

مقاله علمی پژوهشی

# طراحی چندموضوعی سامانه پیشرانس دومؤلفه‌ای به سه روش بهینه، مبتنی بر قابلیت اطمینان و بهینه

## مبتنی بر قابلیت اطمینان

حجت طائی<sup>۱\*</sup>، امیرحسین آدمی<sup>۲</sup> و منصور حضوری<sup>۳</sup>

۱، ۲ و ۳ - مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

\*taei@mut.ac.ir

نیاز به افزایش قابلیت اطمینان و الزامات ایمنی باعث شده است روش طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان به‌طور فزاینده‌ای مورد استفاده قرار گیرد. در این پژوهش، طراحی بهینه چندموضوعی مبتنی بر قابلیت اطمینان برای سامانه پیشرانس دومؤلفه‌ای مورد بررسی قرار گرفته است. تابع هدف مسئله کمینه‌کردن جرم سیستم و قیود طراحی، ضربه کل و دمای دیواره محفظه احتراق است. به‌منظور اعمال عدم قطعیت‌ها و نشان دادن قابلیت اطمینان مسئله نسبت به آن‌ها از روش شبیه‌سازی مونت کارلو استفاده شده است. همچنین، بعد از طراحی سامانه پیشرانس دومؤلفه‌ای نتایج جرمی، عملکردی و هندسی به تفکیک برای طراحی بهینه، طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان و طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان بیان می‌شود. در ادامه با توجه نتایج، مفاهیم و تعاریف روش‌های طراحی مورد مقایسه و بحث قرار می‌گیرد و نشان داده می‌شود که روش طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان ضمن داشتن جرم مطلوب دارای قابلیت اطمینان لازم است.

واژه‌های کلیدی: طراحی بهینه چندموضوعی، سامانه پیشرانس دومؤلفه‌ای، قابلیت اطمینان، عدم قطعیت

		علائم و اختصارات	
M_thruster	جرم تراستر		
n_sf	ضریب قابلیت اطمینان		
O_F	نسبت اکسیدایزر به سوخت	AAO	همه با هم
Pc	فشار محفظه احتراق	GA	الگوریتم ژنتیک
Pe	فشار خروجی	Isp	ضربه مخصوص
P_tank	فشار مخزن سوخت	L <sub>th</sub>	طول محفظه احتراق
R_comb	شعاع محفظه احتراق	M	جرم
rho_str	چگالی سازه	M_dot	دبی سوخت
R_pgt	شعاع مخزن گاز پرفشار	M_feeding	جرم مخزن گاز پرفشار
SQP	برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی	M_Nozzel	جرم نازل
T	تراست	Mprop	جرم سوخت
t_B	زمان سوزش		

۱ استادیار (نویسنده مخاطب)

۲ استادیار

۳ کارشناس ارشد

طراحی که چندین موضوع در آن درگیر هستند را در هواپیما، فضاپیما، خودرو و صنایع تولیدی می‌توان مشاهده کرد. نمونه‌های موفقیت آمیز بسیاری از کاربردهای MDO در بسیاری از حوزه‌ها اعم از مهندسی هوافضا [۶-۷]، طراحی خودرو [۸]، مسائل درگیر با حرارت [۹] و سیالات و سازه [۱۰] می‌توان دید.

به‌منظور طراحی با قابلیت اطمینان بالا در سیستم‌های پیچیده، تکنیک‌های تحلیل قابلیت اطمینان و RBD در چارچوب MDO توسعه یافته‌اند [۱۱-۱۲]. در کاری از سوس<sup>۶</sup> و همکاران، مدل رویه پاسخی از خروجی سیستم در سطح سیستم جایگزین مدل‌های شبیه‌سازی با محاسبات سنگین شد [۱۳]. در همین راستا، یک چارچوب برای MDO مبتنی بر قابلیت اطمینان در سال ۲۰۰۰ توسط سوس و سزار ارائه شد. در این کار، تجزیه و تحلیل قابلیت اطمینان از بهینه‌سازی جدا شده بود. قابلیت اطمینان در ابتدا قبل از اجرای اول حلقه بهینه‌سازی محاسبه شده و پس از اجرای حلقه بهینه‌سازی به روز می‌شود. در این روش برای کاهش بار محاسباتی، محدودیت‌های قابلیت اطمینان در حلقه بهینه‌سازی کنترل می‌شد [۱۴]. برای ادغام تکنیک‌های تجزیه و تحلیل قابلیت اطمینان موجود با چارچوب MDO، استراتژی اجرای چند مرحله‌ای از بهینه‌سازی طراحی احتمالاتی توسط کخ<sup>۷</sup> و همکاران بیان شد [۱۵]. پدمانبهان<sup>۸</sup> و همکاران استفاده از شبیه‌سازی مونت کارلو را در MDO نشان دادند [۱۶].

در میان سیستم‌های پیچیده سیستم‌های پیشرانش فضایی نیز جزء سیستم‌های چند موضوعی هستند که عدم قطعیت‌ها در طراحی آن‌ها تاثیرگذار می‌باشند. تاکنون در زمینه طراحی سیستم‌های پیشرانش فضایی مطالعات گسترده‌ای صورت گرفته است. وایلی و دومر<sup>۹</sup>، در مقاله‌ای سامانه پیشرانش فضاپیماي مسنجر را بررسی و روش‌های توسعه آن را معرفی کردند [۱۷]. اریکسن<sup>۱۰</sup> به ارزیابی عملکرد سیستم‌های پیشرانش فضاپیما در رابطه با مقدار مورد نیاز ضربه در هر ماموریت پرداخته است [۱۸]. در سال ۲۰۱۰، نصرت‌الهی و آدمی، روش طراحی بهینه چندموضوعی را در طراحی یک نمونه زیرسیستم پیشرانش خاص بررسی کردند [۱۹]. مرجع [۲۰] ضمن معرفی انواع فناوری‌ها در حوزه پیشرانش فضایی، روند توسعه سامانه پیشرانش فضایی را مورد بررسی قرار داده است. در مرجع [۲۱] به تدوین الگوریتم طراحی و ساخت یک تراستر گاز گرم پرداخته و نتایج طراحی با نتایج تجربی مقایسه می‌شود. در همین راستا، به دلیل افزایش پیچیدگی سیستم‌ها و تعداد پارامترهای غیرقطعی توجه به

دمای محفظه احتراق  
Tc  
دمای دیواره محفظه احتراق  
T\_Wall  
حجم مخازن  
Vtank

## مقدمه

روش‌های سنتی طراحی بهینه، وجود منابع بسیاری از عدم قطعیت‌ها مانند عدم قطعیت‌های حین تولید و عدم قطعیت‌های ناشی از کاربردهای محصول در محیط‌های مختلف را نادیده می‌گیرند [۱-۲]. از طرفی، طرح‌های مبتنی بر بهینه‌سازی بسیار حساس می‌باشند به گونه‌ای که ممکن است با تغییرات ورودی سیستم منجر به از دست رفتن کیفیت، افزایش خطر (احتمال بالا بودن اتفاق‌های غیرمعمول و قابلیت اطمینان کم) و یا رسیدن به محصول غیر اقتصادی شود. به همین دلیل عدم قطعیت در طراحی توجه بیشتری را در حوزه‌های مهندسی خودرو، مهندسی عمران، مکانیک و هوافضا به خود جلب کرده است. دیگر دلیل توجه به عدم قطعیت‌ها سیستم‌های مهندسی هستند که روز به روز به طور فزاینده پیچیده می‌شوند و وقوع شکست در آن‌ها ممکن است به عواقب فاجعه بار بالاتر منجر شود. به همین منظور، رسیدن به قابلیت اطمینان بالاتر و تاثیرپذیری زیست محیطی کمتر به یک نیاز ضروری تبدیل شده است [۳]. در مسائل طراحی، مفهوم قابلیت اطمینان با وجود داشتن قیود معنا پیدا می‌کند. در این مسائل همواره قیود سیستمی و زیرسیستمی وجود دارند که در فرایند طراحی محدودیت ایجاد می‌کنند. از طرفی، در طراحی همواره عوامل محیطی و ذاتی وجود دارند که پارامترها را تحت تاثیر قرار داده و نامعنی‌هایی را در واقعیت به طراحی اعمال می‌کنند که ممکن است قیود طراحی را نقض کرده و باعث شکست طرح شوند. به همین منظور جهت اعمال عدم قطعیت‌ها روش‌های طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان<sup>۴</sup> ایجاد شد. این روش به دنبال جوابی از مسئله است که در صورت وجود عدم قطعیت‌ها قید مسئله نقض نشود و یا با فاصله گرفتن از مرز قیود، احتمال شکست طرح کمتر از یک مقدار قابل قبول شود که این خود موفقیت طرح را تضمین می‌کند [۴].

طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان در چندین دهه اخیر در زمینه‌های مختلف مهندسی مورد استفاده قرار گرفته است [۵]. اکثر کاربردهای RBD برای سیستم‌های نسبتاً ساده‌ای هستند که فقط یک موضوع در آن درگیر است. از طرفی طراحی بهینه چندموضوعی<sup>۵</sup> تبدیل به یک رویکرد سیستماتیک به‌منظور بهینه‌سازی سیستم‌های پیچیده مهندسی شده‌است. عبارت چندموضوعی اشاره به جنبه‌های مختلفی دارد که باید در طراحی سیستم در نظر گرفته شود. نمونه‌های

6 Sues  
7 Koch  
8 Padmanabhan  
9 Wiley and Dommer  
10 Erichsen

4 Reliability-Based Design (RBD)  
5 Multidisciplinary Design Optimization (MDO)

امکان‌پذیری چند موضوع<sup>۱۵</sup> [۲۶-۲۸] و از روش‌های بهینه‌سازی چند سطحی به رویکرد طراحی همزمان جامع<sup>۱۶</sup>، بهینه‌سازی مشارکتی<sup>۱۷</sup> و روش ترکیب یکپارچه سیستم دوگانه<sup>۱۸</sup> [۲۹-۳۰] اشاره کرد.

روش همه‌باهم جزء کارآمدترین روش بهینه‌سازی در بین روش‌های تک‌سطحی است و از این کارآمدی در مراجع با عنوان سرعت رسیدن در پاسخ اشاره شده است. در حالی که، زمان اجرای برنامه و بعضاً دقت پاسخ در روش‌های دیگر با این روش متفاوت است. در این روش، طراحی و تحلیل هم‌زمان است یعنی اینکه هم تحلیل کوپلینگ بین زیرسامانه‌ها و هم بهینه کردن آن‌ها به صورت هم‌زمان انجام می‌شود [۳۱] و این فرآیند به عنوان روش جداسازی بر اساس بهینه‌ساز [۳۲] نیز شناخته می‌شود. این روش تمامی مسئله‌ی طراحی چند موضوعی را به صورت یک مسئله بهینه‌سازی در نظر می‌گیرد. ایده اصلی روش همه‌باهم، بر این اساس است که تکرارها نباید برای تعیین طراحی قابل قبول، با محاسبه نقاطی که از مقدار بهینه بسیار فاصله دارد، به هدر روند. در این روش هیچ کوپلینگ صریحی بین تحلیل‌ها وجود ندارد. در عوض، بهینه‌ساز با وارد کردن قیود روی متغیرهای خروجی و ورودی باعث ایجاد کوپلینگ می‌شود [۳۳].

روش‌های سنتی MDO که در بالا ذکر شد، به طور عمده برای حل مسائل طراحی شده‌اند که در آن تمام پارامترها تصادفی یا نامعین نبوده بلکه قطعی هستند. ولی در اکثر مسائل مهندسی عدم قطعیت‌های زیادی وجود دارد، از جمله اندازه‌های ساختی، خواص مواد و بارها و اثرات ترکیبی که این عوامل می‌تواند به تغییرات بزرگ و حتی شکست ساختار منجر شود [۳۴]. مطالعات مرجع [۳۵] نشان داده است که برخورد با مشکلات چند رشته مبتنی بر عدم قطعیت با روش معمول MDO ممکن است منجر به طراحی غیرقابل اعتماد شود. بهینه‌سازی طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان (RBDO) می‌تواند به طور کامل بر اثر فرآیند بهینه‌سازی تأثیرات عدم قطعیت پارامتری بر محدودیت‌ها را در نظر بگیرد؛ بنابراین RBDO در حال حاضر نقش مهمی در طراحی ایمنی ساختارهای پیچیده ایفا می‌کند [۳۶-۳۷]. در سال‌های اخیر، روش‌های مختلف بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی (RBMDO) مبتنی بر قابلیت اطمینان به یک مسیر تحقیق قابل توجه تبدیل شده است.

طراحی تحت عدم قطعیت به منظور افزایش قابلیت اطمینان و مقاوم کردن طراحی توجه بیشتری به خود جلب کرده است به طوری که در سال‌های ۲۰۰۰ تا ۲۰۱۸ مقالات متعددی در این زمینه منتشر شده است [۲۲-۲۳].

در این مقاله طراحی سیستم پيشرانش دومولفه‌ای در چارچوب RBMDO<sup>۱۱</sup> مد نظر است. بر این مبنای در این مقاله سعی شده است روند طراحی بهینه چندموضوعی سیستم پيشرانش دومولفه‌ای<sup>۱۲</sup> در حضور عدم قطعیت ارائه شود که علاوه بر کمینه کردن جرم سیستم قابلیت اطمینان مطلوبی دارد. بر این اساس طراحی بخش‌های مختلف سیستم پيشرانش دومولفه‌ای همچون محفظه احتراق و نازل، مخازن سوخت و اکسیدکننده، مخازن تغذیه فشار و زیرسیستم خنک‌کاری بیان می‌شود. روندنمای طراحی چندموضوعی سیستم پيشرانش دومولفه‌ای در حضور عدم قطعیت‌ها بیان می‌شود. به این منظور از شبیه‌سازی مونت کارلو برای تجزیه و تحلیل قابلیت اطمینان تحت چارچوب چندموضوعی همه باهم<sup>۱۳</sup> AAO استفاده می‌شود. به منظور بهینه‌سازی سیستم بعد از بیان مزایای روش بهینه‌سازی ترکیبی ژنتیک الگوریتم و برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی از آن در الگوریتم طراحی استفاده می‌شود. با اعمال عدم قطعیت‌ها، نتایج جرمی، عملکردی و هندسی سیستم پيشرانش به صورت طراحی بهینه، طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان و طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان به تفکیک بیان می‌شود. در ادامه با مقایسه نتایج سعی می‌شود تفاوت مفاهیم روش‌های طراحی تشریح شود.

## طراحی بهینه چندموضوعی

روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی (MDO) به عنوان یک روش طراحی پیشرفته امکان تجزیه و تحلیل موضوعات را در کنار بهینه‌سازی فراهم می‌کند. ویژگی‌ها و نتایج موفق این روش طراحی باعث شده است MDO به طور گسترده در زمینه‌های صنعتی مختلف مورد استفاده قرار گیرد [۲۴-۲۵]. عبارت چندموضوعی به این معنی است که رشته‌های مهندسی مختلف در یک مسئله طراحی دخیل هستند و بر روی نتایج هر یک از موضوعات تأثیر می‌گذارند.

الگوریتم‌های طراحی چندموضوعی را می‌توان تقریباً به دو دسته روش‌های بهینه‌سازی تک سطحی و روش بهینه‌سازی چندسطحی تقسیم کرد. از روش‌های معمولی تک سطحی می‌توان به امکان‌پذیری موضوع مستقل<sup>۱۴</sup>، روش همه با هم (AAO) و روش

15 Multidisciplinary Design Feasible (MDF)

16 Concurrent Subspace Optimization (CSSO)

17 Collaborative Optimization (CO)

18 Bi-Level Integrated System Synthesis (BLISS)

11 Reliability-Based Multidisciplinary Design Optimization

12 Bi-propellant Propulsion System

13 ALL AT ONCE

14 Individual Discipline Feasible (IDF)

## طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان

روش‌های بهینه‌سازی بر مبنای قابلیت اطمینان بر این اصل استوار است که فضای طراحی به دو ناحیه موفقیت و شکست تقسیم می‌شود. هدف از بهینه‌سازی بر مبنای قابلیت اطمینان این است که طرح به اندازه‌ای از ناحیه شکست فاصله داشته باشد، که احتمال شکست به مقدار قابل قبولی کوچک باشد. البته در علم بهینه‌سازی معادل این اصطلاحات به صورت فضای امکان‌پذیر و امکان‌ناپذیر بکار می‌رود. به منظور طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان لازم است تا عدم قطعیت‌هایی در فرآیند طراحی اعمال شود. تکنیک‌های برای حل مسائل بهینه‌سازی قابلیت اطمینان پیشنهاد شده است که رویکرد عددی یا تقریبی دارند مانند روش برنامه‌ریزی پویا، روش شاخه و کران، روش ضریب لاگرانژ، روش شبیه‌سازی مونت کارلو و غیره [۳۸]. رویکردهای عددی به طور کلی تنها برای یک نوع خاص از مسائل مانند مسائل با پاسخ چند جمله‌ای کارآمد و دقیق هستند و برای مسائل با معادلات پیچیده که هیچ فرمول صریح ندارند و تنها با تجزیه و تحلیل و شبیه‌سازی مبتنی بر صرف زمان حل می‌شوند مناسب نیستند [۴۲].

در میان روش‌های تقریبی به دلیل ویژگی‌های جامعیت و تصادفی بودن، روش شبیه‌سازی مونت کارلو<sup>۱۹</sup> به طور گسترده‌ای در مسائل طراحی، تحلیل و بهینه‌سازی مبتنی بر عدم قطعیت استفاده می‌شود [۳۹]. فلوجارت مشترک طراحی بهینه مبتنی بر عدم قطعیت<sup>۲۰</sup> مبتنی بر روش مونت کارلو در شکل ۱ نشان داده شده است. با نمونه برداری و تکرار مکرر، MCS می‌تواند آمار  $\pi$  از مقادیر خروجی مورد علاقه را به دست آورد که از کل فرآیند بهینه‌سازی پشتیبانی می‌کند. از آنجا که MCS با هر سطح دقت تحت تأثیر قرار نمی‌گیرد، می‌تواند معیاری برای ارزیابی عملکرد سایر روش‌ها به کار رود. مثلاً، نتیجه تجزیه و تحلیل عدم قطعیت اغلب از لحظه اول، یعنی میانگین ارائه می‌شود، اگرچه به ندرت به اندازه کافی برای نشان دادن ساختار کلی  $\pi$  بزرگ است. چنین میانگینی می‌تواند توسط رابطه (۱) به دست آید.

$$\pi = E(f(x)) = \int f(x)P(x)dx \quad (1)$$

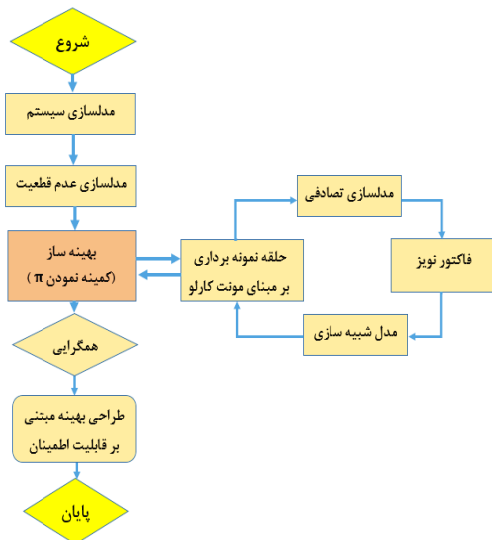
جایی که در آن  $f(x)$  می‌تواند هر تابعی باشد و  $P(x)$  تابع توزیع بردار تصادفی  $x$  است.

شایان ذکر است که معادله (۱) می‌تواند در موارد بسیار نادری با روش‌های تحلیلی محاسبه شود، زیرا هر دو تابع  $f(x)$  و  $P(x)$  به ندرت می‌توانند به صراحت تعریف شوند و دامنه یکپارچه‌سازی آن‌ها نیز عموماً پیچیده است. ساده‌ترین الگوریتم MCS، مستقیماً بر

اساس تابع توزیع  $x$  است. رابطه (۲) برآورد تجربی از آمار  $\pi$  بر اساس نمونه برداری کامل مونت کارلو است [۴۰].

$$\pi = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N w_i f(x^{(i)}) \quad (2)$$

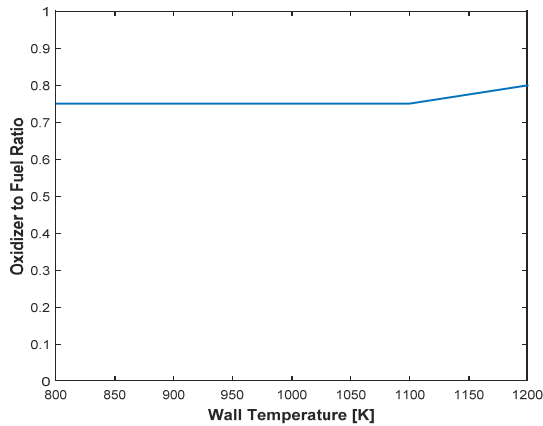
در این معادله  $N$  به طور مستقل توزیع نمونه‌های تصادفی  $\{x^{(i)} | i = 1, \dots, N\}$  است که با وزن‌های مستقل  $\{w_i | i = 1, \dots, N\}$  ایجاد می‌شود. تقریباً اطمینان همگرایی زمانی حاصل می‌شود که  $N$  به بی‌نهایت میل کند که بر این اساس این روش مبتنی بر حساسیت و رویکرد تقریبی دارد [۴۰-۴۱]. از آنجا که در مقاله زمان اولویت بالایی نداشته و رسیدن به جواب مسئله مورد نظر بود روش مونت کارلو انتخاب شد. لازم به ذکر است روش‌های نمونه‌برداری مختلفی علاوه بر روش مونت کارلو ایجاد شده‌اند که لاتین هاپرکیوب یکی از این روش‌ها می‌باشد تا انجام تحلیل عدم قطعیت در زمان کمتر صورت پذیرد. با این وجود، دیده شده است بر روی برخی مسائل نتایج روش لاتین هاپرکیوب در مقایسه با روش مونت کارلو قابلیت اطمینان کمتری دارد.



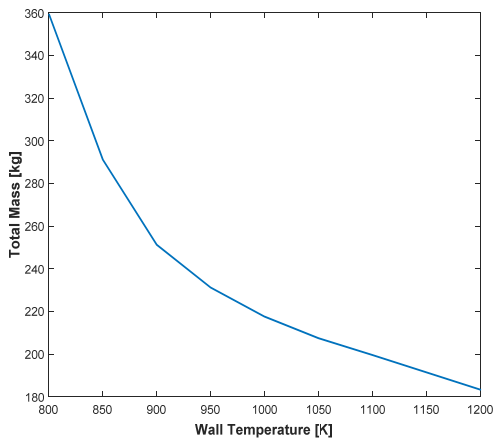
شکل ۱- چارچوب کلی طراحی بهینه مبتنی بر عدم قطعیت با استفاده از روش مونت کارلو [۴۰]

## تعریف مسئله

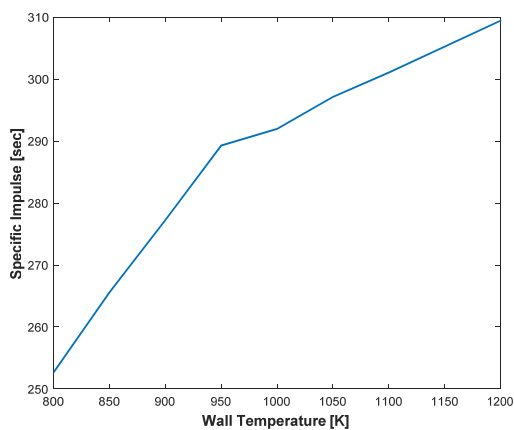
سامانه پیشرانس دو مولفه‌ای شامل زیرسامانه‌های مختلفی است که در طراحی بهینه آن متغیرها و پارامترهای زیادی دخیل می‌باشند. سامانه پیشرانس دو مولفه‌ای مورد نظر از چهار زیرسامانه محفظه احتراق و نازل، مخازن سوخت و اکسیدکننده، مخازن تغذیه فشار و زیرسیستم خنک‌کاری تشکیل شده است (شکل ۲). جنس سازه محفظه احتراق از استیل و جنس مخزن سوخت از آلیاژ آلومینیوم و جنس مخزن پرفشار از جنس تیتانیوم است.



شکل ۴- نسبت اکسیدکننده به سوخت با قید دمای دیواره محفظه احتراق

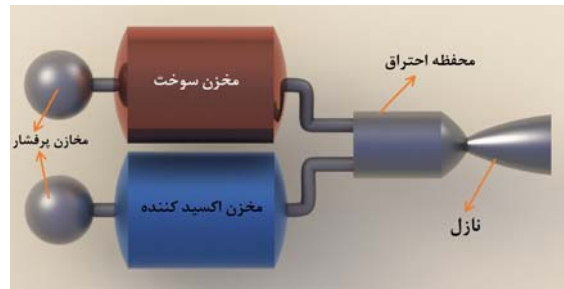


شکل ۵- تغییرات جرم کل با قید دمای دیواره محفظه احتراق



شکل ۶- تغییرات ضربه مخصوص با قید دمای دیواره محفظه احتراق

پارامترهای ثابت طراحی در جدول ۱ و بازه متغیرهای بهینه‌سازی که شامل فشار داخل محفظه، نسبت اکسیدکننده به سوخت، فشار خروجی، شعاع مخزن گاز پر فشار و تراست است، در جدول ۲ آورده شده است. در ادامه به مدل‌سازی این سامانه پیشرانش پرداخته شده است.



شکل ۲- نمایی از بخش‌های مختلف سامانه پیشرانش دومولفه‌ای

بر این اساس در این پژوهش یک رویکرد تک هدفی در طراحی بهینه مدنظر است. هدف یافتن سامانه پیشرانشی است که ضمن داشتن کمترین جرم کل دارای قابلیت اطمینان بالا باشد و بتواند ضربه کل ۴۰۰۰۰۰ (چهارصد هزار) نیوتن ثانیه را با سوخت مایع منومتیل‌هیدرازین<sup>۲۱</sup> و اکسیدکننده دی‌نیتروژن تترا اکسید<sup>۲۲</sup> و روش خنک‌کاری بازیابی<sup>۲۳</sup> در محفظه احتراق ایجاد نماید. فرمولبندی مسئله در رابطه ۳ بیان شده است.

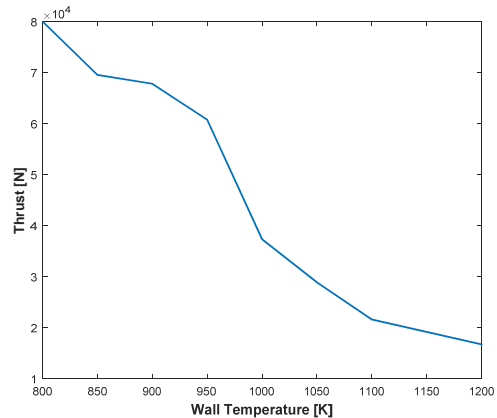
$$\text{Minimize } Total\ Mass + \frac{1}{Reliability}$$

$$\text{With Respect to } \{OF, Pc, Pe, R_{pgt}, Thrust\} \quad (3)$$

$$\text{Subject to } Total\ Impulse = 4000KN.s$$

$$Wall\ temperutuer \leq 1000\ K$$

قید نامساوی مسئله دمای دیواره محفظه احتراق است که با توجه به دمای تحمل یا دمای سرخ‌شدن جنس استیل انتخابی ۱۰۰۰ کلوین در نظر گرفته شده است. در ادامه، به منظور بررسی اثر قید دمایی بر کد طراحی بهینه و مشخص شدن رابطه غیرهمسویی قید با تابع هدف، نتایج برخی از پارامترهای مهم مسئله تحت شرایط دمایی مختلف بررسی و نمودار آن‌ها آورده شده است (شکل‌های ۳-۶).



شکل ۳- تغییرات میزان تراست با قید دمای دیواره محفظه احتراق

21 Monomethyl hydrazine (CH3NH2)  
22 Dinitrogen tetroxide (N2O4)  
23 Regenerative Cooling

جدول ۱- پارامترهای ثابت در نظر گرفته شده

پارامتر ثابت	مقدار/ جنس	واحد
جنس مخزن گاز پرفشار	تیتانیوم	-
جنس مخزن سوخت	آلومینیوم	-
جنس محفظه احتراق و نازل	استیل	-
گاز مخزن پرفشار	هلیوم	-
فشار محیط	۰/۱	بار
زاویه قسمت همگرای نازل	$\pi/4$	رادیان
زاویه قسمت واگرای نازل	$\pi/12$	رادیان
دمای تانک (مخزن)	۲۹۸	کلوین
دمای تانک گاز پرفشار (فشارنده)	۲۹۸	کلوین
چگالی سوخت (مونو متیل هیدرازین)	۸۷۴	کیلوگرم بر مترمکعب
چگالی اکسیدکننده (نیتروژن تترا اکسید)	۱۴۳۱	کیلوگرم بر مترمکعب
افت فشار درون مسیر	۰/۵	بار
تعداد مخازن پرفشار	۲	-
تعداد مخازن سوخت	۱	-
تعداد مخازن اکسیدکننده	۱	-

جدول ۲- بازه متغیرهای طراحی در نظر گرفته شده

واحد	بازه	شکل
بار	۱ تا ۲۰	فشار محفظه احتراق
متر	۰/۰۵ تا ۲	شعاع مخزن گاز پرفشار
بار	۰/۰۵ تا ۰/۲	فشار خروجی
نیوتن	۱ تا ۸۰۰۰۰	تراست
-	۰/۷۵ تا ۵	نسبت اکسیدکننده به سوخت

سوزانده می‌شود. محفظه‌های احتراق را از نظر هندسی می‌توان به صورت محفظه احتراق سیلندری، محفظه احتراق مخلوطی، محفظه احتراق کروی و محفظه احتراق بیضی شکل تقسیم کرد. محفظه احتراق سیلندری شکل از مابقی اتاق‌های احتراق پروفیل یکنواخت و بهتری از دیدگاه شدت پاشش دارد که باعث افزایش ضریب سرعت مشخصه می‌شود.

بر اساس روش زمان انتظار، با فرض یک زمان انتظار در محدوده  $1ms \leq t_{lag} \leq 5ms$  حجم مورد نیاز محفظه از رابطه (۴) تخمین زده می‌شود.

$$V_{comb} = \frac{t_{lag}\dot{m}}{\rho_{comb}} \quad (4)$$

$\dot{m}$  دبی جرمی تراستر،  $t_{lag}$  زمان انتظار و  $\rho_{comb}$  چگالی محصولات احتراق است. با مشخص شدن حجم محفظه احتراق و محاسبه سرعت تزریق انژکتور می‌توان طول و قطر محفظه را از روابط (۵) تا (۷) محاسبه کرد [۲۰].

$$L_{comb} = 1.2V_{inj}t_{lag} \quad (5)$$

$$V_{inj} = 1.11 \sqrt{\frac{P_c}{\rho_{prop}(lq)}} \quad (6)$$

$$R_{comb} = \sqrt{\frac{t_{lag}\dot{m}}{\pi L_{comb}\rho_{comb}(gas)}} \quad (7)$$

نازل وظیفه تبدیل انرژی جریان را به انرژی جنبشی بر عهده دارد. نازل‌هایی که در سیستم پیشران‌ش دوپایه مورد استفاده قرار می‌گیرند، از نظر شکل ظاهری می‌توان به دو نوع نازل‌های زنگی شکل و نازل‌های مخروطی تقسیم‌بندی کرد [۴۳].

در این مقاله از نازل مخروطی استفاده می‌شود. بنابراین، به صورت خلاصه روابط مربوط به طراحی نازل مخروطی را بررسی می‌کنیم. اگر فشار محفظه احتراق، فشار خروجی و نوع ماده پیشران مشخص باشد می‌توان ماخ خروجی را از رابطه (۸) به دست آورد.

$$M_e^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left[ \left( \frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (8)$$

در این رابطه  $P_c$  فشار محفظه احتراق،  $P_e$  فشار خروجی و  $M_e$  ماخ خروجی است. نسبت گرمای ویژه  $\gamma$  نیز به نسبت مخلوط و فشار محفظه احتراق وابسته است که در مرجع [۴۴] آورده شده است.

با محاسبه عدد ماخ خروجی می‌توان دما را در صفحه خروجی به دست آورد.

$$T_e = \frac{T_c}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)} \quad (9)$$

## زیرسامانه محفظه احتراق و نازل

فرایند احتراق، یکی از مهم‌ترین الزامات در تعیین کارایی سیستم پیشران‌ش دو مولفه‌ای است که در محفظه احتراق انجام می‌پذیرد. این زیر سامانه از دو بخش محفظه احتراق و نازل تشکیل می‌شود. در محفظه احتراق پیشران مایع، تزریق، اتمیزه، بخار، مخلوط و

$$M_{Thruster} = M_{Comb} + M_{Nozzle}$$

$$M_{Comb} = (2\pi R_{Comb} L_{Comb} + \pi R_{Comb}^2) \delta_{Comb} \rho_{str} \quad (14)$$

$$M_{Nozzle} = \left[ \frac{\pi}{\tan\theta_1} (R_{Comb}^2 - R_t^2) + \frac{\pi}{\tan\theta_1} (R_e^2 - R_t^2) \right] \delta_{Comb} \rho_{str}$$



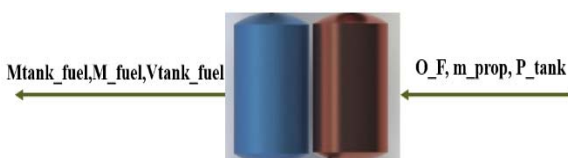
شکل ۷- ورودی و خروجی مدل زیرسیستم محفظه احتراق

### زیرسیستم مخازن سوخت و اکسیدکننده

پیشران در یک یا چند مخزن اکسیدکننده و یک یا چند مخزن سوخت نگهداری می‌شود. مخازن به طرق مختلف چیده می‌شوند و طراحی مخازن برای کنترل بهتر پایداری وسیله در محدوده مرکز ثقل موشک صورت می‌پذیرد. مخازن پیشران همراه با صفحات ضد گردابه و ضد تلاطم بوده و در هر مخزن نشانگرهایی وجود دارد که میزان باقیمانده پیشران را در آن و یا نشت در هر مخزن را مشخص می‌سازد مخازن سوخت و اکسیدکننده به صورت کروی یا استوانه‌ای ساخته می‌شوند [۴۳]. مخازن استوانه‌ای قطر کمتر و فرآیند ساخت راحت‌تری دارند، اما در مقایسه با نوع کروی وزن بالاتری خواهند داشت. جنس این زیرسامانه به منظور کاهش جرم از آلومینیم و یا تیتانیوم است. شایان ذکر است که این مخازن نسبت به قطر و حجم محدودیت دارند و اغلب متناسب با بدنه موشک ساخته می‌شوند و استوانه‌ای شکل با انتهای محدب هستند. بنابراین، در صورتی که قطر مخازن کروی بالاتر از حد مجاز باشد از نوع استوانه‌ای استفاده می‌شود. با داشتن مقدار حجم هر یک از این مخازن که از حجم سوخت و اکسیدکننده حاصل می‌شود و با توجه به محدودیت قطر در نظر گرفته شده، می‌توان طول و قطر آن را محاسبه کرد. در شکل ۸ ورودی و خروجی‌های لازم برای طراحی این زیرسیستم مشاهده می‌شود [۴۵].

$$L = \frac{4V}{\pi D^2} \quad (15)$$

$$L = D = 2 \sqrt[3]{\frac{3V}{4\pi}} \quad (16)$$



شکل ۸- ورودی و خروجی مدل زیرسیستم مخازن سوخت و اکسیدکننده

$T_e$  دمای خروجی نازل و  $T_c$  دمای محفظه احتراق می‌باشد. از آنجا که دمای محفظه احتراق به نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت وابسته است. مقدر آن برای سوخت مونومیتیل هیدرازین و اکسیدکننده نیتروژن تترا اکسید در مرجع [۴۴] آمده است.  $T_t$  دما در گلوگاه نازل می‌باشد این دما به علت شتاب گرفتن جریان در نازل و رسیدن به ماخ یک در گلوگاه کمتر از دمای محفظه احتراق می‌باشد که از رابطه (۱۰) به دست آورده می‌شود.

$$T_t = T_c \left[ \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \right] \quad (10)$$

در رابطه زیر  $P_t$  فشار در گلوگاه نازل می‌باشد که این فشار هم به دلیل شتاب گرفتن جریان در گلوگاه کمتر از فشار در محفظه احتراق می‌باشد و فشار در گلوگاه نیز از رابطه (۱۱) محاسبه می‌شود.

$$P_t = P_c \left[ \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (11)$$

فشار در گلوگاه در بخش واگرایی نازل باید تا فشار محیط در خروجی کاهش پیدا کند، تا بیشترین میزان سرعت در خروجی را داشته باشیم.

اگر دبی کل جریان و نوع ماده پیشران و شرایط عملکردی مشخص باشد سطح مقطع گلوگاه نازل را می‌توان از رابطه (۱۲) به دست آورد.

$$A_t = \frac{\dot{m}}{P_t} \sqrt{\frac{RT_t}{\gamma}} \quad (12)$$

در این رابطه  $R$  ثابت گازها و برابر با ثابت جهانی گازها بر وزن مولکولی است. ثابت جهانی گازها  $R$  برابر با  $8/314$  است و وزن مولکولی گازهای حاصل از احتراق نیز به میزان مخلوط و فشار محفظه احتراق وابسته است.

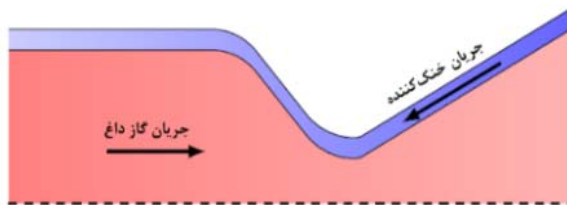
از آنجا که مساحت سطح خروجی به میزان ماخ خروجی وابسته است و می‌توان گفت که مساحت سطح خروجی به نوبه خود به فشار محفظه احتراق وابسته است. رابطه بین عدد ماخ خروجی و سطح گلوگاه به صورت رابطه (۱۳) برقرار است.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2}{\frac{\gamma+1}{2}} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (13)$$

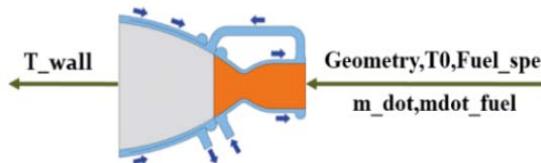
با به دست آوردن نسبت سطح خروجی به سطح گلوگاه می‌توان سطح خروجی نازل را محاسبه کرد. در شکل ۷ ورودی و خروجی این زیرسیستم نشان داده شده است. جرم این زیرسامانه مطابق رابطه (۱۴) از جمع جرم نازل و محفظه احتراق به دست می‌آید [۴۳].

## زیرسیستم مخازن تغذیه فشار

یک گاز، مایع، یا جسم جامد به دلیل سطح بالای انرژی و دمای آن رخ می‌دهد و طول موج‌هایی از  $0.0001$  میکرومتر تا  $10000$  میکرومتر را پوشش می‌دهد که شامل محدوده طول موج‌های مرئی از  $0.78$  تا  $0.39$  میکرومتر نیز می‌شود. انتقال حرارت تشعشی در خلأ، به دلیل اینکه هیچ‌گونه جذبی توسط سیال‌های دیگر انجام نمی‌شود به طور مؤثری صورت می‌پذیرد. حرارت انتقال یافته توسط مکانیسم تشعشع وابسته به دمای حجم تشعشع‌کننده و مشخصات سطح آن است. در این پروژه از روش خنک‌کاری بازیابی و خنک‌کاری تشعشی برای کاهش دمای محفظه احتراق و نازل استفاده شده است [۴۶-۴۷]. در شکل ۱۱ ورودی و خروجی زیرسیستم خنک‌کاری نشان داده شده است. شایان ذکر است در مرجع [۴۸] الگوریتم و روابط گفته شد با یک نمونه موتور واقعی بررسی و صحت‌گذاری شده است.



شکل ۱۰- نمایش فرایند خنک‌کاری به روش بازیابی



شکل ۱۱- ورودی و خروجی مدل زیرسیستم خنک‌کاری

## روندنمای طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان در روش چندموضوعی همه باهم

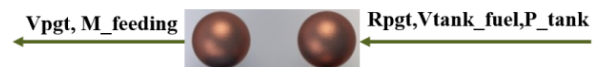
در بهینه‌سازی چندموضوعی تحت چارچوب همه باهم (AAO)، یک بهینه‌ساز در سطح سامانه وجود دارد. در این روش کوپل بین موضوعات از بین می‌رود و تمام ورودی و خروجی‌های موضوعات مختلف، به عنوان متغیر در بهینه‌ساز سطح سیستم قرار می‌گیرند. بر مبنای این روش، سطح سامانه با در اختیار گرفتن متغیرهای طراحی اعم از متغیر داخلی، حالت و کوپل، مسئله بهینه‌سازی را برای بهینه‌کردن تابع هدف کلی سامانه مدیریت می‌کند. حال در طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان باید عدم قطعیت‌ها و نامعینی‌های موجود در طراحی نیز اعمال شود. در طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان هدف طراحی سیستم پیشرانشی است که کمترین جرم را داشته و کمترین احتمال برای عدم ارضا قید ایجاد شود. به همین دلیل لازم است این عدم قطعیت‌ها توسط سیستم بهینه‌ساز در حین

یکی از ساده‌ترین راه‌های فشار وارد نمودن بر پیشران برای تغذیه محفظه تراست، تحت فشار قراردادن آن توسط گاز پرفشار است. این گاز در یک فشار کنترل شده به درون مخازن پیشران دمیده می‌شود. در سامانه تغذیه فشار، وظیفه تأمین فشار مناسب با استفاده از گازهای پرفشار و عموماً بی‌اثر مانند هلیوم و نیتروژن انجام می‌پذیرد. چنانچه فشار ثابت مورد نیاز باشد از رگولاتور استفاده می‌شود. بیشترین جرم، مربوط به مخزن و گاز پرفشار است. مخازن به صورت کروی است و به منظور مقاومت در برابر فشار داخلی جنس مخازن از تیتانیوم است. جرم این زیر سامانه از روابط (۱۷) تا (۱۸) محاسبه می‌شود [۴۵]. در شکل ۹ ورودی و خروجی این زیرسیستم نشان داده شده است.

$$M_{pgt} = 2\pi R_{pgt}^3 n_{sf} P_{max} \rho_{tit} / \sigma_{tit} \quad (17)$$

$$M_{gas} = (V_{tank} + V_{pgt}) P_{tank} / (RT_{tank}) \quad (18)$$

$$M_{feeding} = M_{pgt} + M_{gas} \quad (19)$$



شکل ۹- ورودی و خروجی مدل زیرسیستم مخازن گاز پرفشار

## زیرسیستم خنک‌کاری

به‌طور کلی دو روش خنک‌کاری استفاده می‌شود. اولین روش، روش حالت پایاست. این روش شامل خنک‌کاری با سیکل بازیابی و خنک‌کاری تشعشی<sup>۲۴</sup> است. خنک‌کاری با سیکل بازیابی به‌وسیله ساختن یک جریان خنک‌کننده در اطراف محفظه تراست و عبور پیشران مایع (بیشتر سوخت) درون آن قبل از تزریق درون انژکتور انجام می‌شود (شکل ۱۰). این تکنولوژی خنک‌کاری اصولاً در محفظه‌های با تراست متوسط به بالا استفاده می‌شود، و در کاربردهای با فشار محفظه بالا و نرخ انتقال حرارت بالا مؤثر بوده است. همچنین، بیشتر انژکتورها از خنک‌کاری سیکل بازیابی استفاده می‌کنند. در خنک‌کاری تشعشی، دیواره محفظه و نازل از مواد دما بالا ساخته می‌شوند. زمانی که به تعادل گرمایی می‌رسند، دیواره حرارت را به محیط اطراف یا فضا تشعشع می‌کند. خنک‌کاری تشعشی بیشتر برای بخش‌های واگرای خروجی نازل در نسبت مساحت‌های بالا استفاده می‌شود. تراسترهای کوچک نیز به‌طور تشعشی خنک می‌شوند. تشعشع الکترومغناطیسی منتشر شده توسط



## روش بهینه‌سازی

روش بهینه‌سازی ژنتیک الگوریتم<sup>۲۵</sup> و برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی<sup>۲۶</sup> که جزء روش‌های بهینه‌سازی ترکیبی می‌باشد، می‌تواند نقطه بهینه را در زمان بسیار کوتاه‌تر با دقت قابل قبول پیدا کند. از آنجا که روش بهینه‌سازی ژنتیک الگوریتم با توجه به ماهیت هیورستیک و تکاملی بودن قادر است جستجوی جامع و یک پارچه‌ای را بر فضای جواب‌های مسئله داشته باشد. بنابراین، با رسیدن به اولین مقادیر بهینه‌های محلی الگوریتم متوقف نخواهد شد. از طرف دیگر، روش SQP یک روش گرادینان پایه است و موجب می‌شود سرعت همگرایی بالا باشد، اما عدم توانایی در تشخیص اکسترمم کلی و محلی عیب این روش است. در حقیقت روش GA خاصیت جامعیت<sup>۲۷</sup> در جستجو و روش SQP خاصیت تشدید<sup>۲۸</sup> را دارد که با ترکیب این دو الگوریتم نواقص همدیگر را خنثی و راندمان رسیدن به جواب را بالا می‌برد.

در شکل ۱۳ فرایند بهینه‌سازی انجام گرفته در مسئله نمایش داده شده است. به منظور شرایط برابر حین اجرای بهینه‌سازی پارامترهای الگوریتم ژنتیک ثابت در نظر گرفته شده است که در جدول ۴ آورده شده است.

جدول ۴- پارامترهای روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک

مقدار	پارامتر
۱۰۰	تعداد جمعیت
۱۵۰	حداکثر نسل
۰/۷	ضریب تلفیق (Cross-over)
۰/۰۵	ضریب جهش (Mutation)
۴۰	حد تکرار نسل



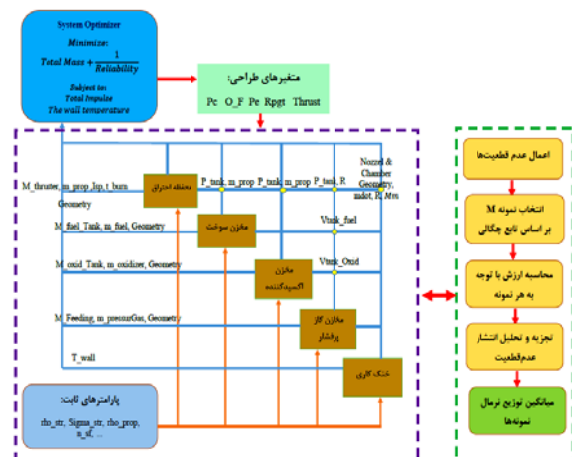
شکل ۱۳- فرایند الگوریتم بهینه‌سازی GA-SQP

مراحل بهینه‌سازی وارد مسئله شود. به گونه‌ای که سطح سیستم با وجود این عوامل نامعین نقطه بهینه‌ای براساس تابع هدف انتخاب کند. در شکل ۱۲ نحوه اعمال عدم قطعیت‌ها در روش طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان که بر روی متغیرها و پارامترها اعمال شده نشان داده شده است.

به منظور اعمال عدم قطعیت‌ها در این پژوهش از روش شبیه‌سازی مونت کارلو (MCS) به عنوان روش مبتنی بر نمونه‌برداری یک الگوریتم محاسباتی استفاده شده است. که در آن نمونه‌برداری و شبیه‌سازی‌های مکرر انجام می‌شود و از مقادیر پاسخ‌های هر تکرار به منظور محاسبه آماری پاسخ نهایی استفاده می‌کند. تعداد کافی از نمونه‌ها، در روش MCS می‌تواند نتایج تجزیه و تحلیل را به سطح دلخواه دقت برساند. به همین دلیل در طراحی صورت گرفته در قالب چندموضوعی همه‌باهم روی متغیرها و برخی از خروجی‌های مسئله ۱۰۰۰ عدد تصادفی با توزیع نرمال و بازه تلورانس مربوط به خودشان اعمال می‌شود. مقدار بازه‌های اعمال عدم قطعیت ناشی از خطاهای اندازه‌گیری و خطاهای انسانی و تأثیر عوامل محیطی انتخاب شده‌اند که در جدول ۳ آورده شده است.

جدول ۳- عدم قطعیت‌های اعمال شده در طراحی

واحد	بازه	عدم قطعیت‌های اعمالی
بار	۰/۰۱	فشار محفظه احتراق
بار	۰/۰۰۰۱	فشار خروجی
-	۰/۰۰۱	نسبت اکسیدکننده به سوخت
نیوتن	۲	تراست
متر	۰/۰۰۰۱	شعاع مخزن پر فشار
متر	۰/۰۰۰۱	شعاع گلوگاه نازل
متر	۰/۰۰۰۱	شعاع خروجی نازل
متر	۰/۰۰۰۱	طول محفظه احتراق
متر	۰/۰۰۰۱	شعاع محفظه احتراق



شکل ۱۲- چهارچوب روش چندموضوعی همه باهم تحت عدم قطعیت

25 Genetic Algorithm (GA)

26 Sequential Quadratic Programming (SQP)

27 Exploration

28 Exploitation

## نتایج روش‌های طراحی

$$\text{Minimize mean}(Walltemp - 1000) + \sigma(Walltemp)$$

$$\text{Respect to } \{OF, Pc, Pe, R_{pgt}, Thrust\} \quad (21)$$

$$\text{Subject to } Total Impulse = 4000KN.s \\ Wall temperutuer \leq 1000 K$$

۳- روش طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان: در افزایش قابلیت اطمینان و کاهش احتمال شکست تحت شرایط بالقوه بسیار بحرانی، به طوری که سیستم تحت شرایط سخت حالت عادی خود را حفظ نماید، از اصول طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان است. در طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان، وظیفه اصلی بهینه نمودن تابع هدف و درعین حال حفظ احتمال عدم ارضای قیود در سطح قابل قبول است. در طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان روی متغیرها و برخی از خروجی‌های مسئله ۱۰۰۰ عدد تصادفی با توزیع نرمال و بازه تلورانس مربوط به خودشان اعمال می‌شود. در این روش هدف طراحی سیستم پیشرانشی است که کمترین جرم را داشته و کمترین احتمال برای عدم ارضا قید ایجاد شود. به این منظور تابع هدف مسئله مجموعی از جرم سیستم پیشرانش و دمای دیواره محفظه احتراق است. در این حالت بعد از اعمال عدم قطعیت‌ها به روش مونت کارلو و تبدیل شدن به ماتریسی از جواب‌ها به دنبال کمینه کردن میانگین و واریانس تابع هدف هستیم. لازم به ذکر است تفاوت این روش با روش طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان در تابع هدف مسئله است. فرمول‌بندی این روش در رابطه (۲۲) آورده شده است.

$$\text{Minimize mean}(TotalMass) + \text{mean}(Walltemp - 1000) + \sigma(Walltemp)$$

$$\text{With Respect to } \{OF, Pc, Pe, R_{pgt}, Thrust\} \quad (22)$$

$$\text{Subject to } Total Impulse = 4000KN.s \\ Wall temperutuer \leq 1000 K$$

در ادامه نتایج حاصل از طراحی هر کدام از روش‌ها در جدول ۵ ارائه شده است.

با توجه به تعاریف گفته شده هر کدام از روش‌های طراحی فرمول‌بندی خاصی برای مسئله دارند که هر کدام به تفکیک در ادامه آورده شده است.

۱- روش طراحی بهینه: در این روش هدف از بهینه‌سازی صرفاً رسیدن به کمترین جرم کل برای ضربه کل ۴۰۰۰۰ نیوتن ثانیه است. بر این اساس در طراحی بهینه دور یا نزدیک بودن جواب از مرز قیود ملاک نبوده و معمولاً در مرز قیود نتایج بدست می‌آید. در رابطه (۲۰) فرمول‌بندی این روش نشان داده شده است.

$$\text{Minimize } Total Mass$$

$$\text{With Respect to } \{OF, Pc, Pe, R_{pgt}, Thrust\}$$

$$\text{Subject to } Total Impulse = 4000KN.s \quad (20) \\ Wall temperutuer \leq 1000 K$$

۲- روش طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان: در این روش روی متغیرها و برخی از خروجی‌های مسئله ۱۰۰۰ عدد تصادفی با توزیع نرمال و بازه تلورانس مربوط به خودشان اعمال می‌شود. در طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان هدف طراحی سیستم پیشرانشی است که همواره قیود مسئله را ارضا نماید. در واقع ما به دنبال جوابی از فضای پاسخ‌های ممکن و منطقی طراحی هستیم که آن جواب بیشترین فاصله را از مرز قیود داشته باشد و نسبت به عدم قطعیت‌ها کمترین تغییرات در قیود ایجاد شود. بر این اساس بعد از اعمال عدم قطعیت‌ها به روش مونت کارلو و تبدیل شدن به ماتریسی از جواب‌ها به دنبال کمینه کردن میانگین و واریانس تابع هدف یعنی دمای دیواره محفظه احتراق هستیم تا بیشترین فاصله را از مرز ۱۰۰۰ کلونین ایجاد نماید. شایان ذکر است در تابع هدف ضریب وزنی هم برای جرم در نظر گرفته شده است تا از جواب‌های غیرمنطقی جلوگیری شود. فرمول‌بندی این روش در رابطه (۲۱) آورده شده است.

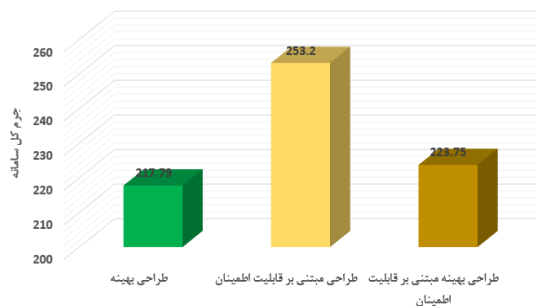
جدول ۵- نتایج طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان

عنوان	مقدار روش طراحی بهینه	مقدار روش طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان	مقدار روش طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان	واحد
جرم کل	۲۱۷/۷۹	۲۵۳/۲	۲۲۳/۷۵	کیلوگرم
جرم پیشران	۱۳۹/۵۸	۱۴۶/۰۶	۱۳۹/۷۱	کیلوگرم
جرم سازه	۷۸/۰۳	۱۰۷/۱۵	۸۴/۰۳۶	کیلوگرم
دمای دیواره محفظه احتراق	۱۰۰۰	۸۹۶/۳۵	۹۷۸/۵۳	درجه کلونین
ضربه کل	۴۰۰۰۰	۴۰۰۰۰	۳۹۹۹۹۶/۳۹۴۲	نیوتن ثانیه
ضربه مخصوص	۲۹۲/۲۳	۲۷۹/۲۶	۲۹۱/۹۶	ثانیه
زمان سوزش	۱۱/۸۸۷	۵/۸۰۹۳	۹/۸۵۱۴	ثانیه
میزان تراست	۳۳۶۵۰	۶۸۸۵۵	۴۰۶۰۳	نیوتن

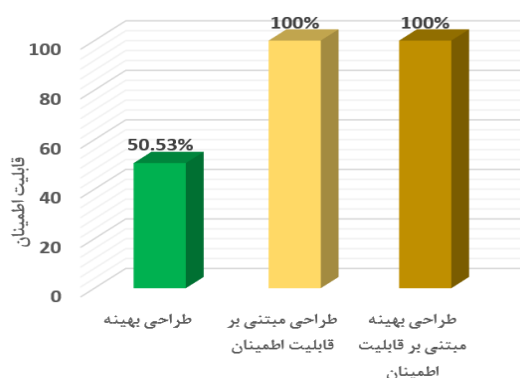
عنوان	مقدار روش طراحی بهینه	مقدار روش طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان	مقدار روش طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان	واحد
فشار محفظه احتراق	۸/۸۳۹	۹/۲۳۱۳	۹/۳۲۱	بار
فشار خروجی	۰/۰۵۶	۰/۱۱۹	۰/۰۶۰۶	بار
نسبت اکسیدکننده به سوخت	۰/۷۵	۰/۷۵۰	۰/۷۵	-
دبی سوخت	۱۱/۷۴۲	۲۵/۱۴۳	۱۴/۱۸۲	کیلوگرم
جرم سوخت	۷۹/۷۵۹	۸۳/۴۴۴	۷۹/۸۲۳	کیلوگرم
جرم اکسیدکننده	۵۹/۸۱۹	۶۲/۶۱۸	۵۹/۸۸۵	کیلوگرم
جرم تراستر	۳۲/۶۴۳	۵۳/۴۸	۳۶/۲۹۵	کیلوگرم
جرم مخازن	۲۷/۳۷۹	۲۸/۹۳۹	۲۸/۳۷۲	کیلوگرم
شعاع خروجی نازل	۰/۱۰۴	۰/۱۵۱	۰/۱۱۳	متر
شعاع گلوگاه	۰/۰۲۷	۰/۰۵۱	۰/۰۲۹	متر
حجم مخزن سوخت	۰/۱۲۱	۰/۱۲۶	۰/۱۲۱	مترمکعب
حجم مخزن اکسیدکننده	۰/۰۵۵	۰/۰۵۸	۰/۰۵۵	مترمکعب

حضور عدم قطعیت‌ها قید ارضا نشود وجود دارد. بنابراین، در صورتی که جواب مسئله بیشترین فاصله را از مرز قیود داشته باشد، قابلیت اطمینان بالاتری دارد. قابلیت اطمینان هر کدام از روش‌های طراحی بعد از اعمال عدم قطعیت‌ها محاسبه شده است.

در شکل ۱۵ مقایسه قابلیت اطمینان هر کدام از روش‌ها نشان داده شده است. با توجه به نتایج حاصل از طراحی شکل هندسی تراسترهای (محفظه احتراق و نازل) هر کدام از روش‌ها در نرم‌افزار کتیا رسم شده است. در شکل ۱۶ با در کنار هم قرار دادن هر کدام مشاهده می‌شود تراستر روش بهینه ابعاد کوچکتری دارد در حالی که بزرگترین ابعاد مربوط به روش طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان است.



شکل ۱۴ - مقایسه جرم کل حاصل از روش‌های طراحی



شکل ۱۵ - مقایسه قابلیت اطمینان حاصل از روش‌های طراحی

## مقایسه نتایج طراحی

همانگونه که در متن اشاره شد در طراحی تحت عدم قطعیت در فرایند بهینه‌سازی چندین پارامتر و متغیر طراحی مغشوش می‌شوند. بر این اساس به ازای تعداد تکرار عدم قطعیت‌های اعمال شده تابع هدف مسئله به صورت ماتریسی هم مرتبه تعداد تکرارها ایجاد می‌شود. میانگین و انحراف معیار ماتریس نتایج، در بررسی مقاومت و قابلیت اطمینان استفاده می‌شود. در جدول ۸ مقدار بهینه جرم سیستم پیشرانش، دمای دیواره به عنوان قید و همچنین قابلیت اطمینان نشان داده شده است.

جدول ۶ - مقایسه نتایج روش‌های طراحی

طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان	طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان	طراحی بهینه	
۲۲۳/۷۵	۲۵۳/۲	۲۱۷/۷۹	میانگین جرمی
۹۷۸/۵۳	۸۹۶/۳۵	۱۰۰۰	دمای دیواره
۱۰۰	۱۰۰	۵۰/۵۳	قابلیت اطمینان

با توجه به نتایج حاصل از طراحی مشاهده می‌شود، روش طراحی بهینه که هدف آن صرفاً کاهش جرم بود به کمترین جرم کل یعنی ۲۱۷/۷۹ کیلوگرم دست یافته است.

از آنجاکه در تابع هدف روش‌های طراحی بهینه و بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان جرم کل سیستم دخیل می‌شود جرم سیستم‌های حاصل از این دو روش نسبت به روش طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان جرم کمتری دارد. مقایسه جرم کل سیستم در شکل ۱۴ نشان داده شده است.

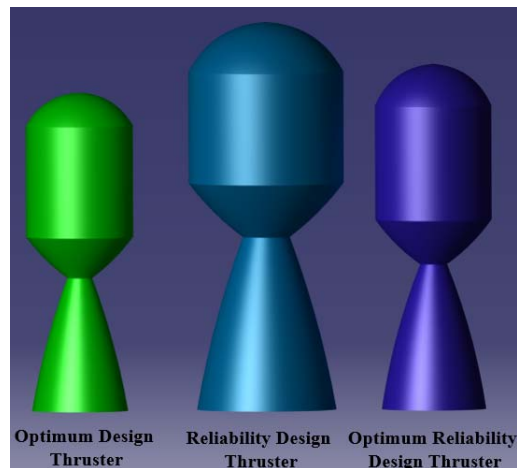
در طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان هدف ارضای قیود است، به نحوی که کمترین احتمال برای عدم ارضای آن ایجاد شود. با توجه به نتایج اگر جواب‌ها در مرز قیود باشند، احتمال آن که در

• کمترین جرم در حالت طراحی بهینه اتفاق می‌افتد. اما با اعمال عدم قطعیت‌ها در این نقطه مشاهده می‌شود که کمترین قابلیت اطمینان را دارد. بر این اساس می‌توان گفت که ساخت سیستم بهینه بدون در نظر گرفتن عدم قطعیت‌های طراحی ممکن است موجب افزایش هزینه و کاهش شدید راندمان وسیله شود. در این پژوهش برای دست‌یافتن به جرم کمتر و قابلیت اطمینان بالا تلاش شد اما بررسی مقاومت طرح نهایی، با اعمال عدم قطعیت مد نظر قرار نگرفت. در واقع این موضوع مفهوم طراحی مقاوم را نشان می‌دهد که می‌توان در ادامه پژوهش به آن توجه کرد. دیگر موضوعاتی که می‌توان برای ادامه پیشنهاد کرد عبارتند از:

- ۱- پیاده‌سازی این مفاهیم روی سیستم‌های پیشران‌ش و سوخت و اکسیدایزر دیگر،
  - ۲- اعمال عدم قطعیت‌ها روی سایر متغیرها و پارامترهای بحرانی، پرداختن به روش‌های اعمال عدم قطعیت به منظور کاهش زمان طراحی و افزایش راندمان آن،
  - ۴- طراحی در قالب دیگر روش‌های چندموضوعی،
  - ۵- مقایسه روش‌های تک سطحی با چندسطحی MDO در حضور عدم قطعیت،
  - ۶- استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی دیگر و مقایسه آن‌ها،
  - ۷- طراحی بهینه به صورت چند هدفی.
- در پایان می‌توان گفت توجه به عدم قطعیت‌ها و نامعینی‌ها و تحلیل حساسیت عوامل بحرانی در طراحی سیستم‌های پیچیده قابل توجیه و ضروری است.

## مراجع

- [1] S. Batill, J. Renaud, X. Gu, "Modeling and simulation uncertainty in multidisciplinary design optimization," *In 8th symposium on multidisciplinary analysis and optimization*, USA, 2000.
- [2] X. Du, C. Wei, "Towards a better understanding of modeling feasibility robustness in engineering design," *Journal of Mechanical Design*, Vol. 122, No. 4, pp. 385-394, 2000.
- [3] X. Du, J. Guo, H. Beeram, "Sequential optimization and reliability assessment for multidisciplinary systems design," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 35, No. 2, pp. 117-130, 2008.
- [4] T. Zang, M.J. Hemsch, M. Hilburger, S. Kenny, J. Luckring, "Needs and opportunities for uncertainty-based multidisciplinary design methods for aerospace vehicles," 2002.
- [5] R. Balling, J. Sobieszczanski-Sobieski, "An algorithm for solving the system-level problem in multilevel optimization," *In 5th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, p. 4333, 1994.
- [6] Y. Xiong, M. Moscinski, M. Frontera, S. Yin, M. Dede, M. Paradis, "Multidisciplinary Design Optimization of



شکل ۱۶- مقایسه ابعاد هندسی محفظه احتراق و نازل حاصل از طراحی

## جمع بندی

- نتایج هر کدام از روش‌ها با یکدیگر از جنبه‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت که در ادامه به چند مورد اشاره می‌شود.
- با توجه به نتایج نشان داده شد که نقطه صرفاً بهینه در صورت اعمال عدم قطعیت‌ها از قابلیت اطمینان مطلوبی برخوردار نیست.
  - کمترین جرم در حالت طراحی بهینه با مقدار ۲۱۷/۷۹ کیلوگرم و بیشترین جرم با مقدار ۲۵۳/۲ کیلوگرم در حالت طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان اتفاق می‌افتاد.
  - در روش طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان با توجه به اینکه تابع هدف به دنبال کاهش احتمال عدم ارضای قید است. دمای دیواره محفظه احتراق بیشترین فاصله را از مرز قیود دارد. اما با توجه به اینکه جرم سامانه دارای جرم زیادی نسبت به سایر روش‌هاست از لحاظ جرمی بهینه نیست.
  - روش طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان در عین اینکه خواهان فاصله گرفتن از مرز قیود است، در تابع هدف خود به دنبال کمینه کردن جرم کل سیستم نیز است. از همین رو این روش نسبت به طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان جرم کمتری دارد.
  - با توجه به نتایج اگر جواب‌ها در مرز قیود باشند احتمال آن که در حضور عدم قطعیت‌ها قید ارضا نشود وجود دارد. بنابراین، چون در طراحی بهینه جواب دقیقاً بر روی مرز قیود است، کمترین قابلیت اطمینان یعنی ۵۰/۵۳ درصد را دارد. در حالت طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان و طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان میزان قابلیت اطمینان ۱۰۰ درصد است ولی بیشترین فاصله را از مرز قیود روش طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان دارد که نشان‌دهنده بیش از حد محافظه کارانه بودن جواب مسئله است.

- Aerospace Engineering*, Vol. 1, No.1, p.p.19-29, 2017 (In Persian).
- [21] M. kazemi esfeh, M. JozvVaziri, "Developed of an algorithm for design and construction a hot gas thruster and compared with experimental results." *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 6, No.2, p.p.73-86, 2017 (In Persian).
- [22] J. G. Michael, *Robust Control Systems*, Wiley, 2006.
- [23] A.Adami, M. Mortazavi, M. Nosratollahi, "A New Approach to Multidisciplinary Design Optimization of Solid Propulsion System Including Heat Transfer and Ablative Cooling," *Journal of Aerospace Technology and Management*, p.71, 2017.
- [24] F. Duddeck, "Multidisciplinary optimization of car bodies," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 35, No. 4, pp. 375-389, 2008.
- [25] F. Li, G. Li, G. Sun, Z. Luo, Z. Zhang, "Multi-disciplinary optimization for multi-objective uncertainty design of thin walled beams," *Computers Materials and Continua*, Vol. 19, No. 1,p. 37, 2010.
- [26] X. Zhendan, A. Elango, J. Fang, "Multidisciplinary design optimization of vehicle weight reduction," *SAE International Journal of Materials and Manufacturing*, p.393, 2016.
- [27] S. Wei, et al, "Multidisciplinary design optimization of tunnel boring machine considering both structure and control parameters under complex geological conditions," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, p.1073, 2016.
- [28] M. Kokkolaras, P. Papalambros, "On the impact of coupling strength on complex system optimization for single-level formulations," *Proceedings of the ASME International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference*, vol. 2, pp. 265-275, 2005.
- [29] P. Hyeong-Uk, et al, "Uncertainty-based MDO for aircraft conceptual design," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology, An International Journal*, 2015.
- [30] J. Sobieszczanski-Sobieski, T.D. Altus, M. Phillips, R. Sandusky, "Bilevel integrated system synthesis for concurrent and distributed processing," *AIAA journal*, Vol. 41, No. 10, 2003.
- [31] R. Balling, J. Sobieszczanski-Sobieski, "Optimization of coupled systems: A critical overview of approaches," *AIAA Paper 94-4330, September 1994." Fifth AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Panama City Beach Florida*, 1994.
- [32] E.J. Cramer, J.E. Dennis, J. Paul, D. Frank, R. Lewis, G.R. Shubin, "Problem formulation for multidisciplinary optimization," *SIAM Journal on Optimization*, Vol. 4, No. 4, pp. 754-776, 1994.
- [33] M. Lo, "A study on the multidisciplinary design optimization (MDO) using collaborative optimization method," *Shipbuilding and Marine Engineering Department, Pusan National University South Korea*, 2000.
- [34] Z. L.Huang, Y.S. Zhou, C. Jiang, J. Zheng, X. Han, "Reliability-based multidisciplinary design optimization using incremental shifting vector strategy and its application in electronic product design," *Acta Mechanica Sinica* Vol. 34, No. 2, pp. 285-302, 2018.
- Full Combustor Structure-An Industry Application," *In 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, p. 4422, 2004.
- [7] M. Laban, "Multi-disciplinary analysis and optimisation of supersonic transport aircraft wing planforms," *In 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, p. 4542, 2004.
- [8] Wang. Wenwei, et al, "Multidisciplinary design optimization for front structure of an electric car body-in-white based on improved collaborative optimization method," *International Journal of Automotive Technology*, p.1007, 2017.
- [9] Liu. Di, et al, "Simultaneous optimization of heat transfer processes and heat exchanger networks based on the entransy-based power flow method," *International Heat Transfer Conference Digital Library*. Begel House Inc., 2018.
- [10] Meng, Debiao, et al, "Structural reliability analysis and uncertainties-based collaborative design and optimization of turbine blades using surrogate model," *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, p.1219, 2019.
- [11] J.Ahn, J.H. Kwon, "An efficient strategy for reliability-based multidisciplinary design optimization using BLISS," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol.31, No. 5, pp. 363-372, 2006.
- [12] J. Ahn, J. Lee, S. Kim, J. Kwon, "Sequential reliability analysis framework for multidisciplinary systems," *In 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, p. 4517, 2004.
- [13] R.Sues, D. Oakley, G. Rhodes, "Multidisciplinary stochastic optimization," *In Engineering Mechanics*, pp. 934-937. ASCE, 1995.
- [14] R. Sues, M. Cesare, "An innovative framework for reliability-based MDO," *41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics and materials conference*, 2000.
- [15] P. Koch, B. Wujek, O. Golovidov, "A multi-stage, parallel implementation of probabilistic design optimization in an MDO framework," *In 8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, p. 4805, 2000.
- [16] D. Padmanabhan, R. Tappeta, S. Batill, "Monte carlo simulation in reliability based optimization applied to multidisciplinary system design," *In 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, p. 1503, 2003.
- [17] S. Wiley, K. Dommer, L. Mosher, "Design and Development of the MESSENGER Propulsion System," *American Institute of Aeronautics and Astronautics/Society of Automotive Engineers/ American Society of Mechanical Engineers Joint Propulsion Conference*, Huntsville, 2003.
- [18] P. Erichsen, "Performance Evaluation of Spacecraft Propulsion Systems in Relation to Mission Impulse Requirements," *European Spacecraft Propulsion Conference*, p. 189, 1997.
- [19] M. Nosratollahi, A. H. Adami-Dehkordi, "Multidisciplinary Conceptual Design Optimization of Monopropellant Propulsion System of Nanosatellite," *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 3, No.3-4, p. 20, 2010-2011 (In Persian).
- [20] H.Naseh, "Technology Development Trend in Space Launch System Propulsion," *Journal of Technology in*

- [41] J.F. Monahan, "Numerical methods of statistics," *Cambridge University Press*, 2011.
- [42] E. Vanmarcke, M. Grigoriu, "Stochastic finite element analysis of simple beams," *Journal of engineering mechanics*, Vol. 109, No. 5, pp. 1203-1214, 1983.
- [43] A.D. Adami, M. Mortazavi, M. Nosratollahi, "Multidisciplinary design optimization of hydrogen peroxide monopropellant propulsion system using GA and SQP," *International Journal of Computer Applications*, Vol. 113, No. 9, 2015.
- [44] R.W. Humble, G.N. Henry, W.J. Larson, *Space propulsion analysis and design*, Vol. 1, 1995.
- [45] K. L. d'Entremont, K.M. Ragsdell, "Design for latitude using TOPT," *In ASME Advances in Design Automation*, pp. 265-272 1988.
- [46] G.P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*. 7rd edition, John Wiley & Sons, 2017.
- [47] A.D. Adami, M. Mortazavi, M. Nosratollahi, "Heat Transfer Modeling of Bipropellant Thrusters for using in Multidisciplinary Design Optimization Algorithm," *Journal of Fluid Flow*, Vol. 2, 2015.
- [48] M. Hozuri, *Robust multidisciplinary design optimization of a bipropellant propulsion system*, Thesis, Malek Ashtar University of Technology, 2018 .
- [35] S. Batill, J. Renaud, X. Gu, "Modeling and simulation uncertainty in multidisciplinary design optimization," *In 8th symposium on multidisciplinary analysis and optimization*, p. 4803, 2000.
- [36] J. Liang, Z.P. Mourelatos, J. Tu, "A single-loop method for reliability-based design optimization," *In ASME 2004 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference*, pp. 419-430, 2004.
- [37] S. Songqing, W.G. Gary, "Reliable space pursuing for reliability-based design optimization with black-box performance functions," *Chinese journal of mechanical engineering*, Vol. 22, No. 1, pp. 27-35, 2009.
- [38] A. Keane, P. Nair, *Computational approaches for aerospace design: the pursuit of excellence*, John Wiley & Sons, 2005.
- [39] D.P. Landau, K. Binder, *A guide to Monte Carlo simulations in statistical physics*, Cambridge university press, 2014.
- [40] X. Hu, , X. Chen, G.T. Parks, W. Yao, "Review of improved Monte Carlo methods in uncertainty-based design optimization for aerospace vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 86, pp. 20-27, 2016.