

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک ماهواره بر بازگشت پذیر

انعطاف پذیر تحت عدم قطعیت مبتنی بر قابلیت اطمینان

مطهره مجیبی^۱ - محسن فتحی جگرکندی^۲

^۱ دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا (دانشگاه صنعتی شریف)

^۲ دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا (دانشگاه صنعتی شریف)

motahareh.mojibi@alum.sharif.edu

fathi@sharif.edu

چکیده

در این مقاله مسئله بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک ماهواره بر انعطاف پذیر بازگشت پذیر فرمول بندی 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 انعطاف پذیر به گونه‌ای است که طرح نهایی قابلیت دستیابی به قابلیت اطمینان مطلوب را داشته باشد. در این طرح برای مدل سازی آیروالاستیک به عنوان نوآوری از مدل تیر برنولی-ویلر و اصل دالامبر در تحلیل سازه برای مدل استاتیکی استفاده شده است. ساختار تحلیل قابلیت اطمینان سری و الگوریتم فراابتکاری ژنتیک با مرتب سازی غیرمغلوب به علت ابعاد مسئله و پیچیدگی قیود غیرخطی نامعین انتخاب شده است. ارزیابی نتایج بهینه سازی مسئله معین کاهش ۷۵ درصدی هزینه محاسباتی در تعداد فراخوانی تابع هدف در مقایسه با الگوریتم گرادیان پایه را نشان می دهد.

واژه های کلیدی:

طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان، ماهواره بر انعطاف پذیر، ماهواره بر بازگشت پذیر به جو، آیروالاستیک، بهینه سازی طراحی چندموضوعی، مدل سازی عدم قطعیت، تقریب قابلیت اطمینان

Reliability-Based Multidisciplinary Design Optimization Under Uncertainty for Reusable Flexible Launch Vehicle

Motahareh Mojibi: M.Sc. student, Faculty of Aerospace Engineering (Sharif University of Technology)

Mohsen Fathi Jegarkandi : Associate Professor, Faculty of Aerospace Engineering (Sharif University of Technology)

motahareh.mojibi@alum.sharif.edu

fathi@sharif.edu

Abstract

Complex systems design problems entail a suitable structure in which all disciplines including their coupled relationships have been considered and modeled at the same time. These types of design problems involve time and computational cost challenges. Multi-Disciplinary Design Optimization (MDO) methods have been developed to address these issues simultaneously. The aim is to provide a proper design structure for an uncertainty-based re-entry trajectory design optimization problem under the control restrictions and structural constraints of a Reusable Flexible Launch Vehicle (RFLV) alongside the determination of optimal skin thickness and thermal protection system thickness concerning the design criteria of the flexible structure in such a way that the final design would meet the desired reliability. Trajectory, structure, aerodynamics, aeroelasticity, and thermal protection system are considered as involved disciplines in the design problem. The study's purpose will be to obtain an optimal trajectory to meet all the control and structure restrictions while estimating optimal body skin and thermal protection thicknesses based on structural design criteria evaluating in re-entry trajectory are in process. The flexible launch vehicle body has been considered as a free-free Bernoulli-Euler beam for bending variation and D'Alembert's principle for inertia force in static model with the aim of assessing structural design standards. The 3DOF longitudinal dynamic equations plus the first bending mode have been considered. By Chebyshev polynomial interpolation, the angle of attack scope has been achievable and then the trajectory optimization problem has been transformed to a discrete nonlinear programming problem (NLP), which leads to numerical integration of state equation and satisfying all path constraints in Bolza optimal control problem. All highly nonlinear uncertainty-based constraints in the model have led to taking advantage of the evolutionary

optimization algorithm that here it has been implemented by Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA-II). Finally, epistemic and aleatory uncertainties have been applied through Probability Theory to estimate the reliability of constraints that had been affected by uncertainties. The result shows a 75 percent decrease through utilizing the evolutionary multi-objective technique against the gradient-based algorithm in design space optimization regarding computational cost in recalling objective functions. The other conclusion is that the sequential reliability analysis structure modeling efficiency is much better compared to the parallel one.

Keywords:

Flexible Reusable Launch Vehicle, Uncertainty, Reliability Analysis, Multidisciplinary Design Optimization, Re-entry Trajectory, Aeroelasticity

پایان نامه
مهندسی

تاثیر متقابل روابط موضوعی موجب بهبود مشکل زمان و هزینه در طراحی سیستم‌های پیچیده می‌شود. ساختارهای بهینه‌سازی چندموضوعی مبتنی بر قابلیت اطمینان به عنوان یکی از بهینه‌ترین ساختارهای طراحی سیستم‌های مدرن از منظر هزینه محاسباتی و عملکرد هستند [4].

۱-۱- اهداف و نوآوری

این مقاله به دنبال ارائه ساختاری بهینه برای مسئله طراحی تحت عدم قطعیت برای مرحله اول یک ماهواره‌بر در مسیر بازگشت به اتمسفر با در نظرگیری اثرات انعطاف‌پذیری است. در همه کارهای گذشته در زمینه طراحی بهینه مسیر بازگشت به اتمسفر به روش کنترل بهینه، مسئله بلزا به تنهایی تحت عنوان موضوع مسیر مدنظر بود. در این مقاله با وارد کردن اثرات انعطاف‌پذیری به معادلات دینامیکی، موضوع سازه در کنار موضوع مسیر به منظور طراحی یکپارچه، مسئله طراحی را تشکیل می‌دهند. این انتخاب با توجه به روابط کوپل شده بین معادلات حالت و ویژگی‌های سازه‌ای استاتیکی و دینامیکی بدنه انعطاف‌پذیر انجام شده‌است. به همین منظور نوآوری دیگر در این مقاله حضور قیود سازه به منظور 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 مقاله 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 بویژه قیود مربوط به بازگشت‌پذیری و انعطاف‌پذیری ماهواره‌بر 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 سخت‌فعال شده (دارای عدم قطعیت)، از ضرایب ایمنی و خرابی استفاده می‌شود. در این رویکرد طراح با اعمال ضریب بزرگتر از یک در بارهای وارد شده سعی در ایجاد شرایط سخت‌گیرانه و یا

با توسعه فناوری‌های پیشرفته در زمینه کنترل و هدایت از سوی 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 کم هزینه عملاً غیر قابل اجتناب است. به همین دلیل پرتابگرهای قابل استفاده مجدد، مفهوم امیدوارکننده‌ای برای الزامات جدید هستند [1].

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، پیشرانش و سیستم کنترل به موارد فوق اضافه می‌شوند. به منظور ایجاد طرح‌هایی با معیارها و موضوعات ذکر شده که غالباً تناقض در آن‌ها دیده می‌شود؛ طراحان به سمت روش‌های طراحی جدیدی سوق داده شدند که به کمک آن بتوان بهینه‌ترین طرح‌های ممکن را با در نظرگیری تمام چرخه عمر یک وسیله از طراحی مفهومی تا عملیاتی کردن و فرآیند استفاده مجدد، ایجاد کرد [2]. یکی از موضوعات مهم در این رویکرد نزدیک کردن حداکثری شرایط طراحی به شرایط واقعی است. به طور ذاتی جسم در فاز عملیاتی خود با مقدار زیادی عدم قطعیت مواجه خواهد بود. این عدم قطعیت‌ها می‌توانند از سیستم، محیط و شرایط عملیاتی نشأت گرفته شده باشند. یک راه مقابله با عدم قطعیت‌های موجود در چرخه عمر یک سیستم، شناسایی عدم قطعیت در پارامترهای مدل (منشاء عدم قطعیت) و طراحی سیستم تحت این عدم قطعیت‌ها صورت می‌گیرد. این روش تحت عنوان طراحی نامعین شناخته می‌شود و به معنای مدل‌سازی ریاضی عدم قطعیت از طریق شناسایی دقیق آن است [3].

علاوه بر عدم قطعیت، انتخاب ساختار طراحی در سیستم‌های پیچیده مانند ماهواره‌بر از نظر زمان، هزینه و همگرایی نیز چالش اصلی طراحان است. مسئله طراحی سیستم‌های مهندسی، مانند ماهواره‌برها، عموماً به طراحی موضوعات مختلف به معنی زیرسیستم‌های متفاوت، مانند طراحی سازه، طراحی سیستم پیشران و غیره تقسیم می‌شود. عدم توانایی روش‌های طراحی موجود در بیان ریاضی مناسب و قابل قبول برای تعاملات بین موضوعات و تکیه بالا بر داده‌های تجربی؛ انگیزه توسعه روش‌های طراحی چندموضوعی بر پایه خودکار نمودن^۱ فرآیند طراحی را فراهم نمود. رویکرد بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی^۲ با ساختار مناسب در تفکیک، مدل‌سازی و ارزیابی سیستم با لحاظ کردن

² Multidisciplinary Design Optimization (MDO)

¹ Automation

رابطه (۲) به منظور تبدیل قید سخت به قید نرم خواهد بود. u در این رابطه بردار متغیرهای قید در فضای گوسی استاندارد است [4].

$$\min f(d, X, P) \quad (1)$$

S.T:

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

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

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

S.T: $G(u) = 0$

در رابطه فوق X, d, P به ترتیب پارامترهای طراحی، متغیرهای معین و متغیرهای عدم قطعیت دار مسئله هستند. G_k^s 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 به دست 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 تکینگی در انحراف معیار نزدیک صفر از پایداری محاسباتی برخوردار نیست و این موضوع موجب توسعه روش اندازه‌گیری عملکرد شد [5].

رویکرد اندازه‌گیری عملکرد^۵: رویکرد این روش بر اساس کارایی محاسباتی یک تابع پیچیده تحت قیود ساده بجای یک تابع ساده تحت قیود پیچیده (RIA) است. در این حالت حلقه تخمین قابلیت اطمینان برای قید احتمالی u ام مطابق رابطه (۳) خواهد بود [6]. در واقع با جابه‌جا کردن تابع هدف و قید سرعت همگرایی و مقاومت بخصوص در مسائل غیرخطی بشدت افزایش می‌یابد.

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

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

۲-۲-۲- ساختارهای مسئله RBDO

در حل مسائل RBDO، دو حلقه بهینه‌سازی اصلی و تخمین قابلیت اطمینان همزمان وجود دارند. این دو حلقه به یکدیگر وابسته هستند و نحوه قرارگرفتن 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 بهینه‌سازی اصلی مورد ارزیابی قرار می‌گیرند. با توجه به اینکه به ازای هر قید سخت یک مسئله تخمین قابلیت اطمینان

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. اما 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.

۲-۱- مسئله بهینه‌سازی طراحی نامعین مبتنی بر قابلیت اطمینان

طراحی نامعین به منظور پوشش نواقص طراحی سنتی در برخورد با عدم قطعیت‌ها توسعه پیدا کرده است. در این رویکرد عدم قطعیت‌های موجود در متغیرها و یا پارامترهای مسئله پس از شناسایی به کمک روش‌های مختلف مدل‌سازی می‌شوند. به همین جهت هزینه طراحی فقط در نواحی شکست برای دستیابی به معیار طراحی (مقاوم و یا قابلیت اطمینان) افزایش می‌یابد. به عبارت دیگر هیچگونه طراحی غیر ضروری بجز در برخی نواحی نیاز نیست.

در فرمولاسیون مسئله RBDO هدف، بیان شانس شکست بر اساس 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 عموماً توسط نمونه‌برداری بدست می‌آیند. ولی به منظور 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 مدنظر 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 $g_i(x) = 0$ (مرز شکست در قید) تا مبدأ مختصات بیانگر محتمل‌ترین نقطه شکست و یا اصطلاحاً 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 به منظور بهینه‌سازی تابع عملکرد و ارضاء قیود معین مطابق رابطه (۱) و یک حلقه تقریب قابلیت اطمینان، مطابق

⁵ Performance Measure Approach (PMA)

³ Most Probable Point (MPP)

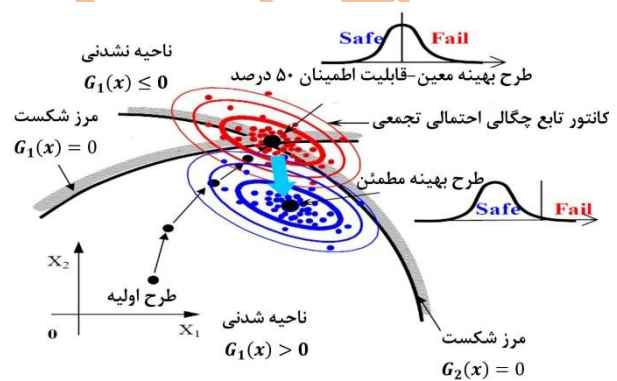
⁴ Reliability Index Approach (RIA)

روش MDF، تحلیل موضوعی در هر تکرار به صورت حل معادلات حالت پاسخ مسئله را تضمین می‌کند. در روش IDF نیز بجای تحلیل موضوعی، تخمینی از متغیرهای موضوعات دیگر که به متغیرهای کمکی معروف هستند در موضوع مدنظر استفاده می‌شوند. در نهایت از قیود تساوی به منظور همگرایی متغیرهای تخمین زده شده و مقادیر متناظر آن استفاده می‌شود [9]. این روش‌ها عملاً برای مسائل متوسط و بزرگ صنعتی غیر قابل هستند. در همان سال ۱۹۹۴ سایبسیکی و بالینک^{۱۲} بین ساختارهای ارائه شده توسط کرمر و ساختارهایی که از چندین الگوریتم بهینه‌سازی در سطح موضوعات استفاده می‌کنند و اصطلاحاً چندسطحی نامیده می‌شوند تمایز قائل شدند [10]. در این روش‌ها علاوه بر بهینه‌سازی مستقل موضوعات، بهینه‌سازی سطح سیستم در راستای همگرایی بین موضوعات و محاسبه متغیرهای مشترک عمل می‌کند. بهینه‌سازی مشارکتی^{۱۳} در سال ۱۹۹۷ توسط براون و کروو^{۱۴} به عنوان اولین ساختار دو سطحی معرفی شد [11]. در این روش بهینه‌سازی در سطح سیستم صرفاً در راستای همگرایی متغیرهای تخمین زده شده و مقدار اصلی متناظر آن عمل می‌کند. ساختار بهینه‌سازی زیرسیستم همزمان^{۱۵} نیز توسط ووژکک^{۱۶} و همکارانش مطرح شد [12]. در این ساختار، تحلیل چندموضوعی و تحلیل حساسیت به طور همزمان با ایجاد یک مدل تقریبی، به زیرسیستم‌ها اجازه می‌دهد تا با برآورد تاثیر متغیرهای موضوعات دیگر بر زیرسیستم مدنظر، به طور مستقل در فرآیند بهینه‌سازی سهیم باشند. بهینه‌سازی سطح سیستم در نهایت به دنبال بروزرسانی متغیرها با توجه به مدل تقریبی ایجاد شده و خروجی مسائل بهینه‌سازی زیرسیستم‌ها برای حلقه بعد خواهد بود [13][14]. حضور همزمان تحلیل سیستمی و تحلیل حساسیت موجب افزایش هزینه محاسباتی در این روش می‌شود. و در نهایت سیستم یکپارچه دو سطحی^{۱۷} ۱۹۹۸ توسط سایبسیکی [15] مطرح شد. در این ساختار هدف مسائل بهینه‌سازی موضوعی محاسبه ضریب لاگرانژ قیود هر کدام از موضوعات از طریق پیدا کردن مقدار بهینه متغیرهای محلی است. بهینه‌سازی سطح سیستم نیز با استفاده از اطلاعات بدست آمده از بهینه‌سازی موضوعی، متغیرهای مشترک (سطح سیستم) را برای حلقه بعد بروزرسانی می‌کند [16][17].

با ورود عدم قطعیت به مسائل طراحی ساختارهای MDO وارد چالش جدیدی شدند. با ادغام مسئله تقریب قابلیت اطمینان با مسئله بهینه‌سازی چندموضوعی، یک حلقه درونی به مسئله

وجود دارد؛ هزینه محاسباتی برای مسائل با تعداد قیود احتمالی بالا در این روش شدت افزایش یافته و عملاً کارایی خود را از دست می‌دهد. رویکرد سری به منظور رفع مشکل روش موازی اولین بار توسط دو و چن^۶ مطرح شد [7].

در این رویکرد مسئله بهینه‌سازی به صورت معین حل شده و پس از آن برای متغیرهای بهینه ارزیابی قابلیت اطمینان انجام می‌شود. سپس در تکرار بعد متغیرهای عدم قطعیت‌دار به اندازه MPP حلقه قبل جابه‌جا می‌شوند و این فرآیند تا زمانی که قیود در محدوده قابل قبول قرار بگیرند ادامه می‌یابد. در واقع بجای اینکه به اندازه MPP از قیود سخت فاصله گرفته شود؛ قیود سخت به اندازه MPP مطابق شکل ۱ جابه‌جا می‌شوند. به این روش اصطلاحاً بهینه‌سازی و ارزیابی قابلیت اطمینان سری^۷ گفته می‌شود.



شکل ۱- مفهوم هندسی جابه‌جایی قیود در فاصله MPP [7]

۳- بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی مبتنی بر قابلیت اطمینان

برای اولین بار کرمر و همکارانش^۸ در سال ۱۹۹۴ ساختارهای طراحی و بهینه‌سازی چندموضوعی را به امکان‌پذیری چندموضوعی^۹، امکان‌پذیری تک‌موضوعی^{۱۰} و همه در یک زمان^{۱۱} تقسیم کردند و این سه روش را روش‌های بهینه‌سازی یکپارچه نامیدند [8]. این روش‌ها از یک الگوریتم بهینه‌سازی در سطح سیستم به منظور بهینه‌سازی استفاده می‌کردند. 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 و در سطح سیستم تحت قیود تساوی با مقادیر متناظر خود برابر خواهند شد. ولی در

¹² J. Sobieszczanski Sobieski and Balling, R. J

¹³ Collaborative Optimization (CO)

¹⁴ R.D Braun and I.M Kroo

¹⁵ Concurrent Subspace Optimization (CSSO)

¹⁶ Wujek, Brett A

¹⁷ Bi-level Integrated System Synthesis (BLISS)

⁶ Du, Xiaoping, and Wei Chen

⁷ Sequential Optimization and Reliability Assessment (SORA)

⁸ Cramer, Evin J., et al

⁹ Multi Discipline Feasible (MDF)

¹⁰ Individual Discipline Feasible (IDF)

¹¹ All at Once (AAO)

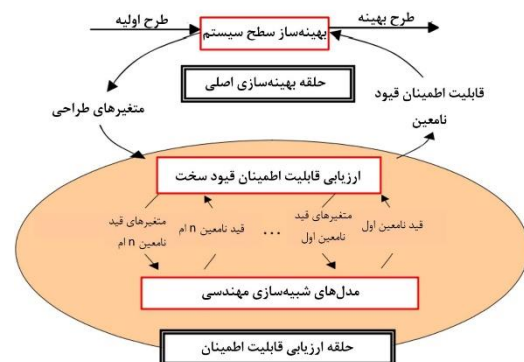
ساختار MRA در کارایی RBMDO نقش بسیار کلیدی ایفا می‌کند. به عبارت دیگر مقدار زیادی از محاسبات در مسائل RBMDO مربوط به تحلیل چندموضوعی و تحلیل قابلیت اطمینان چندموضوعی از طریق ارزیابی‌های مکرر می‌شود. الکساندروف و لوئیس^{۳۰} به منظور افزایش کارایی RBMDO رویکرد تقریبی RIA را با ساختار چندموضوعی IDF ادغام کردند [27]. هرچند در این روش تحلیل قابلیت اطمینان به صورت موازی در مسئله قرار می‌گرفت ولی حفظ روابط بین 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. پادماناها و بتل^{۳۱} نیز از ترکیب RIA و ساختار CSSO استفاده کردند [28]. ولی همان‌طور که اشاره شد همگرایی RIA مشکلات همگرایی را به همراه داشت. آن و کوون^{۳۲} 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 [4]. دو و همکارانش نیز از ادغام MDF و IDF با رویکرد اندازه‌گیری عملکرد PMA برای تقریب قابلیت اطمینان استفاده کردند [29]. در این مطالعه نشان داده شد 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 سلسله مراتبی در کنار DMDO تحت عنوان SMRA برای مسائل بزرگ با قیود بالا، از منظر زمان و هزینه محاسباتی عملکرد بسیار بهینه‌تری داشت [30][31][32].

۱-۳- بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی تحت ساختار تحلیل قابلیت اطمینان سلسله مراتبی

نحوه بکارگیری و اعمال عدم قطعیت در مسائل UMDO می‌تواند بشدت همگرایی کل مسئله را تحت تاثیر قرار دهد. این موضوع به دلیل انتشار عدم قطعیت در موضوعات و تاثیر آن در تحلیل چندموضوعی و تحلیل قابلیت اطمینان است. ساختار RBMDO مشابه RBDO به دو دسته موازی و متوالی تقسیم

طراحی اضافه می‌شود. این موضوع کارایی MDO را بخصوص در مسائل متوسط و بزرگ تا حد زیادی تحت تاثیر قرار می‌دهد. کوخ و همکارانش^{۱۸} [18]، دو و چن^{۱۹} [19] و سوئز و همکارانش^{۲۰} [20] با استفاده از ساختار موازی و با استفاده از نمونه‌برداری مونت کارلو^{۲۱} توسط ساختار AAO برای اولین بار مسئله MDO مبتنی بر قابلیت اطمینان^{۲۲} را فرمول‌بندی کردند [21]. سوئز در پژوهش دیگری از روش مدل سطح پاسخ به علت کاهش هزینه محاسباتی نسبت به روش‌های نمونه‌برداری برای تقریب قابلیت اطمینان استفاده کرد. آگوال و همکارانش^{۲۳} [22]، جون و همکارانش^{۲۴} [23] و ون و همکارانش^{۲۵} [24] با حذف تحلیل موضوعی از طریق رویکرد تحلیل و طراحی همزمان^{۲۶}، یک ساختار دو حلقه‌ای و تک‌سطحی که در آن ارزیابی قابلیت اطمینان در حلقه داخلی با تقریب مرتبه اول کرش-کان-تاگر^{۲۷} محاسبه می‌گشت را توسعه دادند. به علت افزایش متغیرهای کمکی و قیود مسئله، روش‌های توسعه یافته بر اساس KKT نسبتاً کارآمد نبودند و در مسائل بزرگ با تعداد قیود بالا به دلیل افزایش خطای تقریب دقت مناسبی نداشتند [25].

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^{۲۸} تحت عنوان ارزیابی قابلیت اطمینان چندموضوعی سلسله مراتبی^{۲۹} -مشابه ساختار SORA برای مسائل تک موضوعی مشابه ساختار شکل ۲ شکل گرفت.



شکل ۲- حلقه ارزیابی قابلیت اطمینان در مسئله MDO [26]

²⁶ Simultaneous Analysis and Design (SAND)

²⁷ Karush-Kuhn-tucker (KKT)

²⁸ Multidisciplinary Reliability Analysis (MRA)

²⁹ Sequential Multidisciplinary Reliability Analysis (SMRA)

³⁰ Alexandrov, Natalia, and Robert Lewis

³¹ Padmanabhan, D., and S. Batill

³² Ahn, J., and Jang-Hyuk Kwon

¹⁸ Koch, Patrick and et al

¹⁹ Du, X., and W. Chen

²⁰ Sues, Robert H and et al

²¹ Monte Carlo Sampling

²² Reliability-Based Multidisciplinary Design Optimization (RBMDO)

²³ Agarwal, Harish and et al

²⁴ Jun, N. I. and et al

²⁵ Yao, Wen and et al

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 بدست می‌آیند.

۴- مدل‌سازی موضوعات ماهواره بر

۴-۱- موضوع مسیر

در این مقاله 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) مدنظر است. نیروها و ممان آیرودینامیکی، کنترلی و پیشرانس در دستگاه بدنی مطابق (۷) و بسط خطی زاویه حمله در طول جسم مطابق (۸) خواهد بود. از ترم‌های غیرخطی مختصات تعمیم‌یافته به علت کوچک بودن صرف نظر شده است. معادلات برای مرکز جرم تغییر شکل نیافته توسعه داده شدند [33].

$$\dot{V} = \frac{1}{m} (F_x^B \cos \alpha_0 + F_z^B \sin \alpha_0 - mg \sin \gamma) \quad (۶)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{V m} (-F_x^B \sin \alpha_0 + F_z^B \cos \alpha_0 - mg \cos \gamma) + \frac{V \cos \gamma}{r} \quad (۷)$$

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

$$\dot{\alpha}_0 = q - \dot{\gamma}$$

$$\ddot{\xi}_1 = -2\mu_1 \omega_{n_1} \dot{\xi}_1 - 2p \dot{\eta}_1 - (\omega_{n_1}^2 - p^2 - q^2) \xi_1 + \frac{1}{M_1 L} \int_L F_z^B(x) \phi_1(x) dx$$

$$F_x^B = F_{Tx} + F_{Ax} + F_{Cx} \quad (۷)$$

$$F_z^B = F_{Tx} \xi_1 \phi_1'(x_T) + F_{Ax} \xi_1 \phi_1'(x_D) + F_{Cz}$$

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

$$M_y = -x_T F_{Tx} \xi_1 \phi_1'(x_T) + F_{Tx} \xi_1 \phi_1(x_T) + F_{Ax} \xi_1 \phi_1(x_D)$$

$$-qs \left(\int_L x c_{1\alpha}(\alpha, M, x) \alpha(x, t) \phi_1(x) dx + \sum_{k=1}^m x_{w_k} c_{1\alpha}(\alpha, M, x_{w_k}) \alpha(x_{w_k}, t) \right)$$

$$+ \sum_{k=1}^m x_{w_k} c_{1\alpha}(\alpha, M, x_{w_k}) \alpha(x_{w_k}, t) \phi_1(x_{w_k}) + M_{Cz}$$

$$\phi_1(x_{w_k}) + M_{Cz}$$

می‌شود. ساختارهای موازی به دلیل عدم کارایی حتی در مسائل متوسط عملاً استفاده نمی‌شوند. ساختار مسئله طراحی SMRA به حلقه‌های سلسله مراتبی بهینه‌ساز اصلی و تحلیل قابلیت اطمینان تقسیم می‌شود. برای یک سیستم n موضوعی فرآیند 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 (۴) فرمول‌بندی می‌شود.

$$\min_{(d_s, d_i, \mu_{x_s}^M, \mu_{x_i}^M, p_i^M, y_{.i}^M)} f(d_s, d_i, \mu_{x_s}^M, \mu_{x_i}^M, p_i^M, y_{.i}^M) \quad (۴)$$

S.T:

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

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

$$y_{.i}^M = y_{.i}(d_s, d_i, \mu_{x_s}^M, \mu_{x_i}^M, y_{.i}^M)$$

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

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

G^i قید سخت موضوع $\mu_{x_s}^M$ ، G^i قید معین موضوع $\mu_{x_s}^M$ و $\mu_{x_i}^M$ به ترتیب بردار میانگین متغیرهای احتمالی مشترک و موضوع $\mu_{x_i}^M$ بوده و برابر با مقدار بهینه حلقه قبل هستند. p_i^M بردار پارامترهای احتمالی موضوع $\mu_{x_i}^M$ 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 $k-1$ هستند.

۲- تحلیل قابلیت اطمینان در مختصات بهینه. برای پارامترهای احتمالی $u_p^{(i)}$ ، متغیرهای احتمالی $u_s^{(i)}$ ، $u_i^{(i)}$ و متغیر حالت $y_{.i}^{(i)}$ در فضای گوسی استاندارد برای قید احتمالی $\mu_{x_s}^M$ مطابق رابطه (۵) انجام می‌شود. معادلات حالت یا قیود تساوی مطابق ساختار MDO مدنظر تنظیم می‌شوند.

$$\max_{(u_s^{(i)}, u_i^{(i)}, u_p^{(i)})} G^i(d_s, d_i, u_s^{(i)}, u_i^{(i)}, u_p^{(i)}, y_{.i}^{(i)}) \quad (۵)$$

S.T:

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

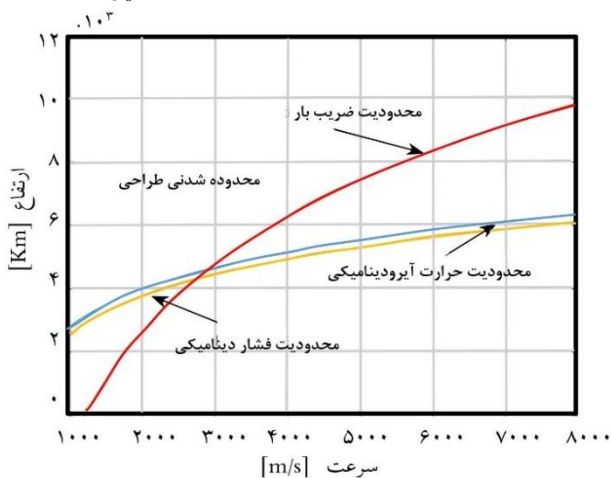
$$y_{.i}^{(i)} = y_{.i}(d_s, d_i, (\mu_{x_s}^M + u_s^{(i)} \sigma_s),$$

$$(\mu_{x_i}^M + u_i^{(i)} \sigma_i), y_{.i}^{(i)})$$

$$Q_s = 9.95306 \times 10^{-5} \sqrt{\rho V^{3.07}}$$

$$q_\infty = 0.5 \rho V^2$$

$$n_T = \frac{1}{2mg_0} \rho V^2 S \sqrt{C_L^2 + C_D^2} \quad (15)$$



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

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 مدنظر مطابق رابطه (۱۶) محاسبه می‌شود. 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 برآ و ضریب پسا متناظر با حداقل زاویه حمله مجاز در سرعت مشخص استخراج خواهد شد [34]. به این ترتیب قید زاویه بحرانی محاسبه خواهد شد. این مقدار باید همواره از حداقل زاویه حمله مشخص شده توسط الزامات مأموریت $\alpha_{\min_{lim}}$ بیشتر باشد.

$$\rho_{Q_{smax}} = (Q_{smax} / 9.95306 \times 10^{-5} V^{3.07})^2 \quad (16)$$

$$\rho_{q_{\infty max}} = q_{\infty max} / (0.5 \times V^2)$$

$$\frac{q_\infty}{mg_0} \sqrt{C_L^2(\alpha_{cr}, M) + C_D^2(\alpha_{cr}, M)} - n_{Tmax} = 0 \quad (17)$$

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

در تقریب یک تابع مانند منحنی زاویه حمله، درون‌یابی چندجمله‌ای در صفرهای چندجمله‌ای متعامد چبیشف می‌تواند میزان حداکثر خطا را در فواصل درون‌یابی به حداقل رساند. در واقع درون‌یابی چندجمله‌ای چبیشف یک تقریب بهینه تابع خواهد بود [34]. منحنی زاویه حمله کنترلی توسط چندجمله‌ای چبیشف مطابق رابطه (۱۹) تقریب زده می‌شود. در این رابطه $I_k^{N\alpha}$ برابر با

$$\alpha(x, t) = \alpha_0(t) - \delta_z(x, t) + \frac{1}{u} \dot{\delta}_z(x, t) - \frac{qx}{u} \quad (8)$$

$$= \alpha_0(t) - \varphi'_1(x) \xi_1(t) + \frac{1}{u} \varphi_1(x) \dot{\xi}_1(t) - \frac{qx}{u}$$

۴-۱-۱- طراحی مسیر بهینه

هدف اصلی مسئله بهینه‌سازی مسیر بازگشت، طراحی مسیری است که قادر به حداقل یا حداکثر کردن شاخص عملکرد تحت قیود غیرخطی و محدودیت‌های مختلف باشد. در کنترل بهینه چنین مسئله‌ای به فرم استاندارد مسئله بلز^{۳۳} فرمول‌بندی می‌گردد. مسئله بلز به دنبال یافتن مقادیر متغیرهای حالت $x \in \mathbb{R}^n$ و کنترلی $u \in \mathbb{R}^n$ در طول مسیر به گونه‌ای است که تابع هدف بلز 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 [1].

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

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

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

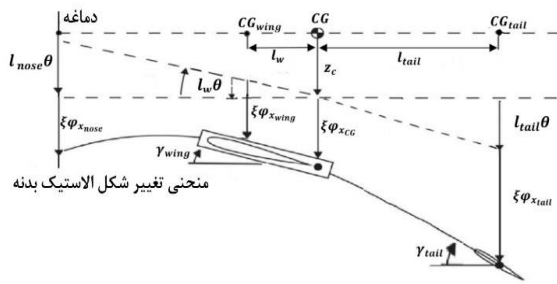
$$C(x(t), u(t), t) \leq 0 \quad (12)$$

قیود مسیر بطور متداول شامل سه دسته محدودده تغییرات متغیرهای کنترلی (۱۳)، شرایط نهایی متغیرهای حالت (۱۴) و سایر قیود مربوط به الزامات مسیر و محدودیت‌های سازه مانند فشار دینامیکی، ضریب بار، شار حرارتی آیرودینامیکی مشابه شکل ۳، دمای ایستایی، شتاب عرضی/کنترلی، انحراف سطوح کنترلی، پسا و غیره می‌شوند.

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

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

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



شکل ۴- جابه‌جایی قسمتهای مختلف ماهواره بر انعطاف‌پذیر

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

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

برای محاسبه تنش محوری کل علاوه بر تنش خمشی، تنش حاصل از نیروی محوری را 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 ناتوانایی 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 [35].

$$\sigma_{crp} = 0.65 E \frac{t}{r} \left(1 - 0.731 \left(1 - e^{-\frac{1}{16} \sqrt{\frac{r}{t}}} \right) \right) \quad [Mpa] \quad (25)$$

$$\sigma_{crb} = 0.65 E \frac{t}{r} \left(1 - 0.901 \left(1 - e^{-\frac{1}{16} \sqrt{\frac{r}{t}}} \right) \right) \quad [Mpa] \quad (26)$$

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

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

k امین تابع پایه چندجمله‌ای جیبش 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 (۲۰) تعریف می‌گردد. بردار ضرایب $X = [\eta_1^{N_\alpha} \quad \eta_2^{N_\alpha} \quad \dots \quad \eta_{N_\alpha}^{N_\alpha}] \in [0, 1]$ بیانگر بردار متغیرهای طراحی هستند. با تعیین این بردار، منحنی زاویه کنترلی مشخص و انتگرال‌گیری عددی معادلات حالت صورت می‌گیرد [1].

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

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

$$\tau = 2 \frac{V(t) - V_0}{V_f - V_0} - 1 \quad (20)$$

۲-۴- موضوع سازه

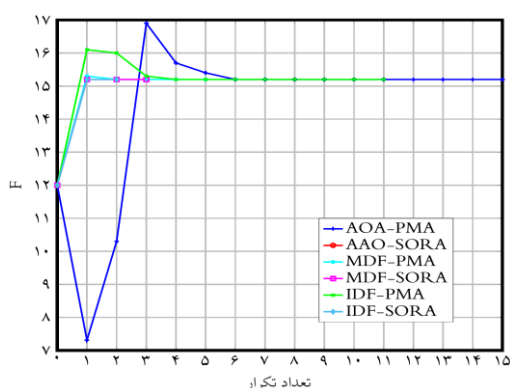
ارزیابی تنش: پس از تعیین بارهای وارد بر ماهواره بر و مشخص شدن شرایط بحرانی به عنوان نقطه طراحی، تنش و کمانش پوسته دو معیار اصلی برای تعیین ضخامت خواهند بود. در تحلیل استاتیکی بدنه ماهواره بر به مقاطع کوچک تقسیم‌بندی شده و توزیع جرم، توزیع ضرایب آیرودینامیکی، مرکز فشار و مرکز جرم متناظر با هر قسمت در طول ماهواره بر، با توجه به شرایط پروازی محاسبه می‌شود. مقدار زاویه حمله در مرکز آیرودینامیکی هر قسمت از بدنه از بسط زاویه حمله بدست 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) بدست می‌آیند. با این عمل ماهواره بر به یک تیر دوسر آزاد تحت نیرو و ممان اینرسی و آیرودینامیکی تبدیل می‌شود [35].

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

$$f_{z_{inertia}}(x_i) = -(|\ddot{z}_{CG}| m(x_i) + \ddot{\theta}(x_i - x_{CG}) + \xi \ddot{\varphi}(x_i)) \quad (22)$$

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

صحه سنجی فرمول‌بندی مسئله MDO نامعین و بررسی کارایی از جهت هزینه محاسباتی انتخاب شده‌اند. همان طور که 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 بین موضوعات نسبت به MDF با حلقه درونی تحلیل موضوعی، چهارچوب مناسب تری برای مسئله طراحی مدنظر بوده و ساختار سلسله مراتبی با توجه به تعداد فراخوانی بسیار پایین‌تر برای تخمین قابلیت اطمینان برای مسئله طراحی با تعداد قیود غیر خطی عملکرد بهینه‌تری خواهد داشت.



شکل ۵- نمودار همگرایی ساختارهای یک سطحی MDO نامعین

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	
	x_1	۲,۲۴۸۸	۲,۲۴۶۶	۲,۲۴۸۷	۲,۲۴۹۳	۲,۲۴۹۸	۲,۲۴۹۸
پارامترهای طراحی	x_1	۲,۲۵۰۸	۲,۲۵۳۰	۲,۲۵۰۸	۲,۲۵۰۲	۲,۲۴۹۸	۲,۲۴۹۸
	x_5	۲,۲۵۰۸	۲,۲۴۹۸	۲,۲۴۹۸	۲,۲۴۹۸	۲,۲۴۹۸	۲,۲۴۹۸
تعداد فراخوانی تابع عملکرد	f^+	۱۹۲	۲۸۸	۱۰۵	۲۰۱	۲۴	۷۰
تعداد کل فراخوانی قیود برای جستجو MPP	g_1^+	۹۶۵	۸	۵۲۰	۸	۱۲۵	۸
	g_2^+	۹۶۵	۸	۵۳۰	۸	۱۲۵	۸
زمان اجرا (ثانیه)		۴۳,۸۱۵۶	۳,۰۲۰	۰,۷۵۶۷	۰,۷۲۰۰	۱۹,۱۸۷۶	۱۱,۸۹۵۰

در ساختار طراحی یک سطحی IDF، متغیرهای کمکی در جهت تخمین داده‌های جریان بین 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

ارزیابی حاشیه پایداری استاتیکی^{۳۴}: 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^{۳۵}: محدودیت‌های سازه‌ای مسیر و نزدیک کردن هرچه بیشتر مسیر به پرواز پایدار و افزایش برد موجب افزایش زمان پرواز و در نتیجه افزایش بار حرارتی جذب شده توسط سیستم عایق می‌گردد. از طرف دیگر سرعت مافوق صوت جسم بازگشت‌پذیر موجب بروز موج‌های صوتی پی‌درپی و در نتیجه افزایش ناگهانی دما به ویژه در نوک جسم می‌گردد. به همین جهت طراحی بهینه ابعاد و ضخامت عایق از طریق ارزیابی و مصالحه با الزامات و محدودیت‌های مسیر یکی از موضوعات طراحی اجسام بازگشت‌پذیر است [36]. مقدار حرارت جذب شده توسط عایق در ضریب هدایت عایق $C_{Conductivity}$ تابعی از دما است.

$$Q_{Conductive_{TPS}} = \int_{t_0}^{t_f} \dot{q}_{abs} S dt \quad (28)$$

$$= C_{Conductivity} \rho_{TPS} t_{TPS} S (t_f - t_0)$$

۵- شبیه‌سازی

۵-۱- صحه سنجی

سه چهارچوب اصلی یک سطحی با دو ساختار تخمین قابلیت اطمینان چندموضوعی موازی و سری مطابق مرجع [26] به منظور

۵-۲- فرمول‌بندی مسئله طراحی

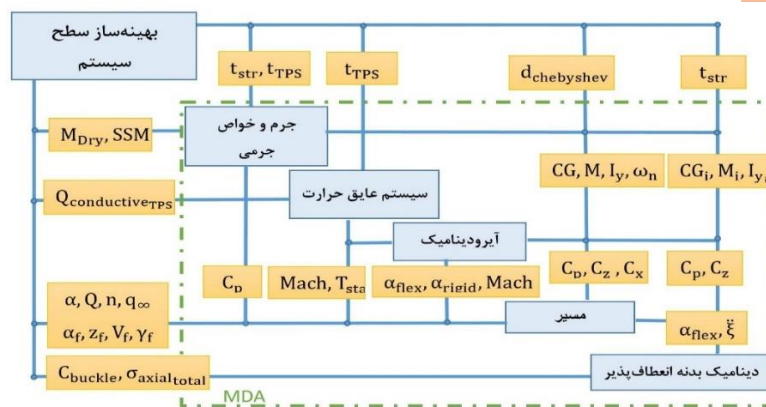
پس از مدل‌سازی موضوعات، جریان اطلاعات و داده‌ها بین موضوعات از طریق ماتریس طراحی مشابه شکل ۶ بدست می‌آید.

³⁵ Thermal Protection System (TPS)

³⁴ Static Stability Margin (SSM)

در فاز بازگشت به اتمسفر متغیرهایی مانند زاویه حمله و ارتفاع و پارامترهایی مانند سرعت اولیه و ارتفاع اولیه و ورود به جو، از منابع اصلی عدم قطعیت‌های ذاتی هستند و تاثیر بسیار زیادی در مقاوم بودن و قابلیت اطمینان پاسخ مسئله خواهند داشت. در اینجا متغیر ضریب برآ و پارامتر سرعت اولیه به عنوان 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 فرآیند ساخت اغلب از نوع شانسی هستند. در این پژوهش پارامترهای ضریب میرایی سازه و مدول یانگ و همچنین متغیر ضریب هدایت عایق (تابع دما) به عنوان پارامترهای عدم قطعیت‌دار شناختی سازه با توزیع نرمال انتخاب شده‌اند.

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 و قیود تساوی به منظور 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.



شکل ۶- ماتریس طراحی ماهواره بر انعطاف‌پذیر

جدول ۲- متغیرهای طراحی مرکزی

بازه تغییرات	واحد	علامت	متغیرهای طراحی اصلی
[۰,۰۰۰۵ ۰,۰۱۵]	m	t_{str}	ضخامت پوسته
[۰,۰۵ ۰,۱۲]	m	t_{TPS}	ضخامت عایق
[۰ ۱]	-	$d_{chebyshev}$ $i=1,2,3,4,5$	ضرایب چندجمله‌ای چیبیشف

جدول ۳- متغیرهای طراحی فرعی

بازه تغییرات	واحد	علامت	متغیرهای طراحی فرعی	ساز
$[\times 910^4 \times 1,510^5]$	kg	m'	جرم تخمینی	متغیرهای موضوعی سازه
$[\times 510^4 10^5]$	kg	M'_i	جرم تعمیم‌یافته تخمینی	
$[10^6 \times 710^6]$	Kg.m ²	I'_y	ممان دوم سطح تخمینی حول محور y	
[۱۶,۸ ۱۶,۹]	Hz	ω'_n	فرکانس طبیعی تخمینی مود اول خمشی	
[۱۸ ۲۷]	m	x'_{CG}	مرکز جرم تخمینی	
[۸ ۱۱]	-	$Mach'_{n_{max}}$	ماخ تخمینی در بار آیرودینامیکی ماکزیمم	متغیرهای موضوعی سازه
[۴۵۰ ۳۰۰۰۰]	Pa	$q'_{\infty n_{max}}$	فشار دینامیکی تخمینی در بار آیرودینامیکی ماکزیمم	
[-۵ ۵]	m/s ²	$\xi'_{n_{max}}$	شتاب مختصات تعمیم‌یافته تخمینی در بار آیرودینامیکی ماکزیمم	
[۰ ۲۷]	degree	$\alpha'_{Delta-Wing n_{max}}$	زاویه حمله بال دلتا در بار آیرودینامیکی ماکزیمم	

[. ۲۷]	degree	$\alpha'_{\text{Vertical-Fin}_{n_{\max}}}$	زاویه حمله فین در بار آیرودینامیکی ماکزیمم
[. ۲۷]	degree	$\alpha'_{\text{Flexible-Body}_{n_{\max}}}$	بردار زاویه حمله بدنه در بار آیرودینامیکی ماکزیمم
[۳۲ ۳۵]	m	$x'_{\text{CP}_{\max}}$	مرکز فشار مینیمم تخمینی
[۱۰۰۰ ۴۶۰۰]	°C	$\theta'_{\text{static}_{\text{TPS}_{\max}}}$	دمای استاتیکی تخمینی در نقطه ماکزیمم حرارت جذب شده توسط عایق
[۹۰ ۳۰۰]	s	$t'_{\text{TPS}_{\max}}$	ثابته تخمینی در نقطه ماکزیمم حرارت جذب شده توسط عایق

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 بدست می‌آید.

در مسئله طراحی مدنظر متغیرهای عدم قطعیت‌دار بردارهایی به طول گام‌های زمانی شبیه‌سازی هستند. به همین جهت متغیر موضوعی مانند ضریب برآ (خروجی آیرودینامیک و ورودی مسیر و سازه) به صورت یک ماتریس با تعداد ردیف کل گام‌های زمانی و تعداد ستون به اندازه تعداد قسمت‌بندی‌های بدنه انعطاف‌پذیر

$$\min_d \int_{t_0}^{t_f} Q_s(t)dt + \lambda_1(G_1 + G_2 + G_3 + G_4 + G_5 + G_6 + G_7) + \lambda_2(C_1 + C_2 + C_3 + C_4 + C_5) \\ m_{\text{dry}} + \lambda_1(G_8 + G_9 + G_{10} + G_{11}) + \lambda_2(C_6 + C_7 + C_8 + C_9 + C_{10} + C_{11-111} + C_{112} + C_{113} + C_{114})$$

S.T:

$$G_1 : 9.95306 \times 10^{-5} \sqrt{\rho} V(\mu_{V_0^{(1)}})^{3.07} \leq Q_{\max}$$

$$G_2 : \frac{1}{2} \rho V(\mu_{V_0^{(2)}})^2 \leq q_{\infty \max}$$

$$G_3 : \frac{1}{2mg_0} \rho s V(\mu_{V_0^{(3)}})^2 \sqrt{(\mu_{c_{z_{\text{rigid}}}} - S_{c_{z_{\text{rigid}}}})^2 + C_D^2(\text{Mach}(\mu_{V_0^{(3)}}), \alpha(\mu_{V_0^{(3)}}))} \leq n_{\max} \quad (29)$$

$$G_4 : |V(t_f, \mu_{V_0^{(4)}}) - V_f| \leq \delta_{V_f}$$

$$G_5 : |\gamma(t_f, \mu_{V_0^{(5)}}) - \gamma_f| \leq \delta_{\gamma_f}$$

$$G_6 : |z(t_f, \mu_{V_0^{(6)}}) - z_f| \leq \delta_{z_f}$$

$$G_7 : |\alpha(t_f, \mu_{V_0^{(7)}}) - \alpha_f| \leq \delta_{\alpha_f}$$

$$G_8 : \sigma_{\text{axial}_{\text{total}}}(\mu_{c_{z_{\text{flex}}}} - S_{c_{z_{\text{flex}}}}, \dot{\xi}(\omega_n(\mu_{E^{(1)}}), \mu_{c_s}, \mu_{c_{z_{\text{flex}}}} - S_{c_{z_{\text{flex}}}})) \leq \frac{S_y}{n_{\text{SF}}}$$

$$G_9 : C_{\text{buckle}}(\mu_{E^{(2)}}) \geq C_{\text{buckle}_{\min}}$$

$$G_{10} : \frac{x_{\text{CP}}(\mu_{V_0^{(8)}}) - x_{\text{CG}}}{L} \geq \text{SSM}$$

$$G_{11} : Q_{\text{conductive}_{\text{TPS}}}(\mu_{c_{\text{TPS}}} - S_{c_{\text{TPS}}}) \leq Q_{\text{allowable}}$$

$$C_k : c_k - d_{[7-121]} = 0 \quad d_i^L \leq d_i \leq d_i^U, \quad k=[1 \ 2 \ \dots \ 114], \quad i=[1 \ 2 \ \dots \ 121]$$

$$\min_{(u_{V_0}^{(2)})} -q_{\infty}(\mu_{V_0} + u_{V_0}^{(2)}\sigma_{V_0}) + q_{\infty \max} \quad (31)$$

$$\text{S.T:} \quad u_{V_0}^{(2)} = \beta$$

حلقه تحلیل قابلیت اطمینان برای ۱۱ قید عدم قطعیت‌دار شامل ۱۱ مسئله بهینه‌سازی با ساختار IDF خواهد بود:

$$\min_{(u_{V_0}^{(1)})} -Q(\mu_{V_0} + u_{V_0}^{(1)}\sigma_{V_0}) + Q_{\max} \quad (30)$$

$$\text{S.T:} \quad u_{V_0}^{(1)} = \beta$$

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 شکل ۷ و شکل ۸ و هدف پژوهش می‌توان عنوان کرد؛ 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 مدنظر 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 مدنظر را بدون صرف هزینه بیشتری به دست آورد. یکی از مهم‌ترین عدم قطعیت‌های مسئله طراحی مسیر، سرعت اولیه است. به ازای هر قید وابسته به سرعت (شکل ۹)، نمودار سرعت با سرعت اولیه متفاوت به منظور 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 هزینه بالا برای سیستم پیرشان چه از نظر سوخت و چه از نظر افزایش جرم کل پرتاب می‌گردد. همان طور 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

$$\min_{(u_{V_0}^{(4)})} -|V(t_f, \mu_{V_0} + u_{V_0}^{(4)} \sigma_{V_0}) - V_f| + \delta_{V_f} \quad (32)$$

$$\text{S.T: } u_{V_0}^{(4)} = \beta$$

$$\min_{(u_{V_0}^{(5)})} -|\gamma(t_f, \mu_{V_0} + u_{V_0}^{(5)} \sigma_{V_0}) - \gamma_f| + \delta_{\gamma_f} \quad (33)$$

$$\text{S.T: } u_{V_0}^{(5)} = \beta$$

$$\min_{(u_{V_0}^{(6)})} -|z(t_f, \mu_{V_0} + u_{V_0}^{(6)} \sigma_{V_0}) - z_f| + \delta_{z_f} \quad (34)$$

$$\text{S.T: } u_{V_0}^{(6)} = \beta$$

$$\min_{(u_{V_0}^{(7)})} -|\alpha(t_f, \mu_{V_0} + u_{V_0}^{(7)} \sigma_{V_0}) - \alpha_f| + \delta_{\alpha_f} \quad (35)$$

$$\text{S.T: } u_{V_0}^{(7)} = \beta$$

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

$$\text{S.T: } u_{C_{TPS}} = \beta$$

$$\min_{(u_{V_0}^{(3)}, u_{C_{z_{\text{rigid}}}})} n_{\text{load}} - n_{\text{load}} \left(\begin{array}{c} \mu_{C_{z_{\text{rigid}}}} + u_{C_{z_{\text{rigid}}}} \sigma_{C_{z_{\text{rigid}}}} \\ \mu_{V_0} + u_{V_0}^{(3)} \sigma_{V_0} \end{array} \right) \quad (37)$$

$$\text{S.T: } \sqrt{u_{C_{z_{\text{rigid}}}}^2 + u_{V_0}^{(3)2}} = \beta$$

$$\min_{(u_E^{(2)})} -C_{\text{buckle}} + R_{\text{buckle}} \left(\begin{array}{c} \mu_E + u_E^{(2)} \sigma_E, \sigma_{\text{bending}} \\ \sigma_{\text{axial}}, t_{TPS_{\text{opt}}} \end{array} \right) \quad (38)$$

$$\text{S.T: } u_E^{(2)} = \beta$$

$$\min_{(u_{V_0}^{(8)})} \frac{x_{CP}(\mu_{V_0}^{(8)}) - x_{CG}}{L} - SSM \quad (39)$$

$$\text{S.T: } u_{V_0}^{(8)} = \beta$$

$$\min_{(u_{c_s}^{(1)}, u_E^{(1)}, u_{C_{z_{\text{flex}}}})} \frac{S_y}{n_{SF}} - \sigma_{\text{axial, total}} \left(\begin{array}{c} \mu_{C_{z_{\text{flex}}}} + u_{C_{z_{\text{flex}}}} \sigma_{C_{z_{\text{flex}}}}, \\ \left(\begin{array}{c} \mu_{c_s} + u_{c_s} \sigma_{c_s}, \mu_{C_{z_{\text{flex}}}} \\ \mu_{C_{z_{\text{flex}}}} \sigma_{C_{z_{\text{flex}}}}, \\ \omega_n (\mu_E + u_E^{(1)} \sigma_E) \end{array} \right) \end{array} \right) \quad (40)$$

$$\text{S.T: } \sqrt{u_{C_{z_{\text{flex}}}}^2 + u_{c_s}^2 + u_E^{(1)2}} = \beta$$

۶- نتایج

بهینه‌سازی مسئله طراحی توسط الگوریتم ژنتیک با مرتب‌سازی غیرمغلوب^{۳۶} 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

³⁶ Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGAI)

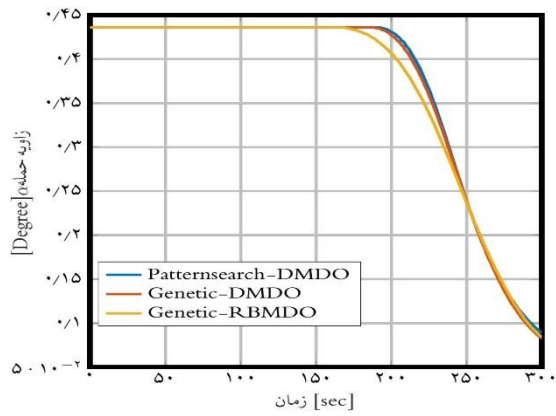
نتیجه‌گیری کلی در این زمینه می‌تواند فاقد دقت کافی باشد. همچنین در نمودار شکل ۱۶ و شکل ۱۷ عدم نیاز به هزینه ساخت بیشتر در طراحی نامعین در نمودار تنش و کمانش مشهود است. افزایش عدم قطعیت در پارامتر مدول یانگ در قید کمانش و تنش، و یا ضریب میرایی سازه و ضریب برآ انعطاف‌پذیر در قید تنش، مشکلات همگرایی در بازه تعریف شده برای ضخامت پوسته (متغیر طراحی) را به دنبال خواهد داشت.

در مورد خواص انعطاف‌پذیری در مسئله طراحی، مدول یانگ از طریق فرکانس طبیعی و ضریب میرایی سازه بر متغیر مختصات تعمیم‌یافته و در نتیجه بر تغییر شکل الاستیک ماهواره بر انعطاف‌پذیر مطابق شکل ۱۸ اثر گذار 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.

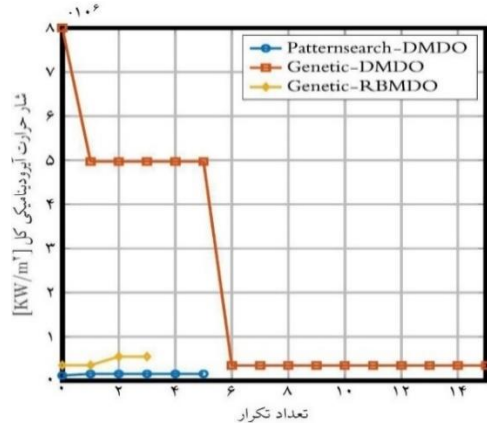
هستند. در مسئله نامعین ارتفاع برای همه قیود یکسان است و به همین دلیل، نمودار سرعت فشار دینامیکی و حرارت آیرودینامیکی بر هم منطبق هستند. ولی ضریب بار علاوه بر ارتفاع و سرعت به ضریب برآ (متغیر عدم قطعیت‌دار) نیز وابسته است. به همین دلیل پیک ضریب بار در مسئله نامعین در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود. همچنین پیک بالای حرارت جذب شده توسط عایق در شکل ۱۵ در مسئله نامعین حاکی از مصالحه بین 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 انعطاف‌پذیری با وجود مدل‌سازی عدم قطعیت در پارامترهای مرتبط، قابل مقاوم‌سازی بوده و مشکلات مربوط به ناپایداری استاتیکی و یا دینامیکی در سازه و دینامیک بدنه انعطاف‌پذیر وجود نداشته است. موضوع مهم در این نتیجه‌گیری عدم کوپلینگ بالا و شدید بین 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

جدول ۴- نتایج مسئله بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی ماهواره بر

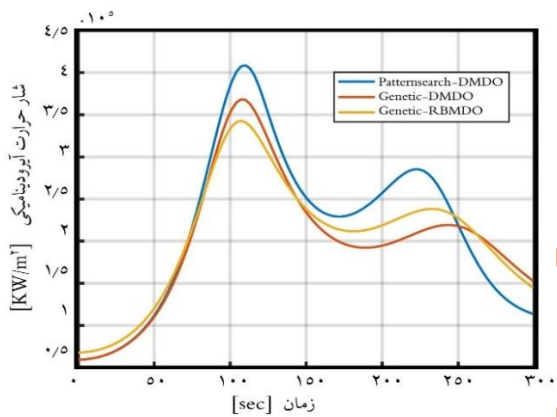
مقدار بهینه			واحد	بازه متغیر/پارامتر		
RBMD0-NSGA-II	DMDO-NSGA-II	DMDO-PS				
۱۰۹۰۱۵,۱۱۱	۱۳۳۰۵۶,۷۱۹۶	$\times 1,55 \cdot 10^5$	Kg	-	-	تابع عملکرد سازه
۵۰۵۷۰۳,۹۰۳۶	۳۴۷۱۴۴,۸۴۲۳	$\times 2,28 \cdot 10^5$	KW/m ²	-	-	مسیر
۰,۷۳۶۰۳	۰,۷۷۱۱	۰,۸۸۴۴	-	۰	۱	متغیر/پارامتر طراحی اصلی چندجمله‌ای ضرایب چیبیشف
۰,۱۹۰۹۲	۰,۱۳۶۰۴	۰,۰۰۰۱	-	۰	۱	
۰,۷۸۱۳۶	۰,۷۴۷۳۶	۰,۹۹۹۹	-	۰	۱	
۰,۲۴۲۲۶	۰,۲۰۲۷۶	۰,۰۳۷۴	-	۰	۱	
۰,۳۷۴۴۶	۰,۳۶۷۳۱	۰,۹۶۴۹۴	-	۰	۱	
۰,۰۰۷۹۳۹۳	۰,۰۱۱۳۶	۰,۰۱۲۰	m	۰,۰۰۰۵	۰,۰۱۵	سازه
۰,۰۶۷۵۱۵	۰,۰۹۰۰۸۹	۰,۱۱۷۹	m	۰,۰۰۵	۰,۱۲	
۴	۹	۶	-	-	-	تعداد تکرار حلقه اصلی
۱۳۸۰	۳۱۰	۱۲۱۰	-	-	-	تعداد فراخوانی تابع هدف



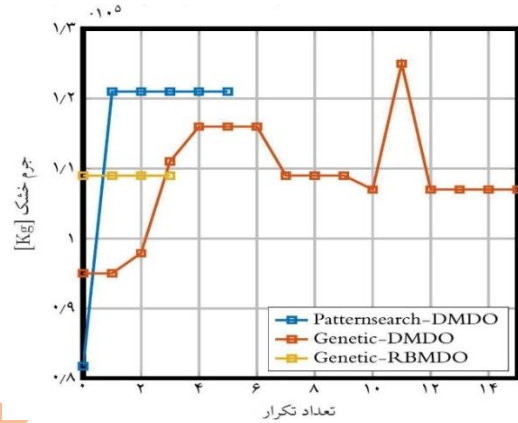
شکل ۱۱- نمودار زاویه حمله در مرکز جرم ماهواره بر



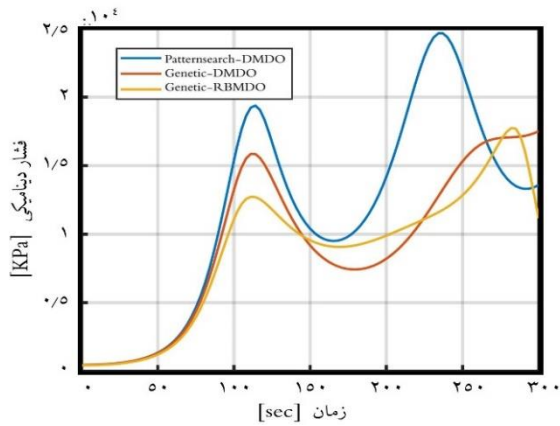
شکل ۷- نمودار همگرایی نرخ حرارت آیرودینامیکی کل



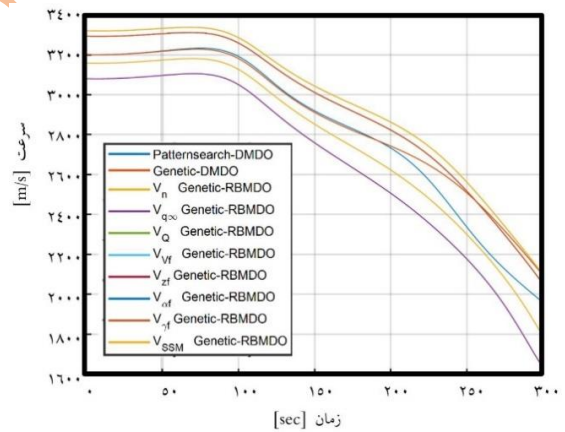
شکل ۱۲- نمودار حرارت آیرودینامیکی در طول مسیر بازگشت ماهواره بر



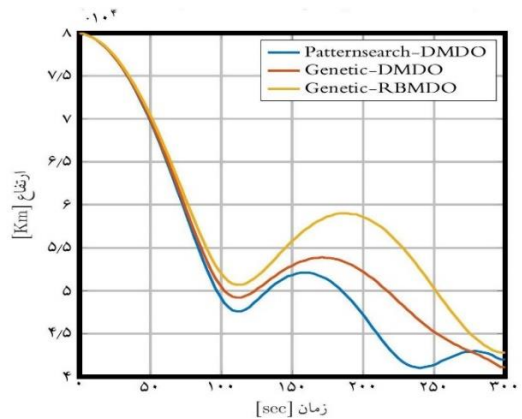
شکل ۸- نمودار همگرایی جرم خشک



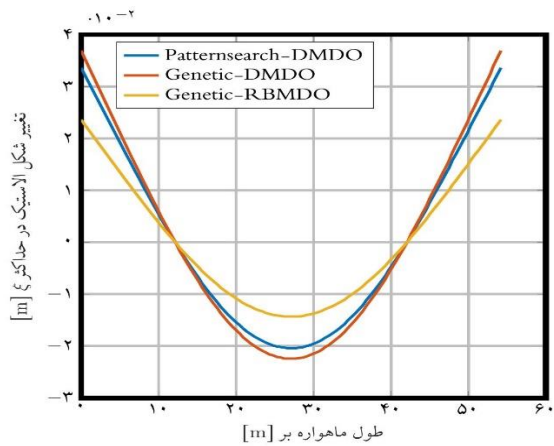
شکل ۱۳- نمودار فشار دینامیکی در طول مسیر بازگشت ماهواره بر



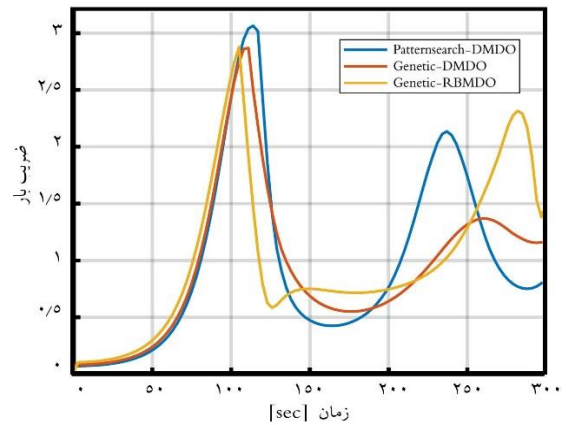
شکل ۹- نمودار سرعت ماهواره بر در طول مسیر بازگشت



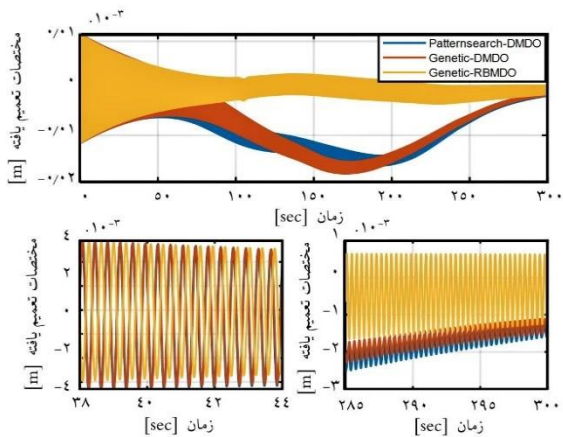
شکل ۱۰- نمودار مسیر بازگشت ماهواره بر



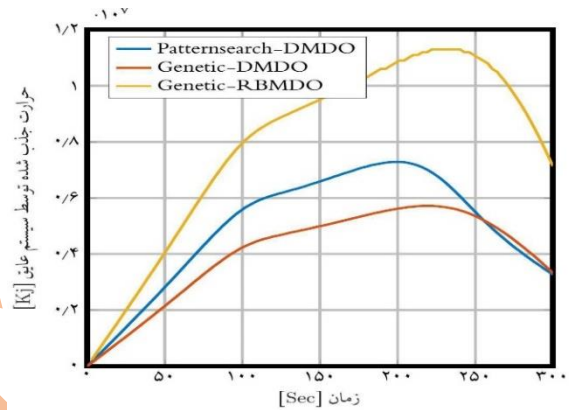
شکل ۱۸- نمودار تغییر شکل الاستیک در ماکزیمم مختصات تعمیم یافته



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



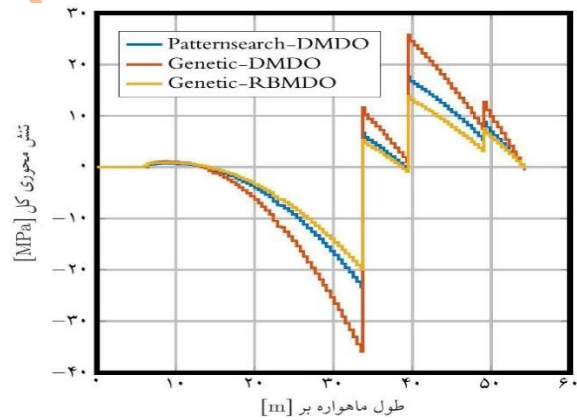
شکل ۱۹- نمودار مختصات تعمیم یافته



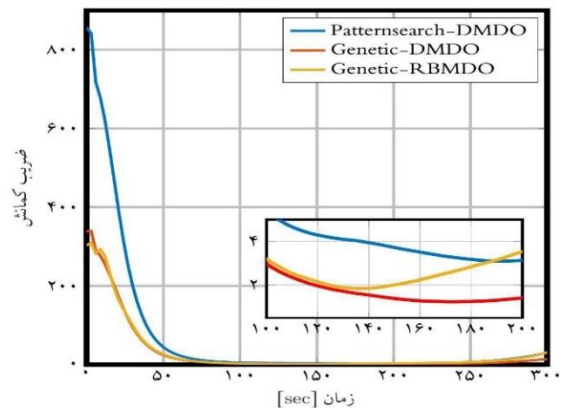
شکل ۱۵- نمودار حرارت جذب شده از طریق هدایت توسط عابث

فهرست علائم

شاخص قابلیت اطمینان	β
متغیر طراحی مشترک	x_s
متغیر طراحی موضوع i ام	x_i
متغیر موضوعی خروجی موضوع j ام و ورودی موضوع i ام	y_{ji}
نرخ زاویه پیچ ماهواره بر	q
نرخ زاویه رول ماهواره بر	p
زاویه حمله صلب	α_0
مختصات تعمیم یافته در راستای محور Z	ξ_1
فرکانس طبیعی مود خمشی اول	ω_{n1}
مختصات تعمیم یافته در راستای محور Y	η_1
جرم ماهواره بر	m
جرم تعمیم یافته ماهواره بر	M_1



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



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

مراجع و منابع

- [1] Wei, Xing, et al. "Reentry trajectory optimization for a hypersonic vehicle based on an improved adaptive fireworks algorithm." *International Journal of Aerospace Engineering* 2018 (2018).
- [2] Bataleblou, Ali Asghar, "Robust Design Optimization of A Launch Vehicle in Presence of Parametric Uncertainties", Master Thesis, *K.N. Toosi University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering*. (2011) (In Persian).
- [3] Doulabi, Mojtaba, "Reliability-Based Multidisciplinary Design Optimization for a Liquid Proplant Launch Vehicle Using Fuzzy Sets Theory", PhD Thesis, *K.N. Toosi University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering* (2014) (In Persian).
- [4] Ahn, J., and Jang-Hyuk Kwon. "Sequential approach to reliability analysis of multidisciplinary analysis systems." *Structural and Multidisciplinary Optimization* 28.6 (2004): 397-406.
- [5] Tu, Jian, Kyung K. Choi, and Young H. Park. "A new study on reliability-based design optimization." (1999): 557-564.
- [6] Thunnissen, Daniel Pierre. "Propagating and mitigating uncertainty in the design of complex multidisciplinary systems". Diss. California Institute of Technology, (2005).
- [7] Du, Xiaoping, and Wei Chen. "Sequential optimization and reliability assessment method for efficient probabilistic design." *J. Mech. Des.* 126.2 (2004): 225-233.
- [8] Zang, Thomas A. *Needs and opportunities for uncertainty-based multidisciplinary design methods for aerospace vehicles*. National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, (2002).
- [9] Yi, Sang-II, Jung-Kyu Shin, and G. J. Park. "Comparison of MDO methods with mathematical examples." *Structural and Multidisciplinary Optimization* 35.5 (2008): 391-402.
- [10] Balling, R. J., and Jaroslaw Sobieszczanski-Sobieski. "An algorithm for solving the system-level problem in multilevel optimization." *Structural optimization* 9.3-4 (1995): 168-177.
- [11] Braun, R. D., and I. M. Kroo. "Development and application of the collaborative optimization architecture in a multidisciplinary design environment." *Multidisciplinary design optimization: state of the art* 80 (1997).
- [12] Wujek, Brett A., John E. Renaud, and Stephen M. Batill. "A concurrent engineering approach for multidisciplinary design in a distributed computing environment." *Multidisciplinary design optimization: State of the art* (1997): 189-208.
- [13] Balesdent, Mathieu, et al. "A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design." *Structural and Multidisciplinary optimization* 45.5 (2012): 619-642.
- [14] Khosravi, Somayeh, "A syrvey on Synthesis of some Multidisciplinary Design Optimization with Attitude on Reliability", PhD Thesis, *Shiraz University of Technology, Faculty of Mathematics* (2016) (In Persian).

	ϕ_1
ماخ	M
مرکز فشار در راستای محور طولی	X_D
محل قرارگیری بالکها در راستای محور طولی	X_{w_k}
محل اعمال نیروی تراست در راستای محور طولی	X_T
نیروی تراست	F_T
نیروی آیرودینامیکی	F_A
نیروی کنترلی	F_C
ممان کنترلی حول محور Y	M_C
مشتق استاتیکی ضریب برآ	$C_{l\alpha}$
تغییر شکل الاستیک در راستای محور Z	δ_z
حداکثر نرخ حرارت آیرودینامیکی مجاز	$Q_{s_{\max}}$
چگالی متناظر با حداکثر نرخ حرارت آیرودینامیکی مجاز	$\rho_{Q_{s_{\max}}}$
حداکثر فشار دینامیکی مجاز	$q_{\infty \max}$
چگالی متناظر با حداکثر فشار دینامیکی مجاز	$\rho_{q_{\infty \max}}$
تنش خمشی	σ_{bending}
تنش محوری فشاری/کششی	σ_{axial}
تنش محوری کل	σ_{total}
ممان خمشی	M_b
نیروی محوری فشاری/کششی	P
ضخامت پوسته ماهواره بر	t
بیشترین فاصله از مرکز مقطع ماهواره بر	c
کمانش فشاری بحرانی	σ_{crp}
کمانش خمشی بحرانی	σ_{crb}
ضریب کمانش کل	C_{buckle}
ضخامت عایق	t_{TPS}
ضریب هدایت عایق	$C_{\text{Conductivity}}$
نرخ گرمای هدایت داخل عایق در هر لحظه	\dot{q}_c

- [32] Chiralaksanakul, Anukal, and Sankaran Mahadevan. "Decoupled approach to multidisciplinary design optimization under uncertainty." *Optimization and Engineering* 8.1 (2007): 21-42.
- [33] Fathi Jegarkandi, Mohebn, "Aeroservoelastic Modeling and Analysis of Supersonic Agile Flight Vehicle at High Angle of Attack", PhD Thesis, *Amirkabir University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering*. (2009) (In persian).
- [34] Sushnigdha, Gangireddy, and Ashok Joshi. "Reentry trajectory design with pigeon inspired optimization using derived angle of attack profile." *Journal of Aerospace Engineering* 31.6 (2018): 04018104.
- [35] Bodramoni, Balakrishna & Reddy, Rahul. Calculation of airphase load and airframe design of a typical missile", (2015),10.13140/RG.2.1.3818.3446.
- [36] Kabganian, Masoud, Seyed M. Hashemi, and Jafar Roshanian. "Multidisciplinary Design Optimization of a Re-Entry Spacecraft via Radau Pseudospectral Method." *Applied Mechanics* 3.4 (2022): 1176-1189.
- [15] Sobieszczanski-Sobieski, Jaroslaw, Jeremy Agte, and Robert Sandusky, Jr. "Bi-level integrated system synthesis (BLISS)." *7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*. (1998).
- [16] Kim, Hyung Min, et al. "Target cascading in optimal system design." *J. Mech. Des.* 125.3 (2003): 474-480.
- [17] Doulabi, Mojtaba, Darabi, Hosseing and Roshanian, Jafar, "A Survey on Statistics Design Approach and Multidisciplinary Design Optimization for a Liquid Proplant Launch Vehicle", *Space Science and Technology, JR_JSST-5-1_006, 61-72 (2012) (in Persian)*.
- [18] Koch, Patrick, Brett Wujek, and Oleg Golovidov. "A multi-stage, parallel implementation of probabilistic design optimization in an MDO framework." *8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*. (2000).
- [19] Du, X., and W. Chen. "An integrated methodology for uncertainty propagation and management in simulation-based systems design." *AIAA Journal* 38.8 (2000): 1471-1478.
- [20] Sues, Robert H., David R. Oakley, and Graham S. Rhodes. "Multidisciplinary stochastic optimization." *Engineering Mechanics*. ASCE, (1995).
- [21] Liu, Jie, et al. "Multimodal ellipsoid model for non-probabilistic structural uncertainty quantification and propagation." *International Journal of Mechanics and Materials in Design* 17.3 (2021): 633-657.
- [22] Agarwal, Harish, et al. "Uncertainty quantification using evidence theory in multidisciplinary design optimization." *Reliability Engineering & System Safety* 85.1-3 (2004): 281-294.
- [23] Jun, N. I., Y. U. Kua-hai, and Y. U. E. Zhu-feng. "Reliability-based multidisciplinary design optimization for turbine blade using double loop approach [J]." *Journal of Aerospace Power* 9 (2009).
- [24] Yao, Wen, et al. "A reliability-based multidisciplinary design optimization procedure based on combined probability and evidence theory." *Structural and Multidisciplinary Optimization* 48.2 (2013): 339-354.
- [25] Li, Liansheng, Ji Hong Liu, and Shaohua Liu. "An efficient strategy for multidisciplinary reliability design and optimization based on CSSO and PMA in SORA framework." *Structural and Multidisciplinary Optimization* 49.2 (2014): 239-252.
- [26] Du, Xiaoping, Jia Guo, and Harish Beeram. "Sequential optimization and reliability assessment for multidisciplinary systems design." *Structural and Multidisciplinary Optimization* 35.2 (2008): 117-130.
- [27] Alexandrov, Natalia, and Robert Lewis. "Algorithmic perspectives on problem formulations in MDO." *8th symposium on multidisciplinary analysis and optimization*. (2000).
- [28] Padmanabhan, D., and S. Batill. "Reliability based optimization using approximations with applications to multi-disciplinary system design." *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*. (2002).
- [29] Du, Xiaoping. *Efficient methods for engineering design under uncertainty*. University of Illinois at Chicago, (2002).
- [30] Zhang, Mengchuang, et al. "An efficient strategy for reliability-based multidisciplinary design optimization of twin-web disk with non-probabilistic model." *Applied Mathematical Modelling* 82 (2020): 546-572.
- [31] Shi, Yan, et al. "Time-dependent reliability-based design optimization considering aleatory and epistemic uncertainties." *Structural and Multidisciplinary Optimization* 62.5 (2020): 2297-2321.