یک ماهواره بر با روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات

رضا زردشتی*، سیدعلی سعادتدار آرانی و سیدمجید حسینی

دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

(دریافت مقاله: ۱۳۹۹/۱۱/۶ - دریافت نسخه نهایی: ۱۴۰۰/۶/۷)

چکیده- در این مقاله، یک روش بهینه‌سازی مقاوم برای حل مسئله طراحی مسیر ماهواره بر در حضور عدم قطعیت‌ها با استفاده از الگوریتم قدرتمند بهینه‌سازی ازدحام ذرات (PSO)^۱ توسعه داده شده است. با توجه به وجود عدم قطعیت‌هایی چون نامعینی در مقادیر واقعی ضرایب آیرودینامیکی، نیروی تراست موتور و جرم در مرحله صعود یک ماهواره بر، دستیابی به مسیر بهینه‌ای که نسبت به این عدم قطعیت‌ها مقاوم باشد حائز اهمیت است، چراکه منجر به بهبود عملکرد پروازی، کاهش بار کاری سیستم هدایت-کنترل و افزایش قابلیت اطمینان ماهواره بر می‌شود. لذا برای این منظور، ابتدا مسئله بهینه‌سازی با بکارگیری معیار حداکثرسازی جرم محموله به عنوان تابع هزینه و معادلات حرکت سه بعدی به عنوان قیود حاکم بر مسئله در نظر گرفته شده است. سپس با اضافه کردن پارامترهای میانگین و انحراف استاندارد عدم قطعیت‌ها، مدل بهینه‌ساز مقاوم توسعه یافته و از الگوریتم مذکور جهت بهینه‌سازی عددی مدل مزبور استفاده شده است. همچنین به منظور تحلیل نتایج عدم قطعیت‌ها و بازخورد مستمر آن به مدل بهینه‌ساز، از دیدگاه مونت کارلو استفاده شده است. در نهایت مسیر بهینه‌ای به دست آمده که نسبت به عدم قطعیت‌های مزبور، مقاوم است. نتایج شبیه‌سازی حاصله، صحت این ادعا را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: بهینه‌سازی مقاوم، طراحی مسیر، عدم قطعیت، الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات، ماهواره بر.

Robust Optimal Trajectory Design of a Launch Vehicle Using Particle Swarm Optimization

R. Zardashti*, S. A. Saadatdar Arani and S. M. Hosseini

Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

Abstract: In this paper, a robust optimization method is developed to solve the Satellite Launch Vehicle (SLV) trajectory design problem in the presence of uncertainties using a powerful Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm. Given the uncertainties such as uncertainties in the actual values of aerodynamic coefficients, engine thrust, and mass in the ascent phase of a SLV, it is important to achieve an optimal trajectory that is robust to these uncertainties; because it improves the flight performance, reduces the workload of the guidance-control system, and increases the reliability of the satellite. For this purpose,

* : مسئول مکاتبات، پست الکترونیکی: rezazardashti@mut.ac.ir

first the optimization problem is considered by using the criterion of minimizing the flight time of the SLV as a cost function, and three-dimensional equations of motion as constraints governing the problem. Then, by adding the mean parameters and the standard deviation of uncertainties in the cost function, a robust optimizer model is developed and the algorithm is used to numerically optimize the model. Monte Carlo's perspective has also been used to analyze the results of uncertainties and their continuous feedback to the optimization model. Finally, the optimal trajectory is obtained that is robust to the uncertainties. The resulting simulation results show the accuracy of this claim.

Keywords: Robust optimization, Trajectory design, Uncertainty, Particle swarm optimization algorithm, Satellite launch vehicle.

فهرست علائم

λ	طول جغرافیایی (deg)	ψ	زاویه هدینگ (deg)
φ	عرض جغرافیایی (deg)	μ	زاویه غلت (deg)
V	سرعت (m/s)	ω	سرعت زاویه ای زمین (deg/s)
h	ارتفاع پروازی (km)	r	فاصله ماهواره بر از مرکز زمین (m)
α	زاویه حمله (deg)	T	تراست موتور (N)
γ	زاویه مسیر پروازی (deg)	I_{sp}	ضربه مخصوص موتور (kg/(N·s))
g_0	شتاب جاذبه در سطح دریا	m	جرم ماهواره بر (kg)
L	نیروهای برآ (N)	D	نیروی پسا (N)
t_0	مدت زمان پرواز عمودی ماهواره بر در ابتدای مسیر (s)	t_1	مدت زمان سوزش مرحله اول (s)
θ_1	زاویه فراز میانی (deg)	α_{max}	حداکثر مقدار مجاز زاویه حمله (deg)
a	ثابت زمانی تغییرات زاویه حمله (s)	T_{Vacc}	تراست موتور در شرایط خلاء (N)
A_e	سطح مقطع نازل (Cm)	P	فشار خروجی (pa)
$\dot{m}_p$	نرخ جرم پیشران (kg/s)	CD	ضریب آیرودینامیکی نیروی پسا
CL	ضریب آیرودینامیکی نیروی برا	J_2	ضریب هامونیک دوم مدل ریاضی جاذبه ناشی از غیرکروی بودن و پخی بودن زمین
μ_{end}	مقدار میانگین	σ_{end}	انحراف استاندارد

۱- مقدمه

منظور از بهینه‌سازی یک سامانه، کمینه یا بیشینه کردن تابع معیار یا عملکرد آن سامانه است به گونه‌ای که در نهایت منجر به بهبود کارایی آن شود. سامانه‌های هوافضایی در اندازه‌های کاربردی و عملی خود به قدری بزرگ هستند که نمی‌توان جواب بهینه آنها را به روش‌های تحلیلی در مدت زمان قابل قبول به دست آورد. بنابراین چاره‌ای نیست که به جواب‌های زیر بهینه حاصل از روش‌های عددی بسنده کرد به گونه‌ای که دارای کیفیت قابل پذیرش بوده و در مدت زمان قابل قبولی

به دست آیند [۱].

موشک حامل ماهواره، یا ماهواره‌بر، یکی از این سامانه‌های هوافضایی است که فرآیند نسبتاً پیچیده‌ای را در مراحل پروازی خود می‌گذراند. از مهمترین مسائل مطرح در ماهواره‌برها، مسئله دقت در رسیدن به ارتفاع مداری ماهواره و روانه‌سازی آن با دقت موردنظر است. چراکه در صورت عدم احراز ارتفاع مداری موردنظر، تأثیر مستقیمی بر عمر خدمتی ماهواره و در نتیجه انجام مأموریت آن خواهد گذاشت. لذا هدایت و کنترل مناسب مراحل پروازی یک ماهواره‌بر از اهمیت

می‌تواند از خود سیستم وسیله هوافضایی و یا از محیط و شرایط عملیاتی ناشی شوند. عدم قطعیت می‌تواند توسط خطاهای مربوط به خود مدل و یا ورودی‌های مدل ایجاد شود. یکی از چالش‌های سیستم‌های هوافضایی، گسترش و تراکم عدم قطعیت است، که روی همخوانی خروجی‌ها تأثیر می‌گذارد. همچنین در صورت بی‌توجهی به عدم قطعیت‌های موجود در یک سیستم هوافضایی، محصول با افزایش فشار روی پاسخ‌های دینامیکی مواجه خواهد شد [۳].

یک راه مقاوم بودن در مقابل عدم قطعیت‌ها به‌کار گرفتن مقادیری از ضرایب اطمینان است که به‌طور ایده‌آل اعمال خواهند شد. 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، درحالی‌که با ضریب اطمینان کوچک‌تر قابلیت اطمینان سیستم نمی‌تواند تضمین شود. علاوه‌بر این، تجارب قبلی در مورد ضریب اطمینان ممکن است برای ساختارهای موجود نامناسب یا منسوخ باشد و بنابراین منجر به خطراتی بالقوه می‌شود. از این‌رو روش‌های سنتی برخورد با عدم قطعیت‌ها برای اینکه بخواهند از نظر اقتصادی قابلیت اطمینان، مقاومت 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 به‌طور سیستماتیک و عقلانی از عهده عدم قطعیت‌ها در حین طراحی برآیند [۳].

با توجه به اهمیت عدم قطعیت در طراحی، باید روش‌هایی را که می‌توان به‌وسیله آن اثر عدم قطعیت را کاهش داد شناخت و به‌کاربرد. در میان رویکردهای مواجهه با عدم قطعیت، رویکرد مقاوم یک رویکرد مدرن و در عین حال مؤثر است. پس از به‌وجود آمدن مبانی اولیه این رویکرد، پژوهش‌هایی در این خصوص صورت گرفته و مقالاتی نیز از تئوری و کاربرد آن به چاپ رسیده است، که باعث ورود این رویکرد در بسیاری از

خاصی برخوردار بوده و در این میان، در نظر داشتن همه عوامل پیش‌بینی شده و غیرقابل پیش‌بینی همچون عدم قطعیت‌ها در این مراحل، بسیار مهم است.

از طرف دیگر، عدم قطعیت و نایقینی جزء لاینفک مسائل مهندسی است. در بسیاری از مسائل، پیش‌بینی دقیق پارامترها و عوامل مؤثر بر مسئله امکان‌پذیر نیست و در بهترین حالت تنها تخمینی از آنها موجود است. اصطلاح عدم قطعیت مفهوم شفافی است که برای بیان احتمال اینکه فرضیاتی که برای سیستم در حین طراحی در نظر گرفته شده‌اند نادرست هستند و نیز حضور واقعیت‌هایی کاملاً ناشناخته که ممکن است روی عملکرد آینده یک محصول یا سیستم و موفقیت انجام ماموریت آن تأثیرگذار باشند، به‌کار گرفته شده است [۲].

تعریفی از عدم قطعیت به این صورت است که بر طبق آن "ناکافی بودن دانش (چه در اطلاعات و چه در مفاهیم) موجب متفاوت بودن مدل پیش‌بینی شده با واقعی می‌شود". بر این اساس می‌توان در یک مدل، عدم قطعیت در سیستم‌های هوافضایی را به "ورودی"، "پارامترهای مدل‌سازی"، "اندازه‌گیری" و "عملیاتی/محیطی" تقسیم‌بندی کرده‌اند.

عدم قطعیت "ورودی" هنگامی اتفاق می‌افتد که الزامات تعیین یک مسئله طراحی غیر دقیق، مبهم و یا تعریف نشده باشند. عدم قطعیت "پارامترهای مدل" به خطای موجود در تمام مدل‌های ریاضی که برای توصیف سیستم‌های فیزیکی به‌کار برده می‌شوند، مربوط می‌شود.

با عدم قطعیت "اندازه‌گیری" هنگامی که خروجی مورد نظر به‌طور کامل از طریق مدل ریاضی محاسبه نمی‌شود، مواجه می‌گردیم. نهایتاً عدم قطعیت "عملیاتی/محیطی" ناشی از اغتشاشات خارجی ناشناخته/غیرقابل کنترل است.

در بسیاری از موارد عدم توجه به این عوامل غیرقطعی می‌تواند هزینه‌های سنگینی به سیستم‌ها وارد کند و در برخی حالات حتی باعث از بین رفتن ارزش راه حل‌های ارائه شده شود. در دنیای واقعی، به‌طور ذاتی مقدار زیادی عدم قطعیت در طول دوران کاری یک وسیله وجود دارد که به‌عنوان مثال

رشته‌ها مانند مهندسی هوافضا، برق، صنایع، عمران، مدیریت، و ... شده است.

اولین گام‌ها در مورد بهینه‌سازی مقاوم منجر به ارائه مدلی شد که در آن جوابی ممکن برای تمامی داده‌های متعلق به یک مجموعه محدب ساخته شود؛ ولی مدل ارائه شده به دلیل زیاده‌روی در محتاطانه عمل کردن با جواب بهینه اسمی فاصله‌ای زیاد داشت. سپس یک مهندس ژاپنی بود که ایده جدیدی جهت بهبود کیفیت ارائه کرد که منجر به روش طراحی پارامتر جدیدی جهت کاهش واریانس در محصولات و فرایندها شد [۱].

در گام بعدی جهت توسعه بهینه‌سازی مقاوم مدل بتال و نمیروسکی و به طور مستقل از آن مدل ال-قائویی و همکارانش ارائه شد [۱]. مدل آنها دارای دو مشکل بود اول اینکه سختی محاسباتی مسئله را افزایش می‌داد و دوم اینکه هیچ تضمین احتمالی جهت شدنی بودن مسئله ارائه نمی‌کرد. چهارچوب کاری مدل بتال و نمیروسکی غیرخطی بود.

مطابق مرجع [۲] در این مسئله رویکردی ارائه شد که در آن تعاملی بین بهینگی و مقاومت وجود داشت. این مدل یک مدل خطی است که به تعدیل سطح محافظه‌کاری جواب مقاوم می‌پردازد. از ویژگی‌های این مدل می‌توان به خطی بودن و همچنین قابلیت کنترل محافظه‌کاری جواب‌های مقاوم به کمک پارامتری به عنوان هزینه مقاومت اشاره کرد.

مراجع [۴] و [۵] نیز اشاره به مقالاتی در زمینه مسأله بهینه‌سازی مقاوم که توسط کخ^۲ و مارویس^۳ منتشر شدند دارد. در مرجع [۶] نیز بحث قابلیت اطمینان در طراحی در مواجهه با عدم قطعیت‌ها را مطرح کرد. در ادامه مطابق با مرجع [۷] پژوهشگران کارهای قبلی خود و سایر پژوهشگران قبلی را در زمینه تلفیق MDO با طراحی مقاوم تکمیل کردند و روشی به نام تحلیل عدم قطعیت یکپارچه زیر سیستم اصلاح شده (MCSSUA)^۴ را معرفی کردند که بهبود یافته کارهای قبلی یعنی تحلیل عدم قطعیت یکپارچه زیر سیستم (CUSSA)^۵ بود.

مرجع [۸] فرمول‌بندی و الگوریتمی برای بهینه‌سازی

طراحی تحت هر دو نوع عدم قطعیت، شانس^۶ (یعنی، تغییرپذیری فیزیکی یا طبیعی) و شناختی^۷ (یعنی، اطلاعات احتمالی غیردقیق)، از منظر مقاومت سیستم، پیشنهاد می‌کند. در این مقاله یک روش مجزا ارائه شده تا طراحی بر مبنای مقاومت را از تحلیل متغیرهای شناختی غیر طراحی برای رسیدن به کارایی محاسباتی جدا کند. همچنین مطابق با موضوعات ارائه شده در مرجع [۲] در واقع یک جمع‌بندی کامل از تمام کارهایی است که تاکنون در این زمینه انجام شده است و آن با عنوان مروری بر روش‌های بهینه‌سازی طراحی تحت عدم قطعیت برای وسایل هوافضایی ارائه شده است.

در مرجع [۹] پایان نامه‌ای با عنوان بهینه‌سازی طراحی مقاوم یک ماهواره بر سوخت مایع با احتساب عدم قطعیت را ارائه دادند که در آن به بیان مسئله بهینه‌سازی چند هدفی با روش‌های بهینه‌سازی سیمپلکس و انجماد شبیه‌سازی، به منظور کاهش جرم ماهواره بر مورد نظر با احتساب وجود عدم قطعیت پرداخته‌اند.

مرجع [۱۰] مقاله‌ای است که فرمول‌بندی و الگوریتمی برای تولید مسیرهای محدود بهینه برای ملاقات در یک مدار دلخواه، ارائه می‌دهد.

مرجع [۱۱] کوششی است برای طراحی بال است، که یک مدل برای تحلیل همزمان، قابلیت اطمینان و محاسبه قابلیت اطمینان در هواپیما را ارائه می‌دهد. در این مقاله بهینه‌سازی طراحی مقاوم و بهینه‌سازی طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان ترکیب می‌شوند تا فرمولاسیونی را معرفی شود، که راه اندازی مشکلات بهینه‌سازی را ساده می‌کند و هدف آن جلوگیری از قابل پیش‌بینی است.

مرجع [۱۲] به طراحی یک مسیر مقاوم برای یک پرتابه پرداخته است و با روش مونت کارلو، اثر بخشی روش پیشنهادی را ارزیابی کرده است.

مرجع [۱۳] نیز به بهینه‌سازی مسیر با رویکرد مقاوم، برای فاز بازگشت یک حامل فضایی قابل استفاده مجدد، پرداخته است.

مرجع [۱۴] به بررسی انتشار عدم قطعیت مداری پرداخته است و از روش‌هایی مثل مونت کارلو و همچنین مدل‌های خطی در شبیه‌سازی آن استفاده کرده است. همچنین در مرجع [۱۵] روشی ارائه کرده است، که آن بدترین سناریو مربوط به هر پراکندگی مدل ضبط می‌شود و با توجه عدم نیاز به انتشار اطلاعات آماری، ابعاد مسئله طراحی کاهش می‌یابد.

مرجع [۱۶] روشی برای کنترل مقاوم وضعیت برای حامل فضایی قابل استفاده مجدد برای فاز برگشت بر اساس حساب کسری^۸ و بهینه‌سازی الهام گرفته از رفتار کبوتران^۹ ارائه کرده است. این مقاله، از آخرین مقالات در دسترس در زمینه بهینه‌سازی طراحی مسیر تحت عدم قطعیت هستند.

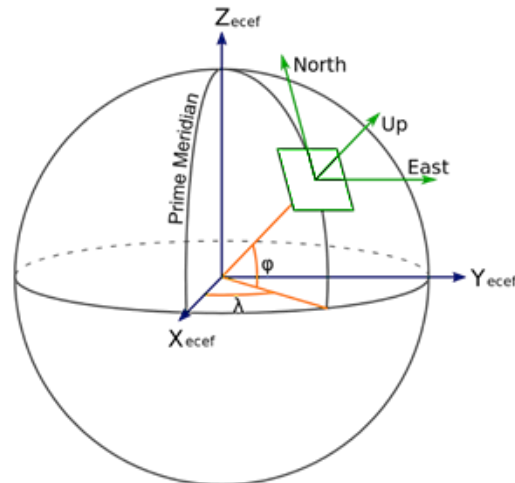
محاسبه یک مسیر بهینه، یکی از بخش‌های مهم طراحی ماهواره‌بر است که چنانچه با ملاحظه عدم قطعیت‌ها طراحی شود، باعث بهبود قابلیت اطمینان، ایمنی و هزینه عملیاتی ماهواره‌بر می‌شود. در مرجع [۱۷] از روش‌های هوشمند برای کم کردن بار محاسباتی طراحی مسیر بهینه در حضور عدم قطعیت استفاده شده است. در این مقاله با استفاده از روش لاتین هائیرکیوب (فوق مکعب لاتین^{۱۰}) و ماشین یادگیری حداکثر^{۱۱} (ELM) برای کم کردن زمان محاسبات طراحی مسیر بهینه مقاوم یک ماهواره‌بر دو مرحله‌ای استفاده شده است. در مرجع [۱۸] به منظور بهبود عملکرد یک ماهواره‌بر بازگشت‌پذیر، فرایند تحلیلی برای لحاظ کردن تأثیر عدم قطعیت‌ها ارائه شده است. برای این منظور یک مدل ریاضی برای دینامیک موشک استخراج شده که عدم قطعیت‌ها در آن لحاظ شده است. در نهایت نشان داده شده است که عدم قطعیت‌های مربوط به پارامترهای مربوط به اینرسی بیشترین تأثیر را در پایداری سیستم کنترل دارد. در مرجع [۱۹] طراحی مقاوم بهینه برای یک ماهواره‌بر نمونه بر اساس دو فرمولاسیون بهینه‌سازی تک هدفه و چندهدفه ارائه شده است.

در بهینه‌سازی چند هدفه معیارهای بهینه‌سازی، حداکثر مقاومت در تزریق موفق و حداقل جرم کل موشک در نظر گرفته شده است. نتایج نشانگر این موضوع است که با افزایش

۱٪ جرم کل موشک ماهواره‌بر، مقاومت در تزریق موفق در حضور عدم قطعیت‌ها ۸۰٪ افزایش می‌یابد. همچنین نتایج شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد که فرمولاسیون چند هدفه، رویکرد بهتری در جهت مصالحه بین بهینگی و مقاومت را به طراح ارائه می‌دهد.

در این مقاله، با توجه به وجود عدم قطعیت‌ها در مرحله صعود واقعی ماهواره‌بر، روشی برای بهینه‌سازی مقاوم به منظور حل مسئله طراحی مسیر ماهواره‌بر با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌هایی روی وزن ماهواره‌بر، تراست موتورها و شرایط آب و هوایی مسیر که منجر به تغییراتی روی پارامترهای آیرودینامیکی می‌شود، توسعه داده شده است. در این مقاله دستیابی به مسیر بهینه‌ای که نسبت به این عدم قطعیت‌ها مقاوم باشد به عنوان هدف در نظر گرفته شده، چراکه منجر به افزایش عملکرد پروازی، کاهش بار کاری سیستم هدایت-کنترل و افزایش قابلیت اطمینان ماهواره‌بر می‌شود. لذا نوآوری مقاله حاضر، استفاده از مدل ریاضی مناسب برای دینامیک موشک ماهواره‌بر، تابع چند هدفه خاص به عنوان معیار بهینه‌سازی و استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات است. این هدف باعث شده تا همگرایی حل مسئله بالاتر رود و به دلیل چندهدفه بودن امکان مصالحه بین بهینگی تابع معیار و مقاومت موشک نسبت به وجود عدم قطعیت‌ها وجود داشته باشد. در ضمن نتایج تحلیل مونت کارلو نیز به چرخه بهینه‌سازی اضافه شده تا در هر لحظه، مقادیر پارامترهای دارای عدم قطعیت، به بهینه‌ساز بازخورد شود.

به منظور دستیابی به این هدف، ابتدا در بخش (۲) به معرفی فرمولاسیون و مدل‌سازی‌های ریاضی ماهواره‌بر پرداخته شده و در ادامه برنامه‌های زاویه فراز و زاویه حمله معرفی شده و همچنین مدل ماهواره‌بر معرفی و پارامترهای معادلات حرکت که شامل نیروی پیشران، آیرودینامیک و مدل جاذبه است، شرح داده شده است. سپس منابع عدم قطعیت به صورت جدول (۲) آورده شده است. در بخش (۳)، بهینه‌سازی طراحی مسیر بر مبنای مقاومت در حضور عدم قطعیت‌ها با



شکل ۱- دستگاه مختصات جغرافیایی

۲-۲- معادلات حرکت

در حالت کلی معادلات حرکت به دو دسته تقسیم بندی می شود. ۱. معادلات سینماتیک: این معادلات رابطه هندسی بین متغیرهای حرکت را بیان می کنند.

۲. معادلات دینامیکی (سینتیک): این معادلات با استفاده از قوانین فیزیکی استخراج می شوند. قوانین فیزیکی بنیادی مرتبط با دینامیک پرواز، قوانین حرکت و جاذبه نیوتن و اصول آیرودینامیکی است که نیروها، ممان های آیرودینامیکی و پیشران بر اساس آن محاسبه می شوند.

معادلات حرکت دینامیکی این ماهواره بر نسبت به زمین بر اساس مدل جرم-نقطه ای سه بعدی با لحاظ کردن چرخش زمین به صورت روابط زیر معرفی می شود [۲۱]:

$$\begin{aligned}\dot{\lambda} &= \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \phi} \\ \dot{\phi} &= \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r} \\ \dot{h} &= V \sin \gamma \\ \dot{V} &= \frac{1}{m} (T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma) + \\ &\quad r \omega^2 \cos \phi (\cos \phi \sin \gamma - \sin \phi \cos \gamma \sin \psi) \\ \dot{\gamma} &= \frac{1}{mV} [(T \sin \alpha + L) \cos \mu - mg \cos \gamma] + \\ &\quad \frac{V \cos \gamma}{r} + 2\omega \cos \phi \cos \psi + \\ &\quad \frac{r \omega^2}{V} \cos \phi (\cos \phi \cos \gamma + \sin \phi \sin \gamma \sin \psi)\end{aligned}$$

معرفی الگوریتم بهینه سازی و پیاده سازی و شبیه سازی آن در بخش بعدی، منجر به ارائه ی مسیر بهینه و مقاوم می شود که نتایج آن نیز آورده شده است. نهایتاً نیز در بخش نتیجه گیری به بیان دستاوردهای مقاله پرداخته شده است.

۲- فرمولاسیون و مدل سازی ریاضی

۱-۲- دستگاه مختصات جغرافیایی

دستگاه مختصات جغرافیایی که در این مقاله به منظور نوشتن معادلات حرکت بکار گرفته شده است دستگاه مختصات زمینی است. این دستگاه شامل خطوط طول و عرض جغرافیایی است. طول جغرافیایی به $180^\circ +$ و $180^\circ -$ تقسیم می شود که شروع آن از نصف النهار گرینویچ بوده و جهت آن به سمت شرق مثبت است. عرض جغرافیایی از استوا شروع شده و به سمت شمال ادامه می یابد که بین 0° تا 90° درجه متغیر بوده و مثبت فرض می شود، عرض جغرافیایی از استوا به سمت جنوب منفی است (شکل ۱). استفاده از واحد رادیان در شبیه سازی ها مناسب تر است. در یک نقطه خاص از سطح زمین با طول جغرافیایی ۱ و عرض جغرافیایی ۱، دستگاه مختصات جغرافیایی به صورت زیر تعریف می شود: محور G_1 به سمت شمال، محور G_2 در امتداد مرکز زمین و محور G_3 نیز به سمت شرق امتداد دارد به طوری که یک دستگاه راستگرد تشکیل می شود [۲۰].

زیر داده می‌شود:

$$\alpha(t) = \alpha_{\max} e^{-a(t-t_0)} (e^{-a(t-t_0)} - 1) \quad (2-ب)$$

که در آن، $\alpha_{\max}$ حداکثر مقدار مجاز زاویه حمله و a ثابت زمانی تغییرات زاویه حمله است که به نوع ماهواره‌بر وابسته است.

۲-۴- محاسبه سرعت مداری و زاویه میل مداری^{۱۳}

برای محاسبه سرعت نهایی در لحظه تزریق در مدار هدف، از رابطه (۳) به صورت ذیل استفاده می‌شود [۲۲]:

$$V_i = [V^2 + 2Vr\omega \cos \gamma \cos \psi \cos \tau + (r\omega \cos \tau)^2]^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

که در رابطه (۳)، V سرعت، γ زاویه مسیر پروازی، ψ زاویه هدینگ، ω سرعت زاویه‌ای زمین، r فاصله ماهواره‌بر از مرکز زمین، هستند. همچنین برای محاسبه زاویه میل مداری هدف از رابطه (۴) بصورت ذیل استفاده شده است:

$$\cos i = \frac{\cos \tau (V \cos \gamma \cos \psi + r\omega \cos \tau)}{[V^2 \cos^2 \gamma + 2Vr\omega \cos \gamma \cos \psi \cos \tau + (r\omega \cos \tau)^2]^{\frac{1}{2}}} \quad (4)$$

در رابطه (۴) نیز، V سرعت، γ زاویه مسیر پروازی، ψ زاویه هدینگ، ω سرعت زاویه‌ای زمین، r فاصله ماهواره‌بر از مرکز زمین، هستند.

۲-۵- پارامترهای معادلات حرکت

نیروهای اعمالی به وسیله ناشی از عوامل مختلفی نظیر آیرودینامیک، پشرانش، سیستم کنترل، جاذبه، حرکت ذرات سوخت و اغتشاش‌های ناشی از عوامل جوی و داخلی خود وسیله پرنده هستند. ماهواره‌بر در شکل (۲) به صورت نمادین نشان داده شده است.

۱-۲-۵- نیروی پشرانش

هدف کلی زیر سیستم پشرانش، فراهم کردن نیروی محرک وسیله به منظور انجام مأموریت مشخص است. ماهواره‌بر مورد نظر دارای دو مرحله با موتورهای با سوخت مایع (دی متیل هیدرازین نامتقارن^{۱۴}) است. در حالت کلی، نیروی پشرانش

$$\dot{\psi} = -\frac{1}{mV \cos \gamma} (T \sin \alpha + L) \sin \mu - \frac{V}{r} \tan \phi \cos \gamma \cos \psi + \gamma \omega (\cos \phi \tan \gamma \sin \psi - \sin \phi) - \frac{r\omega^2}{V \cos \gamma} (\cos \phi \sin \phi \cos \psi)$$

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

(۱)

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 صف در نظر گرفته می‌شود)، ω سرعت زاویه‌ای زمین، r فاصله ماهواره‌بر از مرکز زمین، T تراست موتور، I_{sp} ضربه مخصوص موتور، g_0 شتاب جاذبه در سطح دریا، m جرم ماهواره‌بر و L و D نیروهای برآ و پسای ماهواره‌بر هستند.

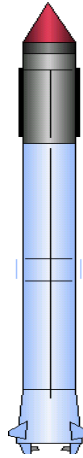
۲-۳- طراحی برنامه‌های زاویه فراز^{۱۵} و زاویه حمله

۱- برنامه زاویه پیچ: روش فوق براساس به‌کارگیری جدول تغییرات زاویه مسیر براساس زمان، سرعت یا ارتفاع پروازی خواهد بود که موشک آن را تعقیب می‌کند و هدایت پیش‌تنظیم نامیده می‌شود. این جدول با استفاده از حل معادلات پروازی پرنده و اعمال قانون فوق به دست می‌آید که معمولاً در حالت Off-Line حاصل می‌شود. این برنامه به صورت زیر ارائه می‌شود:

$$\theta = 90^\circ + (90^\circ - \theta_1) \left(\frac{\bar{t}^2 - \tau^2}{\bar{t}_1^2 - \tau^2} \right); \quad \bar{t} = \frac{t - t_0}{t_1 - t_0} \quad (2-الف)$$

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

۲- برنامه زاویه حمله: در این برنامه براساس محدودیت‌های زاویه حمله که از تأثیر مسائل گرمایش آیرودینامیکی و بارهای وارده بر سازه ماهواره‌بر تعیین می‌شود برحسب زمان به صورت



شکل ۲- ماهواره بر کاسموس

$$L = qS_b C_L \quad (۸)$$

$$M_A = qS_b l C_m \quad (۹)$$

که در آن ضرایب آیرودینامیکی C_D و C_L باتوجه به تغییرات سرعت ماخ و همچنین تغییرات زاویه حمله مطابق رابطه (۱۰) به دست می آیند و q فشار (هد) دینامیکی است که مطابق رابطه $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ در هر لحظه قابل حصول است.

$$C_D = C_{D_0}(M, \alpha), C_L = C_L(M, \alpha) \quad (۱۰)$$

با توجه به جدول‌ها تغییرات C_D و C_L نسبت به سرعت ماخ و تغییرات زاویه حمله می توان با میان‌یابی تغییرات ضرایب را به دست آورد از این‌رو روابط (۱۱) و (۱۲) حاکم بر مسئله است.

$$C_D = C_{D_0}(M) + C_{D_{\alpha^2}}(M)\alpha^2 + C_{D_{\alpha^4}}(M)\alpha^4 \quad (۱۱)$$

$$C_L = C_{L_{\alpha}}(M)\alpha \quad (۱۲)$$

۵-۲-۳- معرفی ماهواره بر

در حوزه پرتاب ماهواره به فضا یکی از معروف‌ترین ماهواره‌برها با بیش از ۴۲۰ پرتاب موفق، ماهواره‌بر کاسموس^{۱۶} است. کاسموس یک ماهواره‌بر دومرحله‌ای با سوخت مایع است که برای اولین بار در سال ۱۹۶۷ به فضا پرتاب شد. پارامترهای سیستمی ماهواره‌بر مورد نظر به صورت جدول (۱) است:

با استفاده از روابط ذیل محاسبه می شود:

$$T = T_{Vacc} - A_e * P \quad (۵)$$

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_p g_0} \quad (۶)$$

که در آن، T_{Vacc} مقدار تراست موتور در شرایط خلاء، A_e سطح مقطع نازل، P فشار خروجی، $\dot{m}_p$ نرخ جرم پیشران، g_0 شتاب گرانشی زمین و I_{sp} ایمپاس مخصوص است.

۵-۲-۲- آیرودینامیک

مسیر درون اتمسفری وسایل هوافضایی تحت تأثیر نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی است. نیروهای آیرودینامیکی در اثر عکس‌العمل متقابل ذرات و بدنه وسیله هنگام حرکت در اتمسفر ایجاد می‌شوند. از جمله عوامل تأثیرگذار در آیرودینامیک وسیله، شکل کلی پیکربندی وسیله است. به عنوان مثال به علت حضور بالک‌های پایدارکننده، گشتاورهای آیرودینامیکی قابل توجهی به وجود می‌آیند. از طرفی مؤلفه‌های سازنده این نیروها و گشتاورها ضرایب آیرودینامیکی هستند. تشخیص درجه اهمیت و دقت این ضرایب، نقش تعیین کننده‌ای در طراحی کنترل، تعیین مسیر حرکت و تحلیل پایداری وسیله دارد. از این‌رو مقادیر درگ و برا^{۱۵} و گشتاورهای وارده به صورت روابط (۷ تا ۸) و در ارتباط با ضرایب آیرودینامیکی به دست می‌آیند [۲۳].

$$D = qS_b C_D \quad (۷)$$

جدول ۱- پارامترهای سیستمی مورد نیاز برای شبیه‌سازی

پارامترها	مقدار
جرم کل در لحظه پرتاب	۱۰۲۱۰۰ کیلوگرم
تراست موتور مرحله اول	۱۷۸۵۰۰۰ نیوتن
تراست موتور مرحله دوم	۱۵۷۰۰۰ نیوتن
زمان سوزش مرحله اول	۳۶۵,۴۹۶۳ ثانیه
زمان سوزش مرحله دوم	۱۵۳,۵۴۹۱ ثانیه
I _{sp} مرحله اول	۲۹۱,۳ ثانیه
I _{sp} مرحله دوم	۳۰۳ ثانیه
طول جغرافیایی	۵۳,۹۲۰۹۷۷
عرض جغرافیایی	۳۵,۲۳۴۶۲۶
ارتفاع اولیه	۰ کیلومتر

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

پارامترها	درصد خطا
ضرایب آیرودینامیکی	۰.۲۵٪
تراست	۰.۱۵٪
جرم خشک	۰.۱۰٪

۲-۵- منابع عدم قطعیت

صرف‌نظر از خطاهایی که در مدل و الگوریتم مربوط به اجراهای کامپیوتر وجود دارد، چند منبع کلی برای ورود این عدم قطعیت‌ها در شبیه‌سازی وجود دارد که یکی از آنها تغییرپذیری مقادیر ورودی (شامل پارامترهای طراحی و متغیرهای طراحی) است که آن را عدم قطعیت پارامترهای ورودی می‌نامند. یکی دیگر از این عدم قطعیت‌ها عدم قطعیت ناشی از اطلاعات محدود شده در تخمین مشخصات پارامترهای مدل است، مانند ثابت‌های فیزیکی یک مدل، که آن را عدم قطعیت پارامتر مدل می‌نامند. چند پارامتر مهم که اثر مستقیم روی مشخصه‌های جرمی و انرژی دارند، با مقادیر مناسب عدم قطعیت و فرض توزیع نرمال در نظر گرفته شده‌اند (جدول ۲).

۳- بهینه‌سازی طراحی مسیر بر مبنای مقاومت در

حضور عدم قطعیت‌ها

طراحی مقاوم تمایل به کمینه کردن اثرات عدم قطعیت یا تغییرات در پارامترهای طراحی روی یک وسیله بدون حذف منابع عدم قطعیت دارد. به عبارت دیگر یک طرح مقاوم در مقایسه با نقطه طراحی بهینه سنتی، 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 مقاومت در تابع هدف (مقاومت هدف) که معمولاً مقاومت تابع

۲-۴- مدل جاذبه

همان‌طور که ارتفاع وسیله هوافضایی افزایش می‌یابد گستره دید آنها نسبت به زمین بیشتر می‌شود. بدیهی است که شکل واقعی زمین به صورت یک کره کامل نیست و در حال دوران است. در این حال اثرات شتاب‌های خروج از مرکز و گریولیس قابل توجه است. این امر باعث می‌شود تا شکل زمین با جزئیات بیشتری مورد مطالعه قرار داده شود. البته بسته به سطح طراحی به کارگیری مدل متغیر است. مدلی که در این شبیه‌سازی به کار گرفته شده است به صورت رابطه کامل (۱۳) است.

$$g_l = g_0 \left(1 - 2 \frac{h}{R} + e^2 \sin^2(\varphi) \right) + \frac{2}{3} J_2 g_0 \left(1 - 3 \sin^2(\varphi) \right) - R \omega^2 \left(1 + \frac{h}{R} - \frac{e^2}{2} \sin^2(\varphi) \right) \left(1 - \sin^2(\varphi) \right) \quad (13)$$

$$g_0 = 9.80665; \quad J_2 = 1.08263 \times 10^{-6}$$

که در آن مقدار R شعاع متوسط زمین و برابر با ۶۳۷۸ کیلومتر است، φ عرض جغرافیایی، ω سرعت زاویه‌ای زمین، h ارتفاع و J_2 ضریب هارمونیک دوم مدل ریاضی جاذبه ناشی از غیرکروی بودن و پخی بودن زمین است [۲۳]. لازم به ذکر است که مدل مزبور، از کامل‌ترین مدل‌های موجود مدل جاذبه است که در آن اثرات ارتفاع، عرض جغرافیایی و عدم کرویت و پخی زمین دیده شده است.

تغییر مکان ذرات در فضای جستجو تحت تأثیر تجربه و دانش خودشان و همسایگانشان است؛ بنابراین موقعیت دیگر توده ذرات روی چگونگی جستجوی یک ذره اثر می‌گذارد. نتیجه مدل‌سازی این رفتار اجتماعی فرایند جستجویی است که ذرات به سمت نواحی موفق میل می‌کنند. ذرات از یکدیگر می‌آموزند و بر مبنای دانش به‌دست آمده به سمت بهترین همسایگان خود می‌روند. اساس کار بهینه‌سازی ازدحام ذرات بر این اصل استوار است که در هر لحظه، هر ذره موقعیت خود را در فضای جستجو با توجه به بهترین موقعیتی که تاکنون در آن قرار گرفته است و بهترین موقعیتی که در کل همسایگی‌اش وجود دارد، تنظیم می‌کند. در اینجا تعداد ذرات با n و هر ذره بین ۱ تا n یک راه حل ممکن برای بهینه‌سازی مساله در دست را نشان می‌دهد و با بردار موقعیت Q_i در فضای جستجو توصیف می‌شود. بردار سرعت ذره i ام توسط V_i نشان داده می‌شود که معمولاً به سمت V_{max} تعیین شده می‌رود. بهترین موقعیت محلی به‌دست آمده توسط ذره با $Pbest_i$ و بهترین موقعیت در حرکت گروهی ذرات با $Gbest$ نشان داده شده است. ذرات مزبور در فضای جستجو برای تعداد تکرارهای در نظر گرفته شده حرکت می‌کنند. Q_i با حالت‌های اولیه از معادلات دینامیکی برای هر بازه زمانی به صورت زیر به‌روز رسانی می‌شود [۲۳].

$$w = w_o + \frac{(j + (w_1 - w_o))}{j_{max}} \quad (19)$$

$$v_i^{new} = wv_i^{old} + c_1 rand_1 (Pbest_i - Q_i^{old}) + c_2 rand_2 (Gbest_i - Q_i^{old}) \quad (20)$$

$$Q_i^{new} = v_i^{new} + Q_i^{old} \quad (21)$$

بردار متغیرهای بهینه‌سازی x توسط بردار به‌روزرسانی شده موقعیت Q_i حاصل می‌شود.

به‌طور خلاصه، ساختار کلی الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات به‌صورت زیر است (شکل ۳):

۱. جمعیت اولیه به‌صورت تصادفی تشکیل می‌شود.
۲. شایستگی ذرات به‌وسیله 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.

هدف توسط بهینه‌سازی هم زمان میانگین و مینیمم کردن واریانس آن در قالب تابع نرمال، فراهم می‌شود. لذا با لحاظ کردن 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 رابطه زیر حاصل می‌شود.

$$\begin{cases} \text{find } x \\ \min J(x) = \begin{cases} J_1(x) = \int_{t_0}^{t_f} dt \\ J_2(x) = N(x; \mu_{end}, \sigma_{end}) \end{cases} \\ \text{S.t. } \begin{cases} g(x) \\ x^L \leq x \leq x^U \end{cases} \end{cases} \quad (14)$$

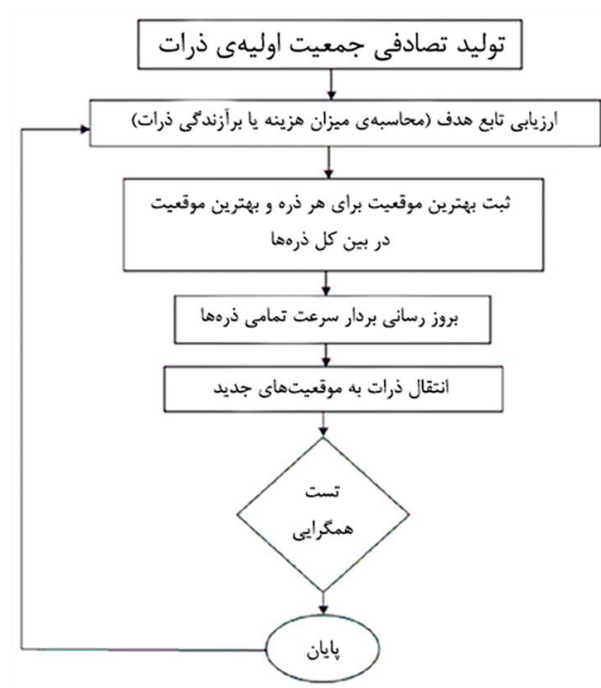
که در آن، μ_{end} و σ_{end} به ترتیب مقدار میانگین و انحراف استاندارد هستند. پارامتر x بردار بهینه‌سازی است که دارای مولفه‌های زمان سوزش اول، زمان سوزش نهایی و زاویه فراز اولیه به‌صورت زیر است:

$$x = [t_1 \quad t_f \quad \theta_1] \quad (15)$$

قیود مسئله $g(x)$ نیز همان معادلات حرکت (۱) هستند.

۳-۱- الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات

اولین بار کندی و ابرهارت پس از شبیه‌سازی رفتار اجتماعی پرندگان، روش بهینه‌سازی گروه ذرات را ارائه دادند [۲۳]. اجزای یک گروه از یک رفتار ساده تبعیت می‌کنند؛ بدین صورت که هر عضو از گروه از موفقیت سایر همسایگانشان تقلید می‌کند. هدف از این الگوریتم‌ها این است که اعضای گروه در فضای جستجو حرکت کرده و در یک نقطه بهینه (مانند منبع غذا) جمع شوند. به‌طور خلاصه می‌توان بیان کرد که الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات یک الگوریتم جستجوی جمعی است که از روی رفتار اجتماعی دسته‌های پرندگان مدل شده است. در ابتدا این الگوریتم به‌منظور کشف الگوهای حاکم بر پرواز هم‌زمان پرندگان و ماهی‌ها و تغییر ناگهانی مسیر آن‌ها و تغییر شکل بهینه دسته به‌کار گرفته شد. در بهینه‌سازی ازدحام ذرات، ذرات در فضای جستجو جاری می‌شوند.



شکل ۳- الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات

جدول ۳- کران پایین و بالای پارامترهای بهینه‌سازی

واحد	کران بالا	کران پایین	پارامترها
S	۱۳۵	۱۲۵	t_1
S	۳۶۰	۳۴۵	t_2
Deg	۲۶	۲۲	θ

۷۸۰۰ متربرثانه، مینیمم شود. لذا مقادیر نهایی عبارتند از:

$$h_f = 250 \text{ Km}$$

$$V_f = 7800 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\gamma_f = 0 \text{ deg}$$

۳-۲- پیاده سازی الگوریتم بهینه‌ساز

در مسئله بهینه‌سازی طراحی مقاوم مسیر یک ماهواره‌بر، ابتدا فرمول‌بندی ارائه شده برای مدل‌سازی مسئله استفاده شد. و برای بهینه‌سازی مسئله از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات استفاده شد که به علت پیچیدگی مسئله و همچنین اجرای مونت‌کارلو بار محاسباتی را بشدت افزایش می‌دادند، به‌طوری که برای اجرای روند بهینه‌سازی طراحی مقاوم که به‌صورت شکل (۴) است چندین هفته نیاز به اجرای مداوم داشت مونت‌کارلوی مورد نیاز

۴. بهترین ذره در بین کل جمعیت مشخص شده و در صورت برتری، جایگزین آن می‌شود.

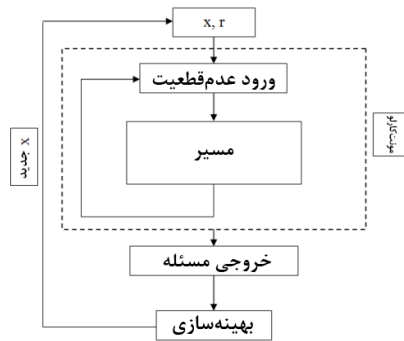
۵. سرعت ذره به‌وسیله فرمولی مشخص به‌روز می‌شود.

۶. موقعیت ذره نیز به‌وسیله فرمولی مشخص به‌روز می‌شود.

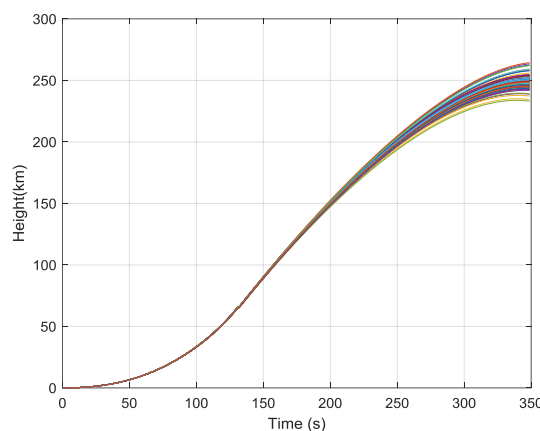
۷. در صورت برآورده نشدن شرط توقف به مرحله ۲ می‌رویم در غیر این صورت بهترین ذره در تکرار نهایی به‌عنوان جواب الگوریتم ذخیره می‌شود.

پارامترهای مسئله، شامل زمان سوزش مرحله اول و دوم و همچنین زاویه فراز بوده و بازه کران پایین و بالای آنها نیز به‌صورت جدول (۳) آورده شده است.

مسئله بهینه‌سازی به این صورت تعریف شده که زمان پروازی کل در حضور قیود ارتفاع ۲۵۰ کیلومتر و سرعت



شکل ۴- بلوک دیاگرام بهینه سازی طراحی مقاوم مسیر



شکل ۵- تأثیر عدم قطعیت در مسیر ماهواره بر با طراحی بهینه معین (میزان عدم قطعیت در جدول (۲) ارائه شده است)

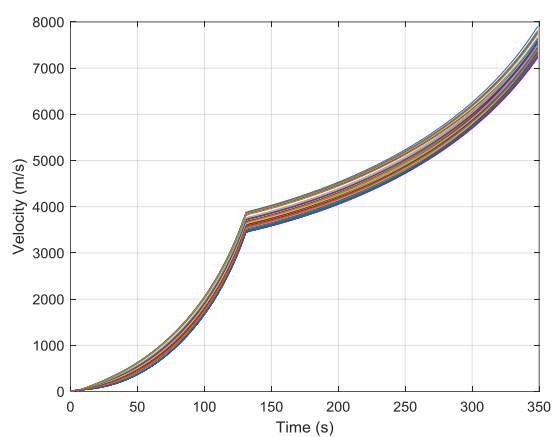
میزان انحراف استاندارد ارتفاع نهایی نزدیک به ۱۵ کیلومتر است که برای جبران این ارتفاع نیاز به انرژی بسیار زیاد است. پس از انجام طراحی بهینه مقاوم مسیر ماهواره بر مطابق دیاگرام شکل (۴)، تأثیر عدم قطعیت این بار بر روی مسیر طراحی مقاوم با تکیه بر تابع هدف ارائه شده در رابطه (۱۴) و اجرای تحلیل عدم قطعیت به وسیله شبیه سازی مونت کارلو به صورت شکل های (۷) و (۸) است.

با انجام طراحی مقاوم میزان انحراف از میانگین در این طراحی چیزی در حدود ۲ کیلومتر است که این خود نشان از بهبود عملکرد شبیه سازی در حضور عدم قطعیت ها است. اما در عین حال باعث می شود تا هزینه ای در مسئله بهینه سازی ایجاد شود، بدین صورت که میزان جرم نهایی در بهینه سازی مقاوم کمتر از بهینه معین باشد که این مقایسه به صورت جدول (۴) آورده شده است.

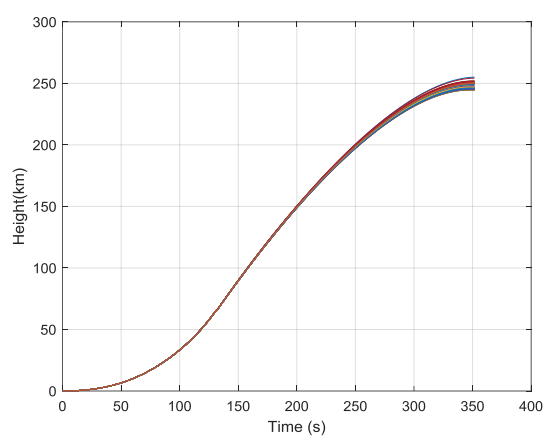
برای محاسبه میانگین و انحراف استاندارد تابع هدف و قیود یکی از منابع اصلی افزایش بار محاسباتی است. از اینرو روند اجرای بهینه سازی را به شدت کند می کند (در اینجا تعداد تکرارهای مونت کارلو برابر ۱۰۰ در نظر گرفته شده است). هر دو نوع قیود ذکر شده به علاوه میانگین و انحراف استاندارد پارامترهای مورد نیاز برای پیاده سازی متدولوژی بهینه سازی طراحی مقاوم بعد از نرمال سازی با استفاده از روش تابع پنالتی در یک تابع هدف جای می گیرند.

۳-۳- شبیه سازی

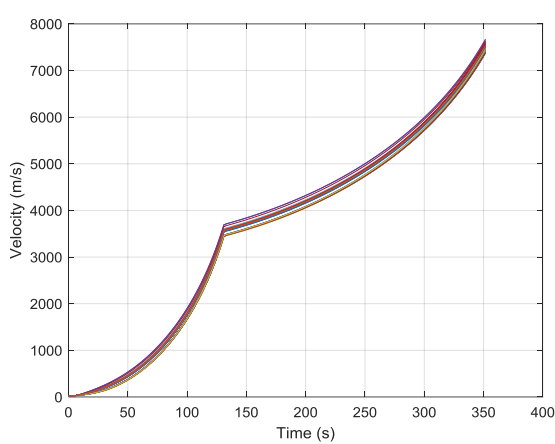
به منظور نشان دادن تأثیر عدم قطعیت در نتایج تحلیل عدم قطعیت روی مسیر بهینه معین، عدم قطعیت ها به صورت جدول (۲) وارد شده و اجرای شبیه سازی مونت کارلو انجام می شود. نتایج به صورت شکل های (۵) و (۶) برای ارتفاع و سرعت به دست آمده.



شکل ۶- تأثیر عدم قطعیت در سرعت نهایی ماهواره بر با طراحی بهینه معین (میزان عدم قطعیت در جدول (۲) ارائه شده است)



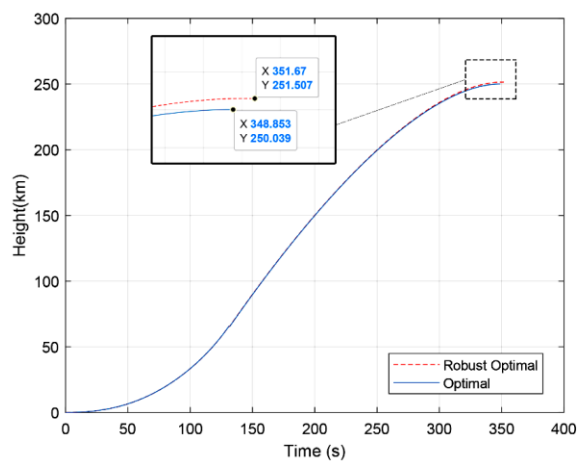
شکل ۷- تأثیر عدم قطعیت بر مسیر ماهواره بر با طراحی بهینه مقاوم (میزان عدم قطعیت در جدول (۲) ارائه شده است)



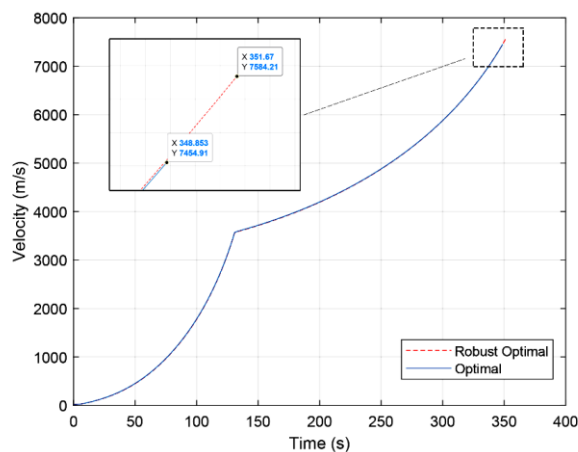
شکل ۸- تأثیر عدم قطعیت روی سرعت ماهواره بر با طراحی بهینه مقاوم (میزان عدم قطعیت در جدول (۲) ارائه شده است)

جدول ۴- پارامترهای نهایی در سه حالت شبیه سازی، بهینه معین و بهینه مقاوم

پارامترها	غیر بهینه	بهینه معین	بهینه مقاوم	واحدها
زمان سوزش مرحله اول	۱۳۱,۰۷۱۱	۱۳۱,۸۵۳۵	۱۳۱,۶۶۹۷	S
زمان سوزش مرحله دوم	۳۵۳,۹۲۰۱	۳۴۹	۳۵۱,۷	S
زاویه فراز اولیه (θ_1)	۲۵/۶۵	۲۴,۵۸۵۶	۲۴/۶۲	Deg
جرم	۳۱۶۳	۳۴۲۷	۳۲۶۸	kg
بیشینه فشار دینامیکی	۸۱۶۸۱,۶	۷۳۵۰۹,۲	۷۵۲۰۷	pascals



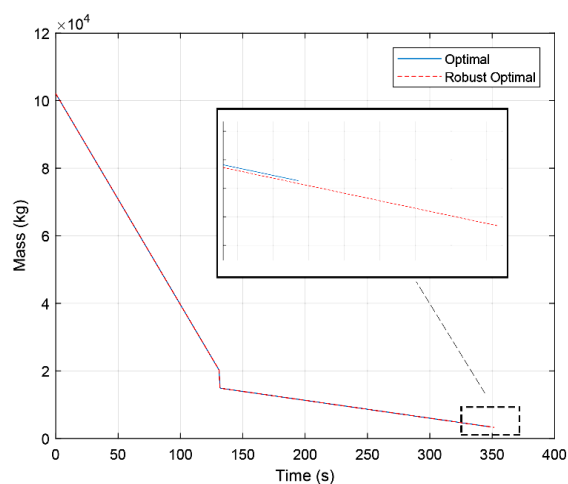
شکل ۹- نمودار مقایسه ای ارتفاع بهینه معین و بهینه مقاوم



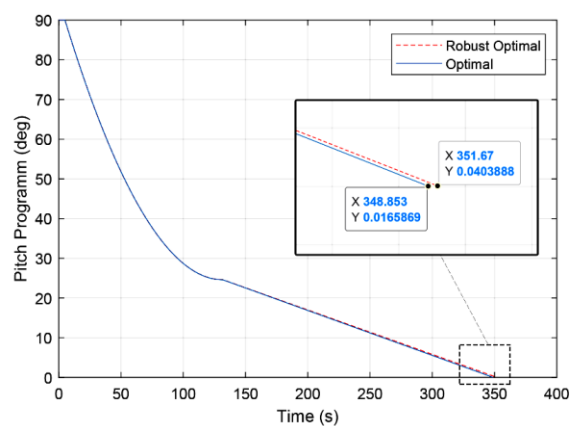
شکل ۱۰- نمودار مقایسه ای سرعت نهایی در بهینه معین و بهینه مقاوم

روش های مختلف نیز در جدول مزبور دیده می شود. شکل های (۹) تا (۱۴) نمودارهای مقایسه ای دو رویکرد بهینه معین و بهینه مقاوم است که برخی از نتایج مهم این دو رویکرد مطابق جدول (۴) ارائه شده است.

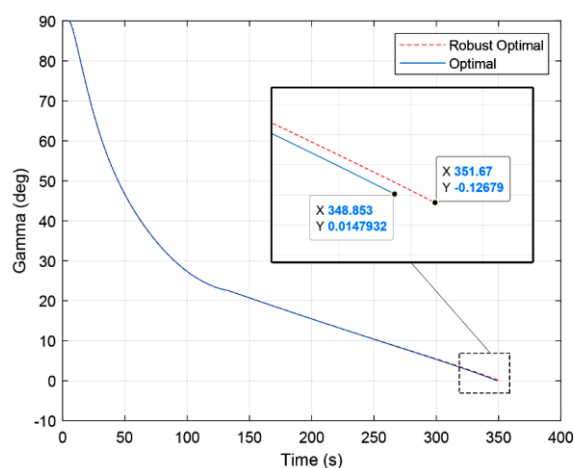
همچنین مطابق جدول مزبور دیده می شود که بیشینه فشار دینامیکی نیز در بهینه معین کمتر از بهینه مقاوم است، که این خود مبین عملکرد درست بهینه سازی است. مقایسه پارامترهای بهینه سازی دیگر مانند زمان های سوزش و زاویه فراز اولیه در



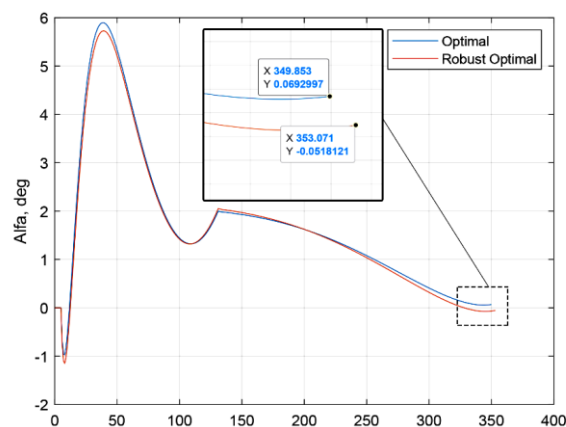
شکل ۱۱- نمودار مقایسه‌ای جرم در بهینه معین و بهینه مقاوم



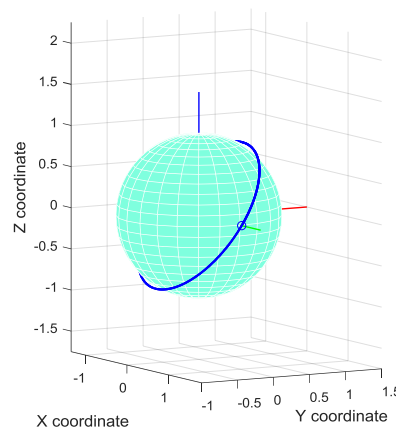
شکل ۱۲- نمودار مقایسه‌ای زاویه فراز در بهینه معین و بهینه مقاوم



شکل ۱۳- نمودار مقایسه‌ای زاویه مسیر در بهینه معین و بهینه مقاوم



شکل ۱۴- نمودار مقایسه‌ای زاویه حمله در بهینه معین و بهینه مقاوم



شکل ۱۵- مدار هدف به منظور تزریق محموله توسط ماهواره بر

بار محاسباتی نسبتاً زیادی را می‌طلبد. با مشاهده بار محاسباتی زیاد حل مسئله بهینه‌سازی طراحی مقاوم مسیر ماهواره بر، تلاش بر کاهش تعداد مراحل شبیه‌سازی مونت کارلو تا حد ممکن صورت گرفت و نتایجی با دقت قابل قبول حاصل شد. نتایج نشان داد که دست یافتن به یک حل بهینه مقاوم برای طراحی مسیر یک ماهواره بر باعث می‌شود تا سیستم به‌خوبی در مقابل عدم قطعیت‌های پارامتریک ناشی از منابع مختلف از خود مقاومت نشان دهد و مسیر قابل اتکایی را برای اجرای عملیات واقعی ارائه دهد. بدیهی است که در این حالت، بار کاری سیستم هدایت-کنترل برای ردگیری مسیر و غلبه بر عدم قطعیت‌ها کاهش می‌یابد.

مدار نهایی که ماهواره بر، محموله را در آن قرار می‌دهد یک مدار دایروی با میل مداری ۴۵ درجه است که به صورت شکل (۱۵) استخراج می‌شود.

۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله، با تکیه بر مقاوم سازی طراحی مسیر ماهواره بر، به بهینه‌سازی با الگوریتم قدرتمند ازدحام ذرات بر پایه شبیه‌سازی سه‌درجه آزادی برای بهینه‌سازی برنامه فراز و همچنین مقاوم کردن مسیر ماهواره بر نسبت به عدم قطعیت‌های موجود، مبادرت شد. البته رویکرد شبیه‌سازی مونت کارلو که مورد استفاده قرار گرفته، علی‌رغم دقیق‌ترین روش موجود در تحلیل عدم قطعیت،

واژه‌نامه

- | | | |
|---|------------------------------------|--|
| 1. particle swarm optimization | 6. aleatory | 13. Inclination |
| 2. Koch | 7. epistemic | 14. UDMH: Unsymmetrical dimethyl hydrazine |
| 3. Marvis | 8. fractinal calculus | 15. lift |
| 4. modified concurrent subsystem uncertainty analysis | 9. pigeon-inspired optimization | 16. Kosmos |
| 5. concurrent subsystem uncertainty analysis | 10. latin hypercube | |
| | 11. extreme learning machine (ELM) | |
| | 12. pitch program | |

مراجع

- Wazed, M. A., Ahmed, Sh., and Yusoff, N., "Uncertainty Factors in Real Manufacturing Environment", *Australian Journal of Basic and Applied Sciences*, Vol. 2, No. 3, pp. 342- 351, 2009.
- Yao, W., Chen X., Luo, W., Tooren, M., and Guo J., "Review of Uncertainty-Based Multidisciplinary Design Optimization Methods for Aerospace Vehicles", *Journal of Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 47, No. 6, pp. 450-479, 2011.
- Weck, O., Eckert C., and Clarkson, J., "A Classification of Uncertainty for Early Product and System Design", *International Conference on Engineering Design (ICED)*, pp. 159-160, 2007.
- Koch, P. N., Wujek, B., and Golovidov, O., "A Multi-Stage, Parallel Implementation of Probabilistic Design Optimization in an MDO Framework", *8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Long Beach, CA., <https://doi.org/10.2514/6.2000-4805>, 2000.
- Marvis, D. N., and Delaurentis, D. A., "Uncertainty Modeling and Management in Multidisciplinary Analysis and Synthesis", *38th Aerospace sciences meeting and exhibit, AIAA Journal*, <https://doi.org/10.2514/6.2000-422>, 2000.
- Sues, R., and Cesare, M., "An Innovative Framework for Reliability-Base MDO", *41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit*, <https://doi.org/10.2514/6.2000-1509>, 2000.
- Akhtar, A., and Linshu, H., "An Efficient Evolutionary Multi-Objective Approach for Robust Design of Multi-Stage Space Launch Vehicle", *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Portsmouth, Virginia, <https://doi.org/10.2514/6.2006-7073>, 2006.
- Zaman, K., McDonald, M., Mahadevan S., and Green L., "Robustness-Based Design Optimization Under Data Uncertainty", *Struct Multidisc Optim journal*, <https://doi.org/10.2514/6.2006-7073>, January 2011.
- Bataleblu, A. A., Roshanian, J., and Ebrahimi, M., "Robust Design Optimization of a Launch Vehicle with Liquid Fuel", *MS.c Thesis*, Tehran, 2011 (In Persian).
- Liu, X., and 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.
- Ricardo M. P., "Robust and Reliability-Based Design Optimization Framework for Wing Design", *AIAA Journal*, Vol. 52, No. 4, 2014.
- 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.
- Su, Z., and 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.
- Luo, Y., and Yang, Z., "A Review of Uncertainty Propagation in Orbital Mechanics", *Elsevier- J. Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 89 , pp. 23-39, 2017.
- Michael J, G. and Michael J, B., *Rapid, Robust Trajectory Design Using Indirect Optimization Methods*, Elsevier 2016.
- Xue, Q., and Haibin Duan, H., "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.
- Bataleblu, A., and Roshanian, J., "Robust trajectory optimization of space launch vehicle using computational intelligence", *IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC)*, Sendai, 2015,
- Jiaye, Ch., Rongjun, Mu, Zhang, Xin, Zh., Yanpeng, and D., "Reusable Launch Vehicle Model Uncertainties Impact Analysis", *In Young Scientists Forum 2017*, Vol. 10710, pp. 393-400, 2018.
- Roshanian, J., Bataleblu, A., and Ebrahimi, M., "Robust Ascent Trajectory Design and Optimization of a Typical Launch Vehicle", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, Vol. 232, No. 24, pp. 4601-4614, 2018.

20. Zipfel, P. H., *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, Third edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA education series, 2007.
21. Vinh, N., *Optimal Trajectories in Atmospheric Flight*, Elsevier, New York, 1981.
22. Shaver, A., and Hull, D. G., "Advanced Launch System Trajectory Optimization Using Suboptimal Control", *AIAA GNC Conference*, 1990.
23. Rostami, R. H., and Toloei, A., "Mid-course Trajectory Design of a Ground-to-Air Missile using GA and PSO", *M.Sc Thesis*, Tehran, 2015 (In Persian).
24. Hosseini, S. M., Nosratollahi, M., Toloei, A., "Multi-Disciplinary Optimization Design of a Launch Vehicle", *M.Sc Thesis*, Tehran, 2015 (In Persian).
25. Mohan. N S. "Robust design", *Ph.D. Thesis*, Indian Institute of Technology, 2002.