

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک ماهواره بر بازگشت‌پذیر انعطاف‌پذیر تحت عدم قطعیت مبتنی بر قابلیت اطمینان

مطهره مجیبی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

محسن فتحی جگرکندی* (دانشیار)

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۳)
دوره ۳۰، شماره ۱، ص. ۶۱-۷۴، (پژوهشی)

در این پژوهش، مسئله بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک ماهواره بر انعطاف‌پذیر بازگشت‌پذیر فرمول‌بندی شده است. هدف ارائه یک ساختار طراحی مناسب به منظور طراحی نامعین و بهینه مسیر تحت قیود کنترلی - سازه‌ای و ضخامت بهینه پوسته و عایق با توجه به معیارهای طراحی سازه انعطاف‌پذیر به‌گونه‌ای است که طرح نهایی قابلیت دستیابی به قابلیت اطمینان مطووب را داشته باشد. در این طرح، برای مدل‌سازی آیرولاستیک به‌عنوان نوآوری از مدل تیر برنولی - اویار و اصل دالامبر در تحلیل سازه برای مدل استاتیکی استفاده شده است. ساختار تحلیل قابلیت اطمینان سری و الگوریتم فراباکتاری ژنتیک با مرتب‌سازی غیرمغلوب به علت ابعاد مسئله و پیچیدگی قیود غیرخطی نامعین انتخاب شده است. ارزیابی نتایج بهینه‌سازی مسئله معین، کاهش ۷۵ درصدی هزینه محاسباتی در تعداد فراخوانی تابع هدف در مقایسه با الگوریتم گرادیان پایه را نشان می‌دهد.

واژگان کلیدی: آیرولاستیک، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، تقریب قابلیت اطمینان، طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان، ماهواره بر انعطاف‌پذیر، ماهواره بر بازگشت‌پذیر به جو، مدل‌سازی عدم قطعیت.

motahareh.mojibi@alum.sharif.edu
fathi@sharif.edu

۱. مقدمه

با توسعه فناوری‌های پیشرفته در زمینه کنترل و هدایت از سویی و نگاه رقابتی از سوی دیگر از طریق ایجاد طرح‌هایی با هزینه کمتر، قابلیت اطمینان و انعطاف‌پذیری عملیاتی بیشتر، به تنهایی برتری مفهوم «قابل استفاده مجدد» را به خوبی نشان می‌دهد. در واقع، استفاده مجدد از پرتابگرها در سامانه‌های کم‌هزینه عملاً اجتناب‌ناپذیر است. به همین دلیل، پرتابگرهای قابل استفاده مجدد، مفهوم امیدوارکننده‌ای برای الزامات جدید هستند.^[۱]

در حالت کلی، در طراحی یکپارچه یک پرتابگر در فاز طراحی مفهومی، حداقل پنج حوزه آیرودینامیک، سازه، مسیر، حرارت آیرودینامیکی و بهینه‌سازی دخیل هستند. برای طراحی دقیق‌تر، مواردی مانند اثرات انعطاف‌پذیری، پیشرانس و سیستم کنترل به موارد فوق اضافه می‌شوند. به منظور ایجاد طرح‌هایی با معیارها و موضوعات ذکر شده که اغلب در آنها تناقض دیده می‌شود؛ طراحان به سمت روش‌های طراحی جدیدی

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۱/۱۱/۵، اصلاحیه ۱۴۰۲/۴/۹، پذیرش ۱۴۰۲/۴/۲۵.

استناد به این مقاله:

مجیبی، مطهره، و فتحی جگرکندی، محسن، ۱۴۰۳. بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک ماهواره بر بازگشت‌پذیر انعطاف‌پذیر تحت عدم قطعیت مبتنی بر قابلیت اطمینان. مهندسی

مکانیک شریف، ۱۴(۱)، صص. ۶۱-۷۴. DOI:10.24200/J40.2023.61713.1667

به معنی زیرسیستم‌های متفاوت مانند طراحی سازه، طراحی سیستم پیشران و ... تقسیم می‌شود. عدم توانایی روش‌های طراحی موجود در بیان ریاضی مناسب و قابل قبول برای تعاملات میان موضوعات و تکیه بالا بر داده‌های تجربی، انگیزه توسعه روش‌های طراحی چندموضوعی بر پایه خودکار نمودن^۱ فرایند طراحی را فراهم نمود. رویکرد بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی^۲ با ساختار مناسب در تفکیک، مدل‌سازی و ارزیابی سیستم با لحاظ کردن تأثیر متقابل روابط موضوعی، موجب بهبود مشکل زمان و هزینه در طراحی سیستم‌های پیچیده می‌شود. ساختارهای بهینه‌سازی چندموضوعی مبتنی بر قابلیت اطمینان به‌عنوان یکی از بهینه‌ترین ساختارهای طراحی سیستم‌های مدرن از منظر هزینه محاسباتی و عملکرد هستند.^[۴]

۱.۱. اهداف و نوآوری

این پژوهش به دنبال ارائه ساختاری بهینه برای مسئله طراحی تحت عدم قطعیت برای مرحله اول یک ماهواره در مسیر بازگشت به اتمسفر با در نظرگیری اثرات انعطاف‌پذیری است. در تمامی کارهای گذشته در زمینه طراحی بهینه مسیر بازگشت به اتمسفر به روش کنترل بهینه، مسئله بارها به تنهایی تحت عنوان موضوع مسیر مدنظر بود. در این پژوهش با وارد کردن اثرات انعطاف‌پذیری به معادلات دینامیکی، موضوع سازه در کنار موضوع مسیر به‌منظور طراحی یکپارچه، مسئله طراحی را تشکیل می‌دهند. این انتخاب با توجه به روابط کوپل شده میان معادلات حالت و ویژگی‌های سازه‌ای استاتیکی و دینامیکی بدنه انعطاف‌پذیر انجام شده است. به همین منظور، نوآوری دیگر این پژوهش، حضور قیود سازه به‌منظور حفظ ایمنی بدنه انعطاف‌پذیر مانند تنش، کمانش، حرارت جذب شده عایق و پایداری استاتیکی از طریق بهینه‌سازی ضخامت پوسته و عایق در طی پرواز مافوق صوت است. در طراحی نامعین حضور عدم قطعیت‌های جدید و مرتبط به انعطاف‌پذیری مانند عدم قطعیت در فرکانس طبیعی مود خمشی اول و ضریب میرایی سازه در کنار عدم قطعیت‌های بحرانی در مسیر بازگشت به جو مانند عدم قطعیت در سرعت اولیه، ضریب برآ و ضریب عایق مدل‌سازی شده‌اند.

به این ترتیب، در پژوهش حاضر ابتدا به فرمول‌بندی مسئله طراحی تحت عدم قطعیت با معیار قابلیت اطمینان و همچنین ساختارهای تحلیل حلقه قابلیت اطمینان پرداخته می‌شود. سپس، ساختارهای مسئله MDO و ساختار تحلیل چندموضوعی مبتنی بر قابلیت اطمینان متوالی تشریح می‌گردد. با مدل‌سازی موضوعات طراحی، محدودیت‌ها و الزامات مسئله طراحی به‌ویژه قیود مربوط به بازگشت‌پذیری و انعطاف‌پذیری ماهواره بر تعیین می‌گردد. در نهایت، مسئله طراحی نامعین فرمول‌بندی و نتایج تشریح می‌شوند.

۲. بهینه‌سازی طراحی تحت عدم قطعیت

در مسائل طراحی بهینه معین، در برخورد با عدم قطعیت‌ها و قیود سخت فعال شده (دارای عدم قطعیت)، از ضرایب ایمنی و خرابی استفاده می‌شود. در این رویکرد، طرح با اعمال ضریب بزرگ‌تر از یک در بارهای وارد شده سعی در ایجاد شرایط سخت‌گیرانه و یا با اعمال ضریب خرابی کوچک‌تر از یک در مشخصه‌های استحکامی سعی در محدود کردن قیود دارد. این ضرایب از مسائل طراحی قبلی تعیین می‌شوند و همین موضوع می‌تواند موجب افزایش هزینه برای ضرایب دست بالا و یا احتمال شکست برای ضرایب دست پایین گردد. همچنین، محدود شدن فضای طراحی توسط ضرایب ایمنی - خرابی در مسائل بزرگ با تعداد قیود بالا، از

معایب دیگر این رویکرد است. در رویکرد طراحی نامعین، عدم قطعیت با استفاده از روش‌های مختلف مدل‌سازی و انتشار آن در سیستم بررسی می‌شود. مزیت اصلی این روش، کاهش هزینه و ریسک طراحی و امکان مقاوم‌سازی و اندازه‌گیری قابلیت اطمینان طرح است.

۱.۲. مسئله بهینه‌سازی طراحی نامعین مبتنی بر قابلیت اطمینان

طراحی نامعین به‌منظور پوشش نواقص طراحی سنتی در برخورد با عدم قطعیت‌ها توسعه پیدا کرده است. در این رویکرد، عدم قطعیت‌های موجود در متغیرها و پارامترهای مسئله پس از شناسایی به‌کمک روش‌های مختلف مدل‌سازی می‌شوند. به همین جهت، هزینه طراحی تنها در نواحی شکست برای دستیابی به معیار طراحی (مقاوم و یا قابلیت اطمینان) افزایش می‌یابد. به عبارت دیگر، هیچ‌گونه طراحی غیرضروری بجز در برخی نواحی نیاز نیست. هدف از فرمولاسیون مسئله RBDO، بیان شانس شکست براساس مدهای شکست با استفاده از روش‌ها و تئوری‌های مختلف است. در تئوری احتمالات متغیرهای عدم قطعیت‌دار تحت عنوان متغیر اتفاقی، تعریف و اطلاعات آماری مورد نیاز برای توصیف ریاضی آنها به‌طور معمول توسط نمونه‌برداری به‌دست می‌آید. اما به‌منظور مدل‌سازی و حل مسائل کاربردی از جمله تقریب قابلیت اطمینان، روش‌های تقریبی مانند روش‌های مبتنی بر محتمل‌ترین نقطه^۳ توسعه پیدا کرده‌اند.

روش محتمل‌ترین نقطه برای تقریب قابلیت اطمینان از تقریب تابع مد نظر در فضای گوسی استاندارد بهره می‌برد. با انتقال تابع قید به این فضا، توزیع احتمالی متغیرها به فرم نرمال استاندارد تبدیل می‌شود. در این حالت کمترین فاصله تقریب خطی $g_i(x) = 0$ (مرکز شکست در قید) تا مبدأ مختصات بیانگر محتمل‌ترین نقطه شکست و یا به‌طور اصطلاح، شاخص قابلیت اطمینان β است. در نتیجه، مسئله استاندارد RBDO با استفاده از روابط ۱ و ۲ فرمول‌بندی می‌شود. این مسئله شامل یک حلقه بهینه‌سازی اصلی به‌منظور بهینه‌سازی تابع عملکرد و برآورده کردن قیود معین مطابق رابطه ۱ و یک حلقه تقریب قابلیت اطمینان مطابق رابطه ۲ به‌منظور تبدیل قید سخت به قید نرم خواهد بود. u در این رابطه بردار متغیرهای قید در فضای گوسی استاندارد است.^[۴]

$$\min f(d, X, P)$$

S.T :

$$\beta_j(d, X, P) \geq \beta_{tj} \quad j = 1, 2, \dots, N_R \quad (1)$$

$$G_k^*(d, P) \leq 0 \quad k = 1, 2, \dots, N_S$$

$$\beta = \min \sqrt{uu^T} \quad (2)$$

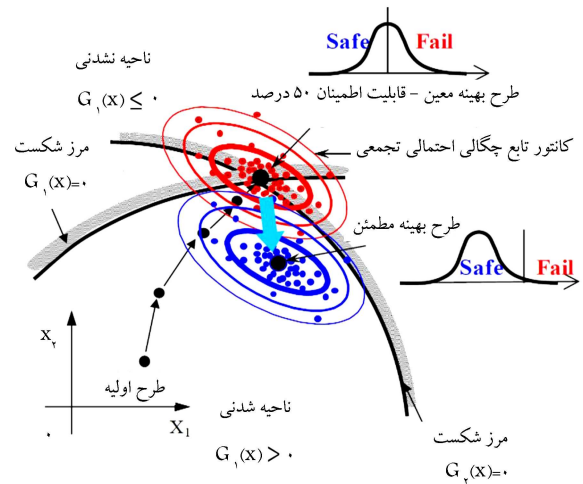
$$\text{S.T : } G(u) = 0$$

در رابطه فوق، d, X, P به ترتیب پارامترهای طراحی، متغیرهای معین و متغیرهای عدم قطعیت‌دار مسئله هستند. G_k^* قید معین k ام و β_j شاخص قابلیت اطمینان قید سخت j ام را نشان می‌دهد که از حلقه تخمین قابلیت اطمینان در هر تکرار به‌دست می‌آید. برای حل این مسئله، دو رویکرد کلی توسعه داده شده است.

رویکرد شاخص قابلیت اطمینان^۴ در این رویکرد، قابلیت اطمینان مطلوب توسط طراح انتخاب می‌شود. این مسئله همان فرم استاندارد RBDO است. RIA بخاطر ایجاد تکیه‌گذاری در انحراف معیار نزدیک صفر از پایداری محاسباتی برخوردار نیست و این موضوع موجب توسعه روش اندازه‌گیری عملکرد شد.^[۵] رویکرد اندازه‌گیری عملکرد^۵ رویکرد این روش براساس کارایی محاسباتی یک

چند موضوعی را به امکان پذیری چند موضوعی،^۷ امکان پذیری تک موضوعی^۸ و همه در یک زمان^۹ تقسیم کردند و این سه روش را روش های بهینه سازی یکپارچه نامیدند.^[۸] این روش ها از یک الگوریتم بهینه ساز در سطح سیستم به منظور بهینه سازی استفاده می کردند. برای مثال، روش AAO بدون اتکا به تحلیل موضوعی، به دنبال پاسخ بهینه کلی مسئله در سطح سیستم است. در این حالت روابط بین موضوعی توسط متغیرهای فرعی در موضوعات به کار گرفته شده و در سطح سیستم تحت قیود تساوی با مقادیر متناظر خود برابر خواهند شد. اما در روش MDF، تحلیل موضوعی در هر تکرار به صورت حل معادلات حالت پاسخ مسئله را تضمین می کند. در روش IDF نیز به جای تحلیل موضوعی، تخمینی از متغیرهای موضوعات دیگر که به متغیرهای کمکی معروف هستند در موضوع مدنظر استفاده می شوند. در نهایت از قیود تساوی به منظور همگرایی متغیرهای تخمین زده شده و مقادیر متناظر آن استفاده می شود.^[۹] این روش ها عملاً برای مسائل متوسط و بزرگ صنعتی غیر قابل هستند.

در همان سال ۱۹۹۴، ساییسکی و بالینک میان ساختارهای ارائه شده توسط کرمر و ساختارهایی که از چندین الگوریتم بهینه سازی در سطح موضوعات استفاده می کنند اصطلاحاً چندسطحی نامیده می شوند تمایز قائل شدند.^[۱۰] در این روش ها، علاوه بر بهینه سازی مستقل موضوعات، بهینه ساز سطح سیستم در راستای همگرایی بین موضوعات و محاسبه متغیرهای مشترک عمل می کند. بهینه سازی مشارکتی^{۱۰} در سال ۱۹۹۷ توسط براون و کروو به عنوان اولین ساختار دو سطحی معرفی شد.^[۱۱] در این روش، بهینه ساز در سطح سیستم تنها در راستای همگرایی متغیرهای تخمین زده شده و مقدار اصلی متناظر آن عمل می کند. ساختار بهینه سازی زیرسیستم همزمان^{۱۱} نیز توسط ووژک و همکارانش مطرح شد.^[۱۲] در این ساختار، تحلیل چند موضوعی و تحلیل حساسیت به طور همزمان با ایجاد یک مدل تقریبی، به زیرسیستم ها اجازه می دهد تا با برآورد تأثیر متغیرهای موضوعات دیگر بر زیرسیستم مدنظر، به طور مستقل در فرایند بهینه سازی سهم باشند. بهینه ساز سطح سیستم در نهایت به دنبال بروزسانی متغیرها با توجه به مدل تقریبی ایجاد شده و خروجی مسائل بهینه سازی زیرسیستم ها برای حلقه ی بعد خواهد بود.^[۱۳] حضور همزمان تحلیل سیستمی و تحلیل حساسیت موجب افزایش هزینه محاسباتی در این روش می شود و در نهایت، سیستم یکپارچه دو سطحی^{۱۲} توسط ساییسکی مطرح شد.^[۱۵] هدف این ساختار، بهینه سازی موضوعی محاسبه ضریب لاگرانژ قیود هر کدام از موضوعات از طریق پیدا کردن مقدار بهینه متغیرهای محلی است. بهینه ساز سطح سیستم نیز با استفاده از اطلاعات به دست آمده از بهینه ساز موضوعی، متغیرهای مشترک (سطح سیستم) را برای حلقه بعد بروزسانی می کند.^[۱۶] با ورود عدم قطعیت به مسائل طراحی، ساختارهای MDO وارد چالش جدیدی شدند. با ادغام مسئله تقریب قابلیت اطمینان با مسئله بهینه سازی چند موضوعی، یک حلقه درونی به مسئله طراحی اضافه می شود. این موضوع کارایی MDO را به خصوص در مسائل متوسط و بزرگ تا حد زیادی تحت تأثیر قرار می دهد. کوخ و همکارانش^[۱۸] دو و چن^[۱۹] و سوئز و همکارانش^[۲۰] با استفاده از ساختار موازی و با استفاده از نمونه برداری مونت کارلو^{۱۳} توسط ساختار AAO برای اولین بار مسئله MDO مبتنی بر قابلیت اطمینان^{۱۴} را فرمول بندی کردند.^[۲۱] سوئز در پژوهش دیگری از روش مدل سطح پاسخ به علت کاهش هزینه محاسباتی نسبت به روش های نمونه برداری برای تقریب قابلیت اطمینان استفاده کرد. آگوال و همکارانش^[۲۱] چون و همکارانش^[۲۲] و ون و همکارانش^[۲۳] با حذف تحلیل موضوعی از طریق رویکرد تحلیل و طراحی همزمان،^{۱۵} یک ساختار دو حلقه ای و تک سطحی که در آن ارزیابی قابلیت اطمینان در حلقه داخلی با تقریب مرتبه اول



شکل ۱. مفهوم هندسی جابه جایی قیود در فاصله MPP.^[۱]

تابع پیچیده تحت قیود ساده به جای یک تابع ساده تحت قیود پیچیده (RIA) است. در این حالت حلقه تخمین قابلیت اطمینان برای قید احتمالی نام مطابق رابطه ۳ خواهد بود.^[۶] در واقع با جابه جایی تابع هدف و قید سرعت همگرایی و مقاومت به خصوص در مسائل غیرخطی به شدت افزایش می یابد.

$$\min G_i(u) \quad (3)$$

$$S.T \ ||u|| = \beta_i$$

۲.۲. ساختارهای مسئله RBDO

در حل مسائل RBDO، دو حلقه بهینه سازی اصلی و تخمین قابلیت اطمینان همزمان وجود دارند. این دو حلقه به یکدیگر وابسته هستند و نحوه قرار گرفتن و ترتیب حل این دو مسئله به شکل موازی و یا سری در هزینه محاسباتی و سرعت همگرایی مؤثر خواهد بود. رویکرد موازی در بخش قبل تشریح شد. در این رویکرد پس از همگرایی حلقه تخمین قابلیت اطمینان، قیود احتمالی در مسئله بهینه سازی اصلی مورد ارزیابی قرار می گیرند. با توجه به اینکه به ازای هر قید سخت یک مسئله تخمین قابلیت اطمینان وجود دارد، هزینه محاسباتی برای مسائل با تعداد قیود احتمالی بالا در این روش به شدت افزایش یافته و در واقع کارایی خود را از دست می دهد. رویکرد سری به منظور رفع مشکل روش موازی اولین بار توسط دو و چن مطرح شد.^[۷] در این رویکرد، مسئله بهینه سازی به صورت معین حل شده و پس از آن برای متغیرهای بهینه ارزیابی قابلیت اطمینان انجام می شود. سپس، در تکرار بعد، متغیرهای عدم قطعیت دار به اندازه MPP حلقه قبل جابه جا می شوند و این فرایند تا زمانی که قیود در محدوده قابل قبول قرار گیرند، ادامه می یابد. در واقع، به جای اینکه به اندازه MPP از قیود سخت فاصله گرفته شود، قیود سخت به اندازه MPP مطابق شکل ۱ جابه جا می شوند. به این روش اصطلاحاً بهینه سازی و ارزیابی قابلیت اطمینان سری^۶ گفته می شود.

۳. بهینه سازی طراحی چند موضوعی مبتنی بر قابلیت

اطمینان

برای اولین بار، کرمر و همکارانش در سال ۱۹۹۴ ساختارهای طراحی و بهینه سازی

۱.۳. بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی تحت ساختار تحلیل قابلیت اطمینان سلسله‌مراتبی

نحوه بهره‌گیری و اعمال عدم قطعیت در مسائل UMDO می‌تواند به شدت همگرایی کل مسئله را تحت تأثیر قرار دهد. این موضوع به دلیل انتشار عدم قطعیت در موضوعات و تأثیر آن در تحلیل چندموضوعی و تحلیل قابلیت اطمینان است. ساختار RBMDO مشابه RBDO به دو دسته موازی و متوالی تقسیم می‌شود. ساختارهای موازی به دلیل عدم کارایی حتی در مسائل متوسط عملاً استفاده نمی‌شوند. ساختار مسئله طراحی SMRA به حلقه‌های سلسله‌مراتبی بهینه‌ساز اصلی و تحلیل قابلیت اطمینان تقسیم می‌شود. برای یک سیستم n موضوعی، فرایند این مسئله شامل مراحل زیر است ۱. حل مسئله MDO به صورت معین. در حلقه اول مسئله MDO به صورت معین حل شده و از حلقه دوم بر اساس اطلاعات حلقه قبل مسئله MDO مطابق رابطه ۴ فرمول‌بندی می‌شود.

$$\min_{(d_s, d_i, \mu_{x_s}^M, \mu_{x_i}^M, p_i^M, y_i^M)} f(d_s, d_i, \mu_{x_s}^M, \mu_{x_i}^M, p_i^M, y_i^M)$$

S.T :

$$G^i(d_s, d_i, \mu_{x_s}^M - s_s^{(i)}, \mu_{x_i}^M - s_i^{(i)}, y_i^{MPP(i)}, p_i^{MPP(i)})^{k-1} \leq 0$$

$$g^i(d_s, d_i, \mu_{x_s}^M, \mu_{x_i}^M, y_i^M, p_i^M) \leq 0$$

$$y_i^M = y_i(d_s, d_i, \mu_{x_s}^M, \mu_{x_i}^M, y_i^M)$$

$$s_s^{(i)} = \mu_{x_s}^{(i)k-1} - x_s^{MPP(i)k-1}$$

$$s_i^{(i)} = \mu_{x_i}^{(i)k-1} - x_i^{MPP(i)k-1}$$

(۴)

G^i : قید سخت موضوع i ام، g^i قید معین موضوع i ام، $\mu_{x_s}^M$ و $\mu_{x_i}^M$ به ترتیب بردار میانگین متغیرهای احتمالی مشترک و موضوع i ام بوده و برابر با مقدار بهینه حلقه قبل هستند. p_i^M بردار پارامترهای احتمالی موضوع i ام و برابر با میانگین آن است. $s_s^{(i)}$ و $s_i^{(i)}$ بردارهای جابه‌جایی متغیرهای موضوعی و مشترک هستند. $X_s^{MPP(i)k-1}$ ، $X_i^{MPP(i)k-1}$ و $p_i^{MPP(i)k-1}$ مقادیر به دست آمده از تحلیل قابلیت اطمینان حلقه $k - l$ هستند.

۲. تحلیل قابلیت اطمینان در مختصات بهینه. برای پارامترهای احتمالی $u_p^{(i)}$ متغیرهای احتمالی $u_s^{(i)}$ و $u_i^{(i)}$ و متغیر حالت $y_i^{(i)}$ در فضای گوسی استاندارد برای قید احتمالی i ام مطابق رابطه ۵ انجام می‌شود. معادلات حالت یا قیود تساوی مطابق ساختار MDO مد نظر تنظیم می‌شوند.

$$\max_{(u_s^{(i)}, u_i^{(i)}, u_p^{(i)})} G^i(d_s, d_i, u_s^{(i)}, u_i^{(i)}, u_p^{(i)}, y_i^{(i)})$$

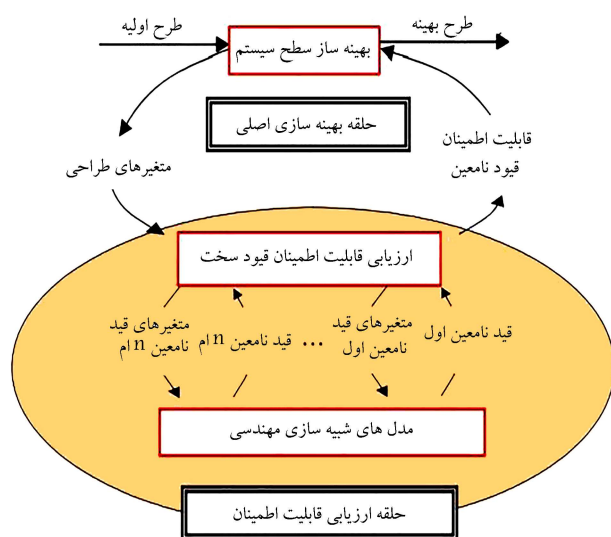
S.T :

$$\|u_s^{(i)}, u_i^{(i)}, u_p^{(i)}\| = \beta_t$$

$$y_i^{(i)} = y_i(d_s, d_i, (\mu_{x_s}^M + u_s^{(i)} \sigma_s), (\mu_{x_i}^M + u_i^{(i)} \sigma_i), y_i^{(i)})$$

(۵)

۳. ارزیابی معیارهای همگرایی. به ازای هر کدام از بهینه‌ساز و تحلیل‌های قابلیت اطمینان قیود احتمالی، معیار همگرایی وجود دارد. در صورت عدم همگرایی، مقادیر اولیه حلقه جدید برابر با مقدار بهینه حلقه قبل، پارامترهای احتمالی برابر با MPP حلقه قبل و بردار جابه‌جایی متغیرهای احتمالی از مقدار بهینه و خروجی حلقه تحلیل قابلیت اطمینان حلقه قبل به دست می‌آیند.

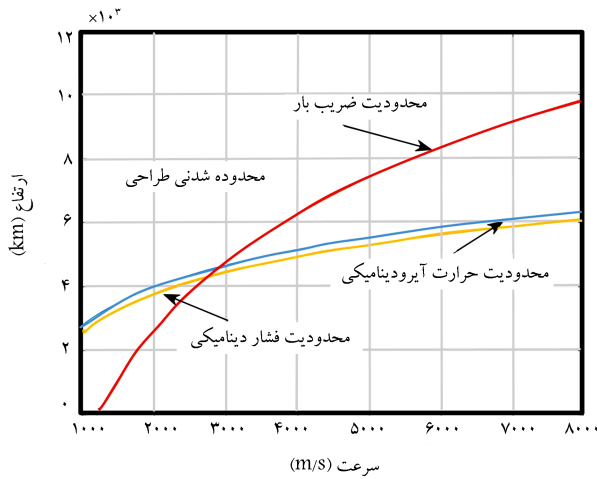


شکل ۲. حلقه ارزیابی قابلیت اطمینان در مسئله MDO. [۲۶]

کرش - کان - تاکر^{۱۶} محاسبه می‌گشت را توسعه دادند. به علت افزایش متغیرهای کمکی و قیود مسئله، روش‌های توسعه یافته بر اساس KKT به نسبت کارآمد نبودند و در مسائل بزرگ با تعداد قیود بالا به دلیل افزایش خطای تقریب دقت مناسبی نداشتند. [۲۵]

استراتژی دیگر در حل موثر RBMDO، تفکیک حلقه‌های مسئله طراحی است. ایده این روش بر اساس قرارگیری حلقه‌های متوالی MDO معین و تحلیل قابلیت اطمینان چندموضوعی^{۱۷} تحت عنوان ارزیابی قابلیت اطمینان چندموضوعی سلسله‌مراتبی^{۱۸} مشابه ساختار SORA برای مسائل تک موضوعی مشابه ساختار شکل ۲ شکل گرفت.

ساختار MRA در کارایی RBMDO نقش بسیار کلیدی ایفا می‌کند. به عبارت دیگر، مقدار زیادی از محاسبات در مسائل RBMDO مربوط به تحلیل چندموضوعی و تحلیل قابلیت اطمینان چندموضوعی از طریق ارزیابی‌های مکرر می‌شود. الکساندروف و لوتیس به منظور افزایش کارایی RBMDO، رویکرد تقریبی RIA را با ساختار چندموضوعی IDF ادغام کردند. [۲۷] هرچند در این روش تحلیل قابلیت اطمینان به صورت موازی در مسئله قرار می‌گرفت، اما حفظ روابط میان موضوعی توسط متغیرهای کمکی در این ساختار نسبت به وجود حلقه تحلیل موضوعی در ساختار MDF، به عملکرد بهتر حلقه تحلیل قابلیت اطمینان کمک کرد. پادمانن و بتل نیز از ترکیب RIA و ساختار CSSO استفاده کردند. [۲۸] اما همانطور که اشاره شد، همگرایی RIA مشکلات همگرایی را به همراه داشت. آن و کوون از روش تقریب قابلیت اطمینان درجه اول در ساختار BLISS استفاده کردند و مشخص شد این روش در مواجهه با قیود احتمالی غیرخطی عملکرد مناسبی ندارد. [۲] دو همکارانش نیز از ادغام MDF و IDF با رویکرد اندازه‌گیری عملکرد PMA برای تقریب قابلیت اطمینان استفاده کردند. [۲۹] در این مطالعه نشان داده شد که افزایش تحلیل قابلیت اطمینان در MDF-PMA و افزایش متغیرهای کمکی در IDF-PMA، موجب ناکارآمدی آن‌ها می‌شود. مسئله قرارگیری تحلیل قابلیت اطمینان در ادغام با DMDO در پژوهش‌های زیادی مورد بررسی قرار گرفته و جداسازی حلقه MRA و قرارگرفتن سلسله‌مراتبی در کنار DMDO تحت عنوان SMRA برای مسائل بزرگ با قیود بالا، از منظر زمان و هزینه محاسباتی عملکرد بسیار بهینه‌تری داشت. [۳۰-۳۲]



شکل ۳. محدوده قابل قبول برای سرعت و ارتفاع بر حسب قیود مسیر.

قیود مسیر به طور متداول شامل سه دسته محدوده تغییرات متغیرهای کنترلی رابطه ۱۳، شرایط نهایی متغیرهای حالت رابطه ۱۴ و سایر قیود مربوط به الزامات مسیر و محدودیت های سازه مانند فشار دینامیکی، ضریب بار، شار حرارتی آیرودینامیکی مشابه شکل ۳، دمای ایستایی، شتاب عرضی/کنترلی، انحراف سطوح کنترلی، پسا و ... می شوند.

$$u_{i_{\min}} \leq u_i(t) \leq u_{i_{\max}} \quad i = 1, 2 \quad (13)$$

$$|\dot{u}_i(t)| \leq \dot{u}_{i_{\max}}$$

$$|x_j(t_f) - x_{j_f}| \leq \Delta x_j \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (14)$$

$$Q_s = 9,95306 \times 10^{-5} \sqrt{\rho V^{2,97}} \quad (15)$$

$$q_\infty = 0,5 \rho V^2$$

$$nT = \frac{1}{\rho m g} \rho V^2 S \sqrt{C_L^2 + C_D^2}$$

به منظور محاسبه حداقل زاویه حمله مجاز در هر لحظه، چگالی یا ارتفاع مورد نیاز برای قرار گرفتن جسم در شرایط حداکثر حرارت آیرودینامیکی مجاز و حداکثر فشار دینامیکی مجاز در سرعت مد نظر مطابق رابطه ۱۶ محاسبه می شود. محدودیت نهایی را حداکثر چگالی مشخص خواهد کرد. سپس با حل معادله ۱۷ برای ضریب بار در شرایط بحرانی به دست آمده از مرحله قبل، ضریب بار و ضریب پسا متناظر با حداقل زاویه حمله مجاز در سرعت مشخص استخراج خواهد شد. [۲۴] به این ترتیب، قید زاویه حمله بحرانی محاسبه خواهد شد. این مقدار باید همواره از حداقل زاویه حمله مشخص شده توسط الزامات ماموریت $\alpha_{\min_{lim}}$ بیشتر باشد.

$$\rho Q_{s_{\max}} = (Q_{s_{\max}} / 9,95306 \times 10^{-5} V^{2,97})^2 \quad (16)$$

$$\rho q_{\infty_{\max}} = q_{\infty_{\max}} / (0,5 \times V^2)$$

$$\frac{q_\infty}{\rho m g} \sqrt{C_L^2(\alpha_{cr}, M) + C_D^2(\alpha_{cr}, M)} - nT_{\max} = 0 \quad (17)$$

$$\alpha_{\min}(V) = \max(\alpha_{cr}, \alpha_{\min_{lim}}) \quad (18)$$

در تقریب یک تابع مانند منحنی زاویه حمله، درون یابی چندجمله ای در صفرهای چندجمله ای متعامد چیبیشف می تواند میزان حداکثر خطا را در فواصل درون یابی به حداقل رساند. در واقع، درون یابی چندجمله ای چیبیشف یک تقریب بهینه تابع خواهد بود. [۲۴] منحنی زاویه حمله کنترلی توسط چندجمله ای چیبیشف مطابق رابطه ۱۹

۴. مدل سازی موضوعات ماهواره بر

۱.۴. موضوع مسیر

در این پژوهش، معادلات سه درجه آزادی حرکت در دستگاه مسیر و یک درجه آزادی الاستیک (مود خمشی اول) در راستای محور Z در دستگاه بدنی مطابق ۶ مد نظر است. نیروها و ممان آیرودینامیکی، کنترلی و پشرانش در دستگاه بدنی مطابق ۷ و بسط خطی زاویه حمله در طول جسم مطابق ۸ خواهد بود. از ترم های غیرخطی مختصات تعمیم یافته به علت کوچک بودن صرف نظر شده است. معادلات برای مرکز جرم تغییر شکل نیافته توسعه داده شدند. [۲۳]

$$\dot{V} = \frac{1}{m} (F_x^B \cos \alpha + F_z^B \sin \alpha - mg \sin \gamma)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{V m} (-F_x^B \sin \alpha + F_z^B \cos \alpha - mg \cos \gamma) + \frac{V \cos \gamma}{r}$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_y} M_y$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma}$$

$$\xi_1 = -2\mu_1 \omega_{n_1} \xi_1 - 2p\eta_1 - (\omega_{n_1}^2 - p^2 - q^2) \xi_1$$

$$+ \frac{1}{M_1} \int_L F_z^B(x) \varphi_1(x) dx \quad (6)$$

$$F_x^B = F_{T_x} + F_{A_x} + F_{C_x}$$

$$F_z^B = F_{T_x} \xi_1 \varphi_1'(x_T) + F_{A_x} \xi_1 \varphi_1'(x_D) + F_{C_z}$$

$$- qs \left(\int_L c_{l\alpha}(\alpha, M, x) \alpha(x, t) dx + \sum_{k=1}^m c_{l\alpha}(\alpha, M, x_{w_k}) \alpha(x_{w_k}, t) \right)$$

$$M_y = -x_T F_{T_x} \xi_1 \varphi_1'(x_T) + F_{T_x} \xi_1 \varphi_1(x_T) + F_{A_x} \xi_1 \varphi_1(x_D) - qs \left(\int_L x c_{l\alpha}(\alpha, M, x) \alpha(x, t) \varphi_1(x) dx + \sum_{k=1}^m x_{w_k} c_{l\alpha}(\alpha, M, x_{w_k}) \alpha(x_{w_k}, t) \varphi_1(x_{w_k}) \right) + M_{C_z}$$

$$\varphi_1(x_{w_k})$$

$$\alpha(x, t) = \alpha_0(t) - \delta_z(x, t) + \frac{1}{u} \delta_z(x, t) - \frac{qx}{u}$$

$$= \alpha_0(t) - \varphi_1'(x) \xi_1(t) + \frac{1}{u} \varphi_1(x) \xi_1(t) - \frac{qx}{u} \quad (8)$$

۱.۴.۱. طراحی مسیر بهینه

هدف اصلی مسئله بهینه سازی مسیر بازگشت، طراحی مسیری است که قادر به حداقل یا حداکثر کردن شاخص عملکرد تحت قیود غیرخطی و محدودیت های مختلف باشد. در کنترل بهینه چنین مسئله ای به فرم استاندارد مسئله بلزا [۱۹] فرمول بندی می گردد. مسئله بلزا به دنبال یافتن مقادیر متغیرهای حالت $x \in \mathbb{R}^n$ و $u \in \mathbb{R}^m$ کنترلی در طول مسیر به گونه ای است که تابع هدف بلزا مطابق رابطه ۹ حداقل گردد. در این رابطه ϕ شاخص عملکرد نقطه پایانی و g شاخص عملکرد انتگرالی در طول مسیر است. تابع عملکرد تحت قیود مربوط به معادلات دینامیکی جسم ۱۰، قیود مرزی ۱۱ و قیود مسیر ۱۲ قرار دارد. [۱]

$$J = \phi(x(t_0), t_0, x(t_f), t_f) + \int_{t_0}^{t_f} g(x(t), u(t), t) dt \quad (9)$$

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t), t) \quad (10)$$

$$\phi(x(t_0), t_0, x(t_f), t_f) = 0 \quad (11)$$

$$C(x(t), u(t), t) \leq 0 \quad (12)$$

با نوشتن معادلات تعادل مطابق رابطه ۲۳، نیروی برشی و ممان خمشی برای هر مقطع از ماهواره بر به دست خواهد آمد.

$$\begin{aligned} \sum f_z = 0 &: -f_{z_{shear}}(x_i) + f_{z_{inertia}}(x_i) + L(x_i) = 0 \\ \sum M_y = 0 &: M_{y_{bending}}(x_i) + M_{y_{inertia}}(x_i) + \\ &L(x_i) x_{cp}(x_i) + f_{z_{inertia}}(x_i) x_{cg}(x_i) = 0 \end{aligned} \quad (23)$$

برای محاسبه تنش محوری کل، علاوه بر تنش خمشی، تنش حاصل از نیروی محوری نیز با استفاده از نیروی پسا و شتاب محوری مشابه مسیر قبل محاسبه می‌شود.

$$\sigma_{total} = \sigma_{bending} \pm \sigma_{axial} = \frac{M_b c}{I_y} \pm \frac{P}{A} \quad (24)$$

ارزیابی کمانش: کمانش به عنوان یک ناتوانی در سازه به علت تغییر شکل‌های غیرقابل بازگشت در مواجهه با بارهای محوری و عمودی تعریف می‌شود. تنش خمشی و فشاری بحرانی در یک استوانه جدار نازک از روابط ۲۵ و ۲۶ محاسبه می‌شوند.^[۲۵]

$$\sigma_{cr_p} = 0.765 E \frac{t}{r} \left(1 - 0.731 \left(1 - e^{\frac{1}{16} \sqrt{\frac{r}{t}}} \right) \right) [Mpa] \quad (25)$$

$$\sigma_{cr_b} = 0.765 E \frac{t}{r} \left(1 - 0.901 \left(1 - e^{\frac{1}{16} \sqrt{\frac{r}{t}}} \right) \right) [Mpa] \quad (26)$$

به منظور حفظ سلامت سازه و عدم بروز کمانش بدون نیاز به تقویت‌کننده ضریب کمانش کل باید بزرگتر از واحد باشد.

$$C_{buckle} = \frac{1}{\frac{\sigma_{axial}}{\sigma_{cr_p}} + \frac{\sigma_{bending}}{\sigma_{cr_b}}} \quad (27)$$

ارزیابی حاشیه پایداری استاتیکی: با توجه به تغییرات مستقیم جرم در تعیین ضخامت پوسته، اطمینان از حفظ حاشیه پایداری استاتیکی در طی طراحی امری ضروری تلقی می‌شود.

سیستم عایق حرارت: محدودیت‌های سازه‌های مسیر و نزدیک کردن هرچه بیشتر مسیر به پرواز پایدار و افزایش برد موجب افزایش زمان پرواز و در نتیجه افزایش بار حرارتی جذب‌شده توسط سیستم عایق می‌گردد. از سوی دیگر، سرعت مافوق صوت جسم بازگشت‌پذیر موجب بروز موج‌های صوتی پی‌درپی و در نتیجه افزایش ناگهانی دما به‌ویژه در نوک جسم می‌گردد. به همین علت، طراحی بهینه ابعاد و ضخامت عایق از طریق ارزیابی و مصالحه با الزامات و محدودیت‌های مسیر یکی از موضوعات طراحی اجسام بازگشت‌پذیر است.^[۲۶] مقدار حرارت جذب‌شده توسط عایق در یک بازه زمانی مشخص از طریق معادله ۲۸ به دست می‌آید. ضریب هدایت عایق $C_{conductivity}$ تابعی از دما است.

$$\begin{aligned} Q_{ConductivityTPS} &= \int_{t_0}^{t_f} \dot{q}_{abs} S dt \\ &= C_{Conductivity} \rho T P S (t_f - t_0) \end{aligned} \quad (28)$$

۵. شبیه‌سازی

۱.۵. صحنه‌سنجی

سه چهارچوب اصلی یک سطحی با دوساختر تخمین قابلیت اطمینان چندموضوعی موازی و سری مطابق مرجع^[۲۶] به منظور صحنه‌سنجی فرمول‌بندی مسئله MDO نامعین و بررسی کارایی از جهت هزینه محاسباتی انتخاب شده‌اند. همانطور که

تقریب زده می‌شود. در این $I_k^{N_\alpha}$ رابطه برابر با k امین تابع پایه چندجمله‌ای چیشیف مرتبه N_α و $\eta_k^{N_\alpha}$ ضریب متناظر آن خواهد بود. τ متغیر اصلی چندجمله‌ای و در بازه $[-1, 1]$ به صورت تابعی از سرعت مطابق رابطه ۲۰ تعریف می‌گردد. بردار ضرایب $X = [\eta_1^{N_\alpha} \eta_2^{N_\alpha} \dots \eta_{N_\alpha}^{N_\alpha}] \in [0, 1]$ بیانگر بردار متغیرهای طراحی هستند. با تعیین این بردار، منحنی زاویه کنترل‌ی مشخص و انتگرال‌گیری عددی معادلات حالت صورت می‌گیرد.^[۱]

$$\eta(\tau) = \sum_{k=1}^{N_\alpha} \eta_k^{N_\alpha} I_k^{N_\alpha}(\tau) \quad (19)$$

$$\alpha(V) = (1 - \eta(\tau))\alpha_{min}(V) + \eta(\tau)\alpha_{max}$$

$$\tau = 2 \frac{V(t) - V_i}{V_f - V_i} - 1 \quad (20)$$

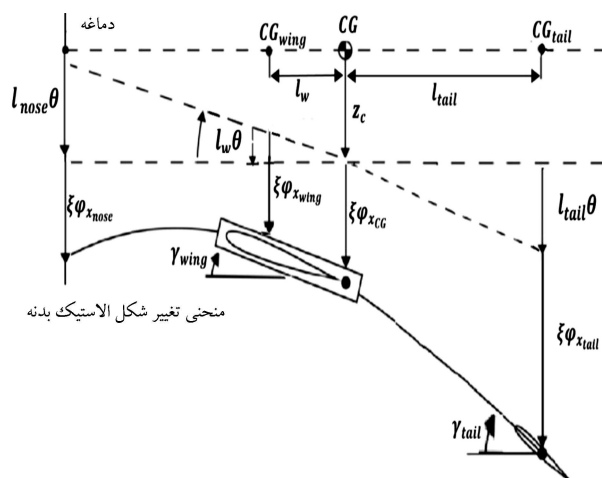
۲.۴. موضوع سازه

ارزیابی تنش: پس از تعیین بارهای وارد بر ماهواره بر و مشخص شدن شرایط بحرانی به عنوان نقطه طراحی، تنش و کمانش پوسته دو معیار اصلی برای تعیین ضخامت خواهند بود. در تحلیل استاتیکی، بدنه ماهواره بر به مقاطع کوچک تقسیم‌بندی شده و توزیع جرم، توزیع ضرایب آیرودینامیکی، مرکز فشار و مرکز جرم متناظر با هر قسمت در طول ماهواره بر، با توجه به شرایط پروازی محاسبه می‌شود. مقدار زاویه حمله در مرکز آیرودینامیکی هر قسمت از بدنه از بسط زاویه حمله به دست خواهد آمد. شتاب زاویه‌ای در طول جسم ثابت و برابر با مقدار متناظر آن در مرکز جرم است. اما برای محاسبه شتاب خطی در طول بدنه نیاز به محاسبه موقعیت هر قسمت نسبت به مرکز جرم می‌باشد. این مقدار مطابق شکل ۴ از رابطه ۲۱ محاسبه و نیرو و ممان اینرسی در طول جسم از رابطه ۲۲ به دست می‌آیند. با این عمل، ماهواره بر به یک تیر دوسر آزاد تحت نیرو و ممان اینرسی و آیرودینامیکی تبدیل می‌شود.^[۲۵]

$$z_{x_i} = z_{CG_{total}} + \theta(x_i - x_{CG}) + \xi \varphi(x_i) \quad (21)$$

$$f_{z_{inertia}}(x_i) = -(|\ddot{z}_{CG}| m(x_i) + \ddot{\theta}(x_i - x_{CG}) + \ddot{\xi} \varphi(x_i))$$

$$M_{inertia}(x_i) = -|\ddot{\theta}| I_y(x_i) \quad (22)$$

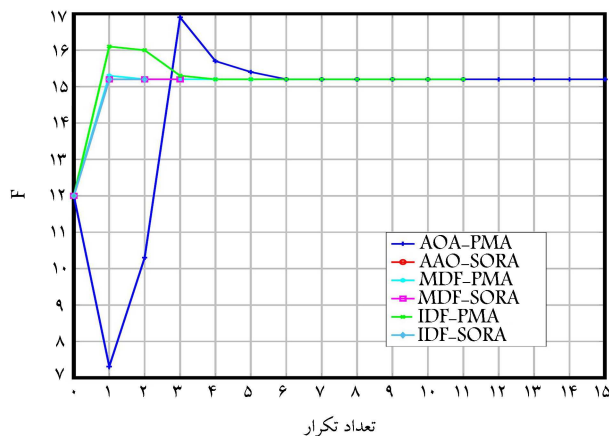


شکل ۴. جابجایی قسمت‌های مختلف ماهواره بر انعطاف‌پذیر.

$$\begin{aligned}
 \min_d \quad & \int_{t_f}^t Q_s(t)dt + \lambda_1(G_1 + G_r + G_r + G_r + G_\delta + G_\epsilon + G_\nu) + \lambda_2(C_1 + C_r + C_r + C_r + C_\delta) \\
 & m_{dry} + \lambda_1(G_\lambda + G_\alpha + G_{10} + G_{11}) + \lambda_2(C_\epsilon + C_\nu + C_\lambda + C_\alpha + C_{10} + C_{11-111} + C_{112} + C_{112} + C_{112}) \\
 \text{S.T:} \quad & \\
 G_1: & 9.952 \times 10^{-5} \sqrt{\rho V} (\mu_{V_1})^{r_1} \leq Q_{max} \\
 G_r: & \frac{1}{\rho} \rho V (\mu_{V_r})^r \leq q_{\infty max} \\
 G_r: & \frac{1}{\rho mg} \rho s V (\mu_{V_r})^r \sqrt{(\mu_{c_{z_{rigid}}} - S_{c_{z_{rigid}}})^2 + C^2_D(Mach(\mu_{V_r}), \alpha(\mu_{V_r}))} \leq n_{max} \\
 G_r: & |V(t_f, \mu_{V_r}) - V_f| \leq \delta_{V_f} \\
 G_\delta: & |\gamma(t_f, \mu_{V_r}) - \gamma_f| \leq \delta_{\gamma_f} \\
 G_\epsilon: & |z(t_f, \mu_{V_r}) - z_f| \leq \delta_{z_f} \\
 G_\nu: & |\alpha(t_f, \mu_{V_r}) - \alpha_f| \leq \delta_{\alpha_f} \\
 G_\lambda: & \sigma_{axial_{total}}(\mu_{c_{z_{flex}}} - S_{c_{z_{flex}}}, \ddot{\xi}(\omega_n(\mu_{E_1}), \mu_{c_s}, \mu_{c_{z_{flex}}} - S_{c_{z_{flex}}})) \leq \frac{S_y}{n_{SF}} \\
 G_\alpha: & C_{buckle}(\mu_{E_r}) \geq C_{buckle_{min}} \\
 G_{10}: & \frac{x_{CP}(\mu_{V_1}) - x_{CG}}{L} \geq SSM \\
 G_{11}: & Q_{conductive_{TPS}}(\mu_{c_{TPS}} - S_{c_{TPS}}) \leq Q_{allowable} \\
 C_k: & c_k - d_{[v-121]} = d_i^L \leq d_i \leq d_i^U, k = [1 \ 2 \ \dots \ 114], i = [1 \ 2 \ \dots \ 121]
 \end{aligned}
 \tag{29}$$

جدول ۱. مقایسه ساختارهای یک سطحی MDO برای تحلیل قابلیت اطمینان سری و موازی.

ساختار RBMDO	AAO-PMA	AAO-SORA	IDF-PMA	IDF-SORA	MDF-PMA	MDF-SORA
تعداد قیود تساوی سطح سیستم	۸	۸	۴	۴	۰	۰
تعداد متغیر طراحی	۱۱	۱۱	۷	۷	۳	۳
تابع عملکرد	f_{opt}	۱۵,۱۸۴۳	۱۵,۱۸۴۳	۱۵,۱۸۴۳	۱۵,۱۸۴۳	۱۵,۱۸۴۳
پارامترهای طراحی	x_1	۲,۲۴۸۸	۲,۲۴۶۶	۲,۲۴۸۷	۲,۲۴۹۳	۲,۲۴۹۸
	x_1	۲,۲۵۰۸	۲,۲۵۳۰	۲,۲۵۰۸	۲,۲۵۰۲	۲,۲۴۹۸
	x_s	۲,۲۵۰۸	۲,۲۴۹۸	۲,۲۴۹۸	۲,۲۴۹۸	۲,۲۴۹۸
تعداد فراخوانی تابع عملکرد	f^+	۱۹۲	۲۸۸	۱۰۵	۲۰۱	۲۴
تعداد کل فراخوانی قیود برای	g_1^+	۹۶۵	۸	۵۳۰	۸	۱۲۵
جستجو MPP	g_2^+	۹۶۵	۸	۵۳۰	۸	۱۲۵
زمان اجرا (ثانیه)		۴۳,۸۱۵۶	۳,۰۲۰	۰,۷۵۶۷	۰,۷۲۰۰	۱۹,۱۸۷۶



شکل ۵. نمودار همگرایی ساختارهای یک سطحی MDO نامعین.

در جدول ۱ و نمودار همگرایی شکل ۵ مشخص است، چهارچوب یک مرحله‌ای IDF با ساختار سلسله مراتبی تخمین قابلیت اطمینان چندموضوعی در مقایسه با دو ساختار کلاسیک یک سطحی دیگر یعنی AAO و MDF به دلیل تعداد متغیر طراحی کمتر نسبت به AAO و عملکرد بهینه‌تر در مسائل با وابستگی پایین میان موضوعات نسبت به MDF با حلقه درونی تحلیل موضوعی، چهارچوب مناسب‌تری برای مسئله طراحی مد نظر بوده و ساختار سلسله مراتبی با توجه به تعداد فراخوانی بسیار پایین‌تر برای تخمین قابلیت اطمینان برای مسئله طراحی با تعداد قیود غیرخطی عملکرد بهینه‌تری خواهد داشت.

۲.۵. فرمول‌بندی مسئله طراحی

پس از مدل‌سازی موضوعات، جریان اطلاعات و داده‌ها میان موضوعات از طریق

جدول ۲. متغیرهای طراحی مرکزی.

متغیرهای طراحی اصلی	علامت	واحد	بازه تغییرات
ضخامت پوسته	t_{str}	m	$[0/00005 \ 0/015]$
ضخامت عایق	t_{TPS}	m	$[0/05 \ 0/12]$
ضرایب چند جمله‌ای چبیشف	$d_{chebyshev} \ i = 1, 2, 3, 4, 5$	-	$[0 \ 1]$

جدول ۳. متغیرهای طراحی فرعی.

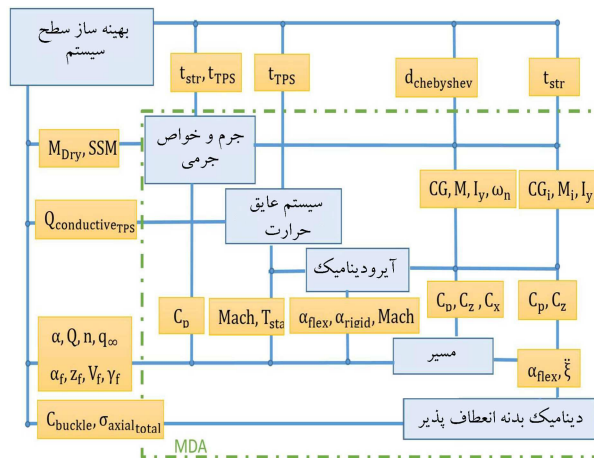
متغیرهای طراحی فرعی	علامت	واحد	بازه تغییرات
جرم تخمینی	m'	kg	$[1, 510^5 \times 910^4]$
جرم تعمیم‌یافته تخمینی	M'_i	kg	$[10^5 \times 510^4]$
مان دوم سطح تخمینی حول محور y	I'_y	$Kg.m^2$	$[10^6 \times 710^6]$
فرکانس طبیعی تخمینی مود اول خمشی	ω'_n	Hz	$[16/8 \ 16/9]$
مرکز جرم تخمینی	x'_{CG}	m	$[18 \ 27]$
ماخ تخمینی در بار آیرودینامیکی ماکزیمم	$Mach'_{n_{max}}$	-	$[8 \ 11]$
فشار دینامیکی تخمینی در بار آیرودینامیکی ماکزیمم	$q'_{\infty n_{max}}$	Pa	$[450 \ 30000]$
شتاب مختصات تعمیم‌یافته تخمینی در بار آیرودینامیکی ماکزیمم	$\xi'_{n_{max}}$	m/s^2	$[-5 \ 5]$
زاویه حمله بال دلتا در بار آیرودینامیکی ماکزیمم	$\alpha'_{Delta-Wing n_{max}}$	degree	$[0 \ 27]$
زاویه حمله فین در بار آیرودینامیکی ماکزیمم	$\alpha'_{Vertical-Fin n_{max}}$	degree	$[0 \ 27]$
بردار زاویه حمله بدنه در بار آیرودینامیکی ماکزیمم	$\alpha'_{Flexible-Body n_{max}}$	degree	$[0 \ 27]$
مرکز فشار مینیمم تخمینی	$x'_{CP_{max}}$	m	$[32 \ 35]$
دمای استاتیکی تخمینی در نقطه ماکزیمم حرارت جذب شده توسط عایق	$\theta'_{static TPS_{max}}$	$^{\circ}C$	$[1000 \ 4600]$
ثابت تخمینی در نقطه ماکزیمم حرارت جذب شده توسط عایق	$t'_{TPS_{max}}$	s	$[90 \ 300]$

متغیرهای موضوعی
سازه به‌ساز

متغیرهای موضوعی
مسیر به‌ساز

و قیود تساوی به‌منظور همگرایی بین موضوعات به مسئله اعمال شده‌اند. متغیرها و پارامترهای طراحی شامل متغیرها و پارامترهای طراحی مطابق جدول ۲ و متغیرها و پارامترهای تخمینی مطابق جدول ۳ خواهند بود. متغیرها و پارامترهای تخمینی در واقع تخمین مقدار متناظر خروجی موضوعات دیگر و ورودی موضوع مدنظر هستند. در فاز بازگشت به اتمسفر، متغیرهایی مانند زاویه حمله و ارتفاع و پارامترهایی مانند سرعت اولیه و ارتفاع اولیه ورود به جو، از منابع اصلی عدم قطعیت‌های ذاتی هستند و تأثیر بسیار زیادی در مقاوم بودن و قابلیت اطمینان پاسخ مسئله خواهند داشت. در اینجا، متغیر ضریب برآ و پارامتر سرعت اولیه به‌عنوان منابع عدم قطعیت در موضوع مسیر انتخاب شدند. در موضوع سازه نیز خواص مربوط به مواد از مهم‌ترین منابع عدم قطعیت شناختی و موضوعات مربوط به فرایند ساخت اغلب از نوع شانسی هستند. در این پژوهش، پارامترهای ضریب میرایی سازه و مدول یانگ و همچنین متغیر ضریب هدایت عایق (تابع دما) به‌عنوان پارامترهای عدم قطعیت‌دار شناختی سازه با توزیع نرمال انتخاب شده‌اند.

در مسئله طراحی مدنظر، متغیرهای عدم قطعیت‌دار بردارهایی به‌طول گام‌های زمانی شبیه‌سازی هستند. به همین جهت، متغیر موضوعی مانند ضریب برآ (خروجی آیرودینامیک و ورودی مسیرو سازه) به‌صورت یک ماتریس با تعداد ردیف کل گام‌های زمانی و تعداد ستون به اندازه تعداد قسمت‌بندی‌های بدنه انعطاف‌پذیر خواهد بود. در این حالت، ارزیابی قابلیت اطمینان برای متغیر عدم قطعیت‌دار در تعداد مشخصی نقطه در طول مسیر انجام شده و پس از ایجاد بردار جابه‌جایی، ضریب برآ و ضریب هدایت عایق در طول بهینه‌سازی در زمان‌های مختلف از طریق میان‌یابی به‌دست می‌آید. حلقه تحلیل قابلیت اطمینان برای ۱۱ قید عدم قطعیت‌دار شامل ۱۱ مسئله



شکل ۶. ماتریس طراحی ماهواره بر انعطاف‌پذیر.

ماتریس طراحی مشابه شکل ۶ به‌دست می‌آید. در ساختار طراحی یک سطحی IDF، متغیرهای کمکی در جهت تخمین داده‌های جریان میان موضوعات عمل می‌کنند و به شکل قیود تساوی در بهینه‌ساز با مقدار متناظر خود برابر خواهند شد. در نهایت، فرمول‌بندی مسئله IDF مبتنی بر قابلیت اطمینان با ساختار سلسله مراتبی شامل حلقه DMDO مطابق رابطه ۲۹ و حلقه مربوط به مسائل قابلیت اطمینان قیود سخت شامل روابط ۳۰ تا ۳۹ خواهد بود. در رابطه ۲۹، λ_1 و λ_2 به ترتیب ضرایب جریمه قیود برای دو موضوع مسیر و سازه هستند. قیود نامساوی قیود مسئله طراحی

جدول ۴. نتایج مسئله بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی ماهواره‌بر.

مقدار بهینه			واحد	بازه متغیر/پارامتر	تابع عملکرد
RBMDO-NSGA-II	DMDO-NSGA-II	DMDO-PS			
۱۰۹۰۱۵,۱۱۱	۱۳۳۰۵۶,۷۱۹۶	$\times 1,55 \cdot 11 \cdot 10^5$	Kg	-	سازه
۵۰۵۷۰۳,۹۰۳۶	۳۴۷۱۴۴,۸۴۲۳	$\times 2,2891 \cdot 10^5$	KW/m ²	-	مسیر
۰,۷۳۶۰۳	۰,۷۷۱۱	۰,۸۸۴۴	-	[۰, ۱]	متغیر/پارامتر طراحی اصلی
۰,۱۹۰۹۲	۰,۱۳۶۰۴	۰,۰۰۰۱	-	[۰, ۱]	
۰,۷۸۱۳۶	۰,۷۴۷۳۶	۰,۹۹۹۹	-	[۰, ۱]	
۰,۲۴۲۲۶	۰,۲۰۲۲۶	۰,۰۳۷۴	-	[۰, ۱]	
۰,۳۷۴۴۶	۰,۳۶۷۲۱	۰,۹۶۴۹۴	-	[۰, ۱]	
۰,۰۰۷۹۳۹۳	۰,۰۱۱۳۶	۰,۰۱۲۰	m	[۰,۰۰۰۵, ۰,۰۱۵]	سازه
۰,۰۶۷۵۱۵	۰,۰۹۰۰۸۹	۰,۱۱۷۹	m	[۰,۰۵, ۰,۱۲]	
۴	۹	۶	-	-	تعداد تکرار حلقه اصلی
۱۳۸۰	۳۱۰	۱۲۱۰	-	-	تعداد فراخوانی تابع هدف

$$S.T : u_{V_i}^{(A)} = \beta \quad (39)$$

$$\min_{(u_{c_s}, u_E^{(1)}, u_{C_z flex})} \frac{S_y}{n_{SF}} - \sigma_{axial total} \left(\begin{array}{c} \mu_{C_z flex} + u_{C_z flex} \sigma_{C_z flex} \\ \xi \left(\begin{array}{c} \mu_{c_s} + u_{c_s} \sigma_{c_s}, \mu_{C_z flex} \\ u_{C_z flex} \sigma_{C_z flex} \\ \omega_n (\mu_E + u_E^{(1)} \sigma_E) \end{array} \right) \end{array} \right)$$

$$S.T : \sqrt{u_{C_z flex}^T + u_{c_s}^T + u_E^{(1)T}} = \beta \quad (40)$$

۶. نتایج

بهینه‌سازی مسئله طراحی توسط الگوریتم ژنتیک با مرتب‌سازی غیرمغلوب ۲۲ انجام شده است. نتایج با مسئله معین و الگوریتم گرادیان پایه Patternsearch مقایسه شده است. با مقایسه مسئله معین با دو الگوریتم گرادیان - پایه و ژنتیک کاهش محسوس هزینه محاسباتی در تعداد فراخوانی تابع هدف در الگوریتم ژنتیک تا ۷۵ درصد مطابق جدول ۴ مشهود است. همچنین، با توجه به ارزیابی نتایج با مسئله معین در شکل‌های ۷ و ۸ و هدف پژوهش می‌توان عنوان کرد که طرح نامعین ارائه شده در حضور عدم قطعیت‌های تعریف شده قابلیت دستیابی به قابلیت اطمینان مطلوب و انجام ماموریت بدون شکست را دارد. به بیان دیگر طرح ارائه شده نسبت به عدم قطعیت‌های تعریف شده مقاوم شده است. همچنین، عدم توانایی الگوریتم گرادیان پایه در موضوع سازه در شکل ۸ در رسیدن به پاسخ بهینه سراسری مشهود است. به همین دلیل، در بهینه‌سازی سیستم‌های پیچیده با چندین اکستریم محلی الگوریتم‌های فراابتکاری با جستجوی سراسری انتخاب مناسب‌تری هستند. همچنین، با توجه به شکل ۸ در طراحی نامعین برای رسیدن به قابلیت اطمینان مد نظر در شرایط ساخت (موضوع سازه) نیاز به صرف هزینه بیشتری تقریباً وجود نداشته است. در واقع، طرح ارائه شده توانسته در توزیع احتمالی تعریف شده برای پارامترها و متغیرهای عدم قطعیت‌دار سازه، مختصات قابلیت اطمینان مد نظر را بدون صرف هزینه بیشتری به دست آورد. یکی از مهم‌ترین عدم قطعیت‌های مسئله طراحی مسیر، سرعت اولیه است. به‌ازای هر قید وابسته به سرعت (شکل ۹)، نمودار سرعت با سرعت اولیه

بهینه‌سازی با ساختار IDF خواهد بود:

$$\min_{(u_{V_i}^{(1)})} -Q(\mu_{V_i} + u_{V_i}^{(1)} \sigma_{V_i}) + Q_{max} \quad (30)$$

$$S.T : u_{V_i}^{(1)} = \beta$$

$$\min_{(u_{V_i}^{(1)})} -q_{\infty}(\mu_{V_i} + u_{V_i}^{(1)} \sigma_{V_i}) + q_{\infty max} \quad (31)$$

$$S.T : u_{V_i}^{(1)} = \beta$$

$$\min_{(u_{V_i}^{(1)})} -|V(t_f, \mu_{V_i} + u_{V_i}^{(1)} \sigma_{V_i}) - V_f| + \delta_{V_f} \quad (32)$$

$$S.T : u_{V_i}^{(1)} = \beta$$

$$\min_{(u_{V_i}^{(1)})} -|\gamma(t_f, \mu_{V_i} + u_{V_i}^{(1)} \sigma_{V_i}) - \gamma_f| + \delta_{\gamma_f} \quad (33)$$

$$S.T : u_{V_i}^{(1)} = \beta$$

$$\min_{(u_{V_i}^{(1)})} -|z(t_f, \mu_{V_i} + u_{V_i}^{(1)} \sigma_{V_i}) - z_f| + \delta_{z_f} \quad (34)$$

$$S.T : u_{V_i}^{(1)} = \beta$$

$$\min_{(u_{V_i}^{(1)})} -|\alpha(t_f, \mu_{V_i} + u_{V_i}^{(1)} \sigma_{V_i}) - \alpha_f| + \delta_{\alpha_f} \quad (35)$$

$$S.T : u_{V_i}^{(1)} = \beta$$

$$\min_{(u_{CTPS})} Q_{allowable} - Q_{TPS} (\mu_{CTPS} + u_{CTPS} \sigma_{CTPS}) \quad (36)$$

$$S.T : u_{CTPS} = \beta$$

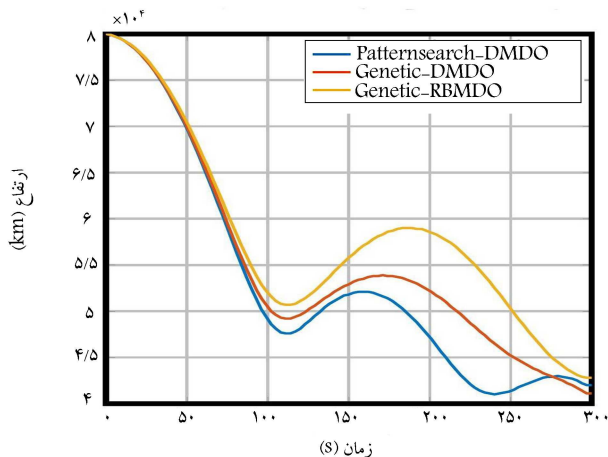
$$\min_{(u_{V_i}^{(r)}, u_{C_z rigid})} n_{load} - n_{load} \left(\begin{array}{c} \mu_{C_z rigid} + u_{C_z rigid} \sigma_{C_z rigid} \\ \mu_{V_i} + u_{V_i}^{(r)} \sigma_{V_i} \end{array} \right)$$

$$S.T : \sqrt{u_{C_z rigid}^T + u_{V_i}^{(r)T}} = \beta \quad (37)$$

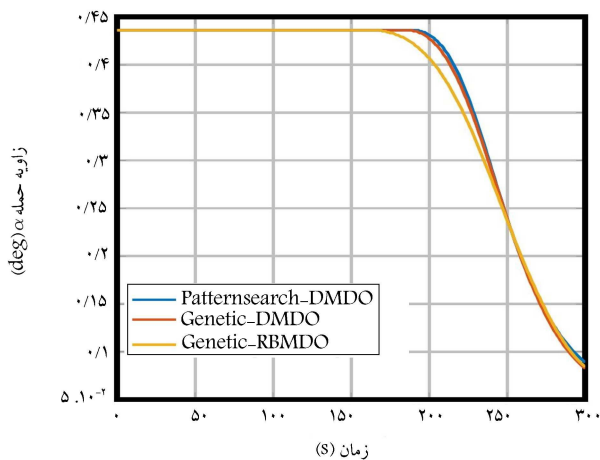
$$\min_{(u_E^{(1)})} -C_{buckle} + R_{buckle} \left(\begin{array}{c} \mu_E + u_E^{(1)} \sigma_E, \sigma_{bending} \\ \sigma_{axial}, t_{TPS opt} \end{array} \right) \quad (38)$$

$$S.T : u_E^{(1)} = \beta$$

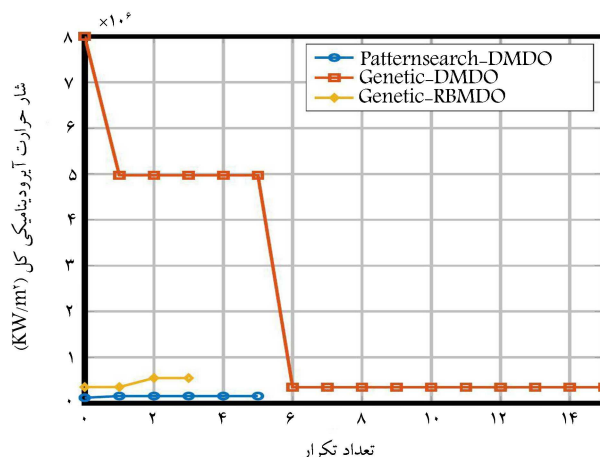
$$\min_{(u_{V_i}^{(1)})} \frac{x_{CP}(\mu_{V_i}^{(A)}) - x_{CG}}{L} - SSM$$



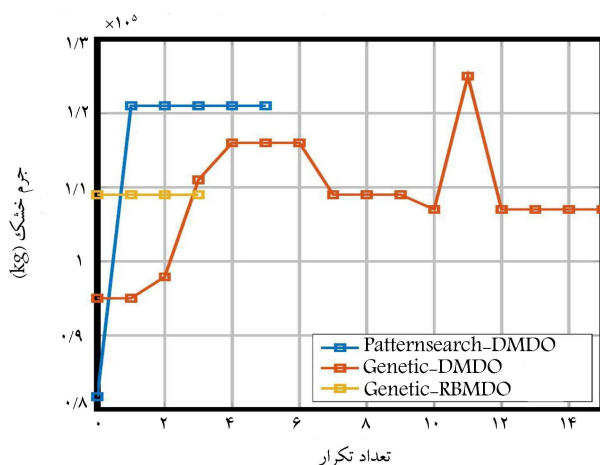
شکل ۱۰. نمودار مسیر بازگشت ماهواره بر.



شکل ۱۱. نمودار زاویه حمله در مرکز جرم ماهواره بر.



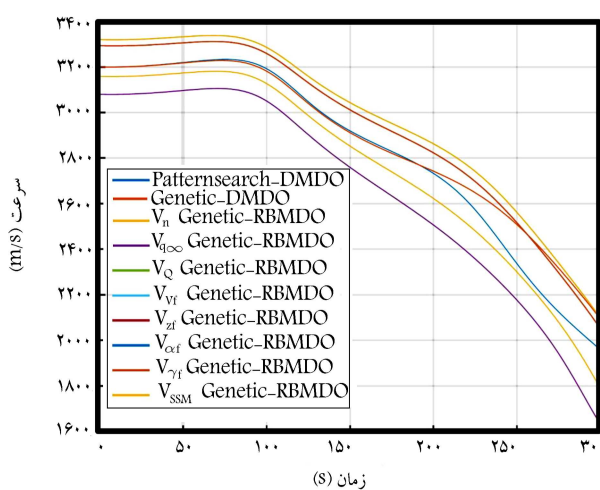
شکل ۷. نمودار همگرایی نرخ حرارت آیرودینامیکی کل.



شکل ۸. نمودار همگرایی جرم خشک.

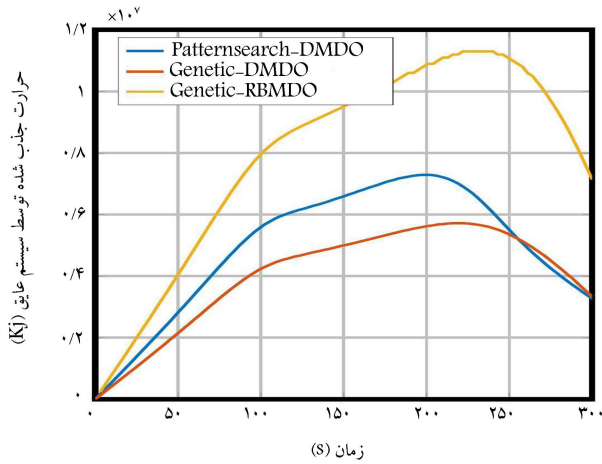
افزایش جرم کل پرتاب می‌گردد. همانطور که در نمودار ارتفاع شکل ۱۰ مشخص شده است، با کاهش ارتفاع برای ارضای قیود فشار دینامیکی، ضریب بار و حرارت آیرودینامیکی با وجود عدم قطعیت در سرعت، پیک ارتفاع مشاهده شده است. در نمودار زاویه حمله شکل ۱۱ نیز تطابق بالای مسئله معین و نامعین عدم وجود عدم قطعیت را در پارامترهای مربوط به تابع منحنی زاویه حمله مشخص می‌کند.

با توجه به عدم قطعیت در سرعت اولیه، هر قید وابسته به این پارامتر، مقدار متفاوتی از سرعت اولیه را برای دستیابی به قابلیت اطمینان ۳ تجربه می‌کند. حرارت آیرودینامیکی (نمودار شکل ۱۲) و فشار دینامیکی (نمودار شکل ۱۳) تنها تابعی از ارتفاع و سرعت هستند. در مسئله نامعین ارتفاع برای همه قیود یکسان است و به همین دلیل، نمودار سرعت فشار دینامیکی و حرارت آیرودینامیکی بر هم منطبق هستند. اما ضریب بار علاوه بر ارتفاع و سرعت به ضریب برآ (متغیر عدم قطعیت دار) نیز وابسته است. به همین دلیل، پیک ضریب بار در مسئله نامعین در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود. همچنین، پیک بالای حرارت جذب شده توسط عایق در شکل ۱۵ در مسئله نامعین حاکی از مصالحه میان مینیمم‌سازی جرم در تابع هدف و قرارگیری قید حرارت جذب شده توسط عایق در قابلیت اطمینان مطلوب برای عدم قطعیت در ضریب هدایت عایق است. با توجه به ابعاد ماهواره بر نوسانات ناشی از اعطاف‌پذیری با وجود مدل‌سازی عدم قطعیت در پارامترهای مرتبط، قابل مقایسه‌سازی بوده و مشکلات مربوط به ناپایداری استاتیکی و یا دینامیکی در سازه

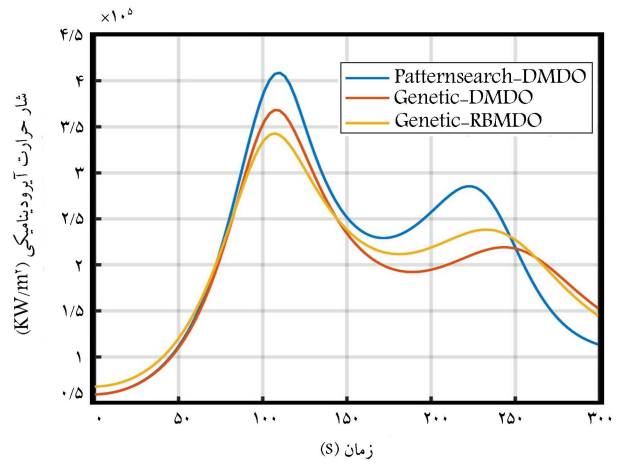


شکل ۹. نمودار سرعت ماهواره بر در طول مسیر بازگشت.

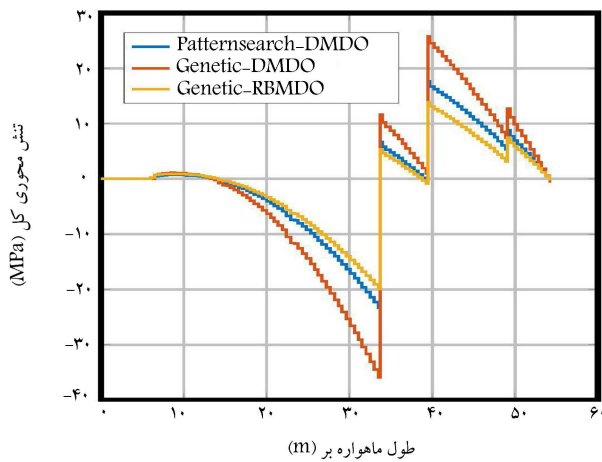
متفاوت به‌منظور دستیابی به قابلیت اطمینان معین شده برای قید، وجود خواهد داشت. کاهش زیاد سرعت اولیه ورود به جو در بعضی قیود به معنی مصرف سوخت بیشتر برای کاهش سرعت ماهواره بر قبل از رسیدن به ارتفاع ۸۰ کیلومتری است. این شرایط منجر به ایجاد هزینه بالا برای سیستم پیش‌ران چه از نظر سوخت و چه از نظر



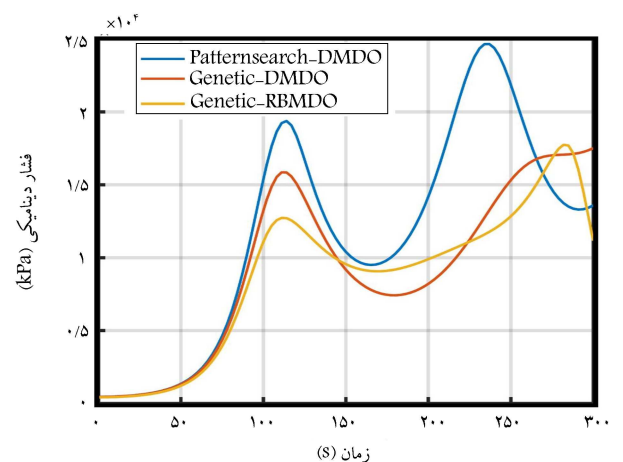
شکل ۱۵. نمودار حرارت جذب شده از طریق هدایت توسط عایق.



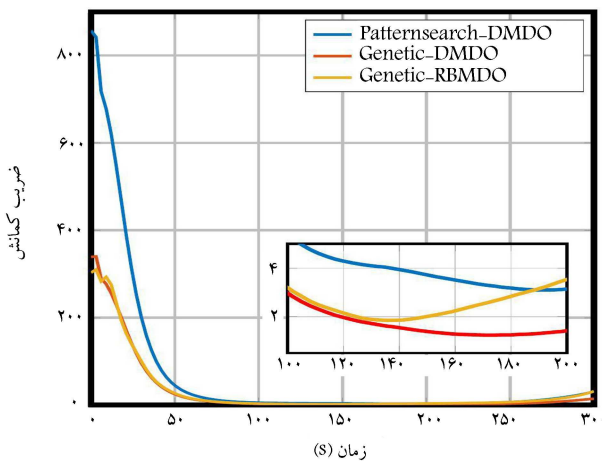
شکل ۱۲. نمودار حرارت آیرودینامیکی در طول مسیر بازگشت ماهواره بر.



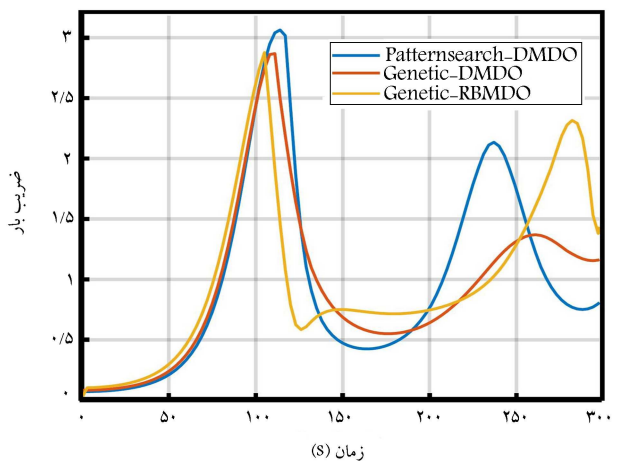
شکل ۱۶. نمودار تنش در حداکثر فشار دینامیکی در طول ماهواره بر.



شکل ۱۳. نمودار فشار دینامیکی در طول مسیر بازگشت ماهواره بر.



شکل ۱۷. نمودار ضریب کمانش محوری کل در طول مسیر بازگشت.

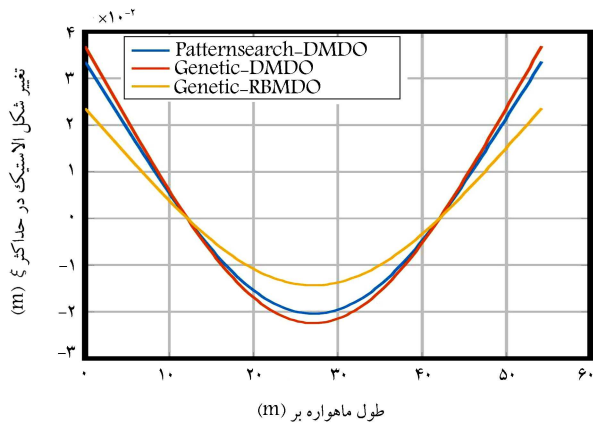


شکل ۱۴. نمودار ضریب بار در طول مسیر بازگشت ماهواره بر.

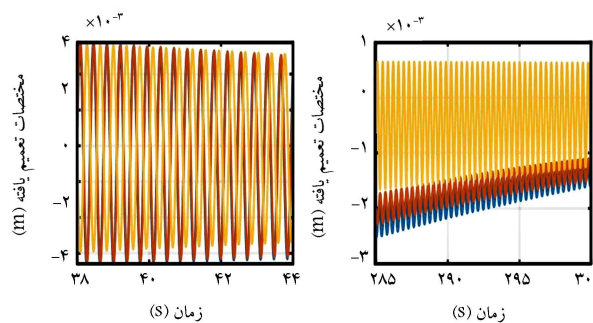
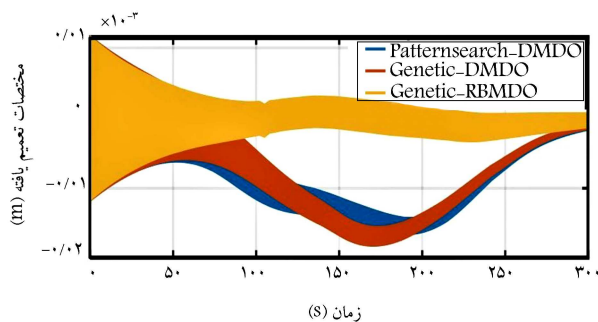
در نمودار تنش و کمانش مشهود است. افزایش عدم قطعیت در پارامتر مدول یانگ در قید کمانش و تنش و یا ضریب میرایی سازه و ضریب برآ انعطاف پذیر در قید تنش، مشکلات همگرایی در بازه تعریف شده برای ضخامت پوسته (متغیر طراحی) را به دنبال خواهد داشت. در مورد خواص انعطاف پذیری در مسئله طراحی، مدول یانگ از طریق فرکانس

و دینامیک بدنه انعطاف پذیر وجود نداشته است. موضوع مهم در این نتیجه گیری، عدم کوبلینگ بالا و شدید میان دو موضوع مسیر و سازه است. در حالت کلی باید به انتشار عدم قطعیت توسط متغیرهای موضوعی در هر دو موضوع سازه و مسیر توجه شود و نتیجه گیری کلی در این زمینه می تواند فاقد دقت کافی باشد. همچنین، در نمودار شکل های ۱۶ و ۱۷ عدم نیاز به هزینه ساخت بیشتر در طراحی نامعین

- x_i : متغیر طراحی موضوع i ام؛
- $y_i z$: متغیر موضوعی خروجی موضوع z ام و ورودی موضوع i ام؛
- q : نرخ زاویه پیچ ماهواره‌بر؛
- p : نرخ زاویه رول ماهواره‌بر؛
- α_0 : زاویه حمله صلب؛
- ξ_1 : مختصات تعمیم‌یافته در راستای محور z ؛
- ω_{n1} : فرکانس طبیعی مود خمشی اول؛
- η_1 : مختصات تعمیم‌یافته در راستای محور y ؛
- m : جرم ماهواره‌بر؛
- M_1 : جرم تعمیم‌یافته ماهواره‌بر؛
- φ_1 : شکل مود خمشی اول در راستای محور z ؛
- M : ماخ؛
- x_D : مرکز فشار در راستای محور طولی؛
- x_{w_k} : محل قرارگیری بالک‌ها در راستای محور طولی؛
- x_T : محل اعمال نیروی تراست در راستای محور طولی؛
- F_T : نیروی تراست؛
- F_A : نیروی آیرودینامیکی؛
- F_C : نیروی کنترلی؛
- M_C : ممان کنترلی حول محور y ؛
- $C_{I\alpha}$: مشتق استاتیکی ضریب برآ؛
- δ_z : تغییر شکل الاستیک در راستای محور z ؛
- $Q_{S_{max}}$: حداکثر نرخ حرارت آیرودینامیکی مجاز؛
- $\rho Q_{s_{max}}$: چگالی متناظر با حداکثر نرخ حرارت آیرودینامیکی مجاز؛
- $q_{\infty \max}$: حداکثر فشار دینامیکی مجاز؛
- $\rho q_{\infty \max}$: چگالی متناظر با حداکثر فشار دینامیکی مجاز؛
- $\sigma_{bendimng}$: تنش خمشی؛
- σ_{axial} : تنش محوری فشاری/کششی؛
- σ_{total} : تنش محوری کل؛
- M_b : ممان خمشی؛
- P : نیروی محوری فشاری/کششی؛
- t : ضخامت پوسته ماهواره‌بر؛
- c : بیشترین فاصله از مرکز مقطع ماهواره‌بر؛
- σ_{erp} : کمانش فشاری بحرانی؛
- σ_{erb} : کمانش خمشی بحرانی؛
- C_{buckle} : ضریب کمانش کل؛
- $tTPS$: ضخامت عایق؛
- $C_{conductivity}$: ضریب هدایت عایق؛
- \dot{q}_c : نرخ گرمای هدایت داخل عایق در هر لحظه؛
- $Q_{conductiveTPS}$: شار حرارت کل از نوع هدایت در عایق.



شکل ۱۸. نمودار تغییر شکل الاستیک در ماکزیمم مختصات تعمیم‌یافته.



شکل ۱۹. نمودار مختصات تعمیم‌یافته.

طبیعی و ضریب میرایی سازه بر متغیر مختصات تعمیم‌یافته و در نتیجه بر تغییر شکل الاستیک ماهواره بر انعطاف‌پذیر مطابق شکل ۱۸ اثرگذار هستند. اثر عدم قطعیت مدول یانگ در فرکانس طبیعی نوسانات و اثر عدم قطعیت ضریب میرایی سازه در دامنه نوسانات مسئله نامعین در شکل ۱۹ مشهود است.

فهرست علائم

- β : شاخص قابلیت اطمینان؛
- x_s : متغیر طراحی مشترک؛

پانویس‌ها

1. Automation

2. Multidisciplinary Design Optimization (MDO)
3. Most Probable Point (MPP)
4. Reliability Index Approach (RIA)
5. Performance Measure Approach (PMA)

6. Sequential Optimization and Reliability Assessment (SORA)
7. Multi Discipline Feasible (MDF)
8. Individual Discipline Feasible (IDF)
9. All at Once (AAO)
10. Collaborative Optimization (CO)
11. Concurrent Subspace Optimization (CSSO)
12. Bi-level Integrated System Synthesis (BLISS)
13. Monte Carlo Sampling
14. Reliability-Based Multidisciplinary Design Optimization (RB-MDO)
15. Simultaneous Analysis and Design (SAND)
16. Karush-Kuhn-Tucker (KKT)
17. Multidisciplinary Reliability Analysis (MRA)
18. Sequential Multidisciplinary Reliability Analysis (SMRA)
19. Bolza Problem
20. Static Stability Margin (SSM)
21. Thermal Protection System (TPS)
22. Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA II)

منابع (References)

1. Wei, X., Liu, L., Wang, Y. and Yang, Y., 2018. Reentry trajectory optimization for a hypersonic vehicle based on an improved adaptive fireworks algorithm. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018, <https://doi.org/10.1155/2018/8793908>.
2. Bataleblou, A., 2011. Robust design optimization of a launch vehicle in presence of parametric uncertainties, Diss. K.N. Toosi University of Technology. [In Persian].
3. Doulabi, M., 2014. Reliability-based multidisciplinary design optimization for a liquid propland launch vehicle using fuzzy sets theory. Diss. K.N. Toosi University of Technology. [In Persian].
4. Ahn, J. and Kwon, J.H., 2004. Sequential approach to reliability analysis of multidisciplinary analysis systems. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 28, pp.397-406. <https://doi.org/10.1007/s00158-004-0459-z>.
5. Tu, J., Choi, K. K. and Park, Y. H., 1999. A new study on reliability-based design optimization. *121(4)*, pp.557-564. <https://doi.org/10.1115/1.2829499>.
6. Thunnissen, Daniel Pierre., 2005. Propagating and mitigating uncertainty in the design of complex multidisciplinary systems. Diss. California Institute of Technology. doi:10.7907/0FX2-AM50. <https://resolver.caltech.edu/CaltechETD:etd-01072005-162147>.
7. Du, X. and Chen, W., 2004. Sequential optimization and reliability assessment method for efficient probabilistic design. *J. Mech. Des.*, 126(2), pp.225-233. <https://doi.org/10.1115/1.1649968>.
8. Zang, Thomas A., 2002. Needs and opportunities for uncertainty-based multidisciplinary design methods for aerospace vehicles. *National Aeronautics and Space Administration*, Langley Research Center. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20020063596>.
9. Yi, S.I., Shin, J.K. and Park, G.J., 2008. Comparison of MDO methods with mathematical examples. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 35, pp.391-402. <https://doi.org/10.1007/s00158-007-0150-2>.
10. Balling, R. J. and Sobieszczanski-Sobieski, J. 1995. An algorithm for solving the system-level problem in multilevel optimization. *Structural Optimization*, 9, pp.168-177. <https://doi.org/10.1007/BF01743966>.
11. Braun, R. D. and Kroo, I. M., 1995. Development and application of the collaborative optimization architecture in a multidisciplinary design environment. *Multidisciplinary design optimization: State of the art*, 80, pp.98-116. NASA Langley Technical Report Server. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20040111288>.
12. Wujek, B. A., Renaud, J.E. and Batill, S., 1997. A concurrent engineering approach for multidisciplinary design in a distributed computing environment. *Multidisciplinary Design Optimization: State of the art*, 80, pp.189-208.
13. Balesdent, M., Bérend, N., Dépincé, P. and Chriette, A. 2012. A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 45, pp.619-642. <https://doi.org/10.1007/s00158-011-0701-4>.
14. Khosravi, Somayeh, 2016. A survey on synthesis of some multidisciplinary design optimization with attitude on reliability. Diss. Shiraz University of Technology. [In Persian].
15. Sobieszczanski-Sobieski, J., Agte, J. and Sandusky, Jr, R., 1998. Bi-level integrated system synthesis (BLISS). In 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. AIAA-98-4916. <https://doi.org/10.2514/6.1998-4916>.
16. Kim, H.M., Michelena, N.F., Papalambros, P.Y., Jiang, T. 2003. Target cascading in optimal system design. *J. Mech. Des.*, 125(3), pp. 474-480. <https://doi.org/10.1115/1.1582501>.
17. Hashemi Doulabi, S.M., Darabi, H., Roshnian, J., 2012. Comparison between traditional method (Statistical Method) and multidisciplinary optimization method (AAO) in designing of a lightweight liquid propellant LV', *Space Science and Technology*, 5(1), pp.61-72. [In Persian]. <https://jsst.ias.ir/article.14433.html>.
18. Koch, P., Wujek, B. and Golovidov, O., 2000. A multi-stage, parallel implementation of probabilistic design optimization in an MDO framework. In 8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. p. 4805. <https://doi.org/10.2514/6.2000-4805>.
19. Du, X. and Chen, W., 2000. Methodology for managing the effect of uncertainty in simulation-based design. *AIAA Journal*, 38(8), pp. 1471-1478. <https://doi.org/10.2514/2.1125>.
20. Liu, J., Yu, Z., Zhang, D., Liu, H. and Han, X., 2021. Multimodal ellipsoid model for non-probabilistic structural uncertainty quantification and propagation. *International Journal of Mechanics and Materials in Design*, 17(3), pp.633-657. <https://doi.org/10.1007/s10999-021-09551-z>.
21. Oakley, D.R., Sues, R.H. and Rhodes, G.S., 1998. Performance optimization of multidisciplinary mechanical systems subject to uncertainties. *Probabilistic Engineering Mechanics*, 13(1), pp.15-26. [https://doi.org/10.1016/S0266-8920\(97\)00004-0](https://doi.org/10.1016/S0266-8920(97)00004-0).

22. Agarwal, H., Renaud, J.E., Preston, E.L. and Padmanabhan, D., 2004. Uncertainty quantification using evidence theory in multidisciplinary design optimization. *Reliability Engineering & System Safety*, 85(1-3), pp.281-294. <https://doi.org/10.1016/j.res.2004.03.017>.
23. Li, L., Wan, H., Gao, W., Tong, F. and Li, H., 2019. Reliability based multidisciplinary design optimization of cooling turbine blade considering uncertainty data statistics. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 59(2), pp.659-673. <https://doi.org/10.1007/s00158-018-2081-5>.
24. Yao, W., Chen, X., Ouyang, Q. and Van Tooren, M., 2013. A reliability-based multidisciplinary design optimization procedure based on combined probability and evidence theory. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 48, pp.339-354. <https://doi.org/10.1007/s00158-013-0901-1>.
25. Li, L., Liu, J.H. and Liu, S., 2014. An efficient strategy for multidisciplinary reliability design and optimization based on CSSO and PMA in SORA framework. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 49, pp.239-252. <https://doi.org/10.1007/s00158-013-0966-x>.
26. Du, X., Guo, J. and Beeram, H., 2008. Sequential optimization and reliability assessment for multidisciplinary systems design. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 35, pp.117-130. <https://doi.org/10.1007/s00158-007-0121-7>.
27. Alexandrov, N., and Lewis, R., 2000. Algorithmic perspectives on problem formulations in MDO. In 8th symposium on multidisciplinary analysis and optimization, p.4719. <https://doi.org/10.2514/6.2000-4719>.
28. Padmanabhan, D. and Batill, S., 2002. Reliability based optimization using approximations with applications to multi-disciplinary system design. In 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, p.0449. <https://doi.org/10.2514/6.2002-449>.
29. Du, X. and Chen, W., 2002. Efficient uncertainty analysis methods for multidisciplinary robust design. *AIAA Journal*, 40(3), pp.545-552. <https://doi.org/10.2514/2.1681>.
30. Zhang, M., Yao, Q., Sun, S., Li, L. and Hou, X., 2020. An efficient strategy for reliability-based multidisciplinary design optimization of twin-web disk with non-probabilistic model. *Applied Mathematical Modelling*, 82, pp.546-572. <https://doi.org/10.1016/j.apm.2020.01.066>
31. Shi, Y., Lu, Z., Zhou, J. and Zio, E., 2020. Time-dependent reliability-based design optimization considering aleatory and epistemic uncertainties. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 62, pp.2297-2321. <https://doi.org/10.1007/s00158-020-02691-4>.
32. Chiralaksanakul, A. and Mahadevan, S., 2007. Decoupled approach to multidisciplinary design optimization under uncertainty. *Optimization and Engineering*, 8, pp.21-42. <https://doi.org/10.1007/s11081-007-9014-2>.
33. Fathi Jegarkandi, M., 2009. Aeroservoelastic modeling and analysis of supersonic agile flight vehicle at high angle of attack, Diss. Amirkabir University of Technology [In Persian].
34. Sushnigdha, G. and Joshi, A., 2018. Reentry trajectory design with pigeon inspired optimization using derived angle of attack profile. *Journal of Aerospace Engineering*, 31(6), 04018104. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000929](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000929).
35. Bodramoni, Balakrishna. and Reddy, Rahul., 2005. Calculation of airphase load and airframe design of a typical missile, 10.13140/RG.2.1.3818.3446. <http://dx.doi.org/10.13140/RG.2.1.3818.3446>.
36. Kabganian, M., Hashemi, S.M. and Roshanian, J., 2022. Multidisciplinary design optimization of a Re-Entry spacecraft via radau pseudospectral method. *Applied Mechanics*, 3(4), pp.1176-1189. <https://doi.org/10.3390/applmech3040067>.