

Research Paper

Evaluation of Three Design Approaches of a Bipropellant Propulsion System Including Multidisciplinary Design Optimization, Robust and Optimum-Robust

A.H. Adami^{1*}, H. Taie² and M. Hozori³

1, 2, 3. Department of Aerospace University Complex, MalekAshtar University of Technology Tehran, IRAN

* Adami_amir@mut.ac.ir

Considering the importance of complex engineering systems design in the presence of uncertainties, this research investigates multidisciplinary design optimization process for a bipropellant propulsion system in the presence of uncertainties, which results in minimizing the system mass as well as having a high robust. Accordingly, the multidisciplinary design approach of the bipropellant propulsion system is expressed in both optimum design and optimum robust design. By applying uncertainties, the mass, operational, and geometric results of the propulsion system are expressed in terms of optimum design, robust design, and optimum robust design. According to the results, it is shown that the lowest mass occurs in optimum design mode however, in the presence of uncertainties, it is observed that it has the least robust and reliability. Furthermore, It attempts to explain the difference between the concepts of robust design and optimum design based on results.

Keywords: Multidisciplinary design optimization, Bipropellant propulsion system, Uncertainty, Robust design optimization

1. Assistant Professor(Corresponding Author)
2. Assistant Professor
3. M. Sc. Student

مقاله علمی - پژوهشی

ارزیابی سه روش طراحی بهینه، مقاوم و بهینه مقاوم چندموضوعی سامانه پيشران‌ش دموئل‌ف‌های

امیرحسین آدمی^{۱*}، حجت طائی^۲ و منصور حضوری^۳

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

*Adami_amir@mut.ac.ir

با توجه به اهمیت حضور عدم قطعیت‌ها در طراحی سیستم‌های پیچیده مهندسی، در این پژوهش، روند طراحی بهینه چندموضوعی سیستم پيشران‌ش دموئل‌ف‌های در حضور عدم قطعیت‌ها ارائه می‌گردد که علاوه بر کمینه‌کردن جرم سیستم از مقاومت مطلوبی نسبت به عدم قطعیت‌ها برخوردار باشد. براین اساس روندنمای طراحی چندموضوعی سیستم پيشران‌ش دموئل‌ف‌های در دو حالت طراحی بهینه و طراحی مقاوم نشان داده می‌شود. سپس با اعمال عدم قطعیت‌ها، نتایج جرمی، عملکردی و هندسی سیستم پيشران‌ش به تفکیک برای طراحی بهینه، طراحی مقاوم و طراحی بهینه مقاوم بیان می‌گردد. با توجه به نتایج نشان داده می‌شود که کمترین جرم در حالت طراحی بهینه اتفاق می‌افتد. اما با اعمال عدم قطعیت‌ها در این نقطه مشاهده می‌گردد که کمترین مقاومت و قابلیت اطمینان را دارد. همچنین سعی می‌شود تفاوت مفاهیم طراحی مقاوم و طراحی بهینه مقاوم به کمک نتایج تشریح شود.

واژه‌های کلیدی: طراحی بهینه چندموضوعی، سامانه پيشران‌ش دموئل‌ف‌های، عدم قطعیت، طراحی بهینه مقاوم

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

مقدمه

اکثر مسائلی که امروزه مهندسان با آن روبه‌رو هستند، دارای هزینه زمانی، ابعاد زیاد و پاسخ‌های چندبعدی است. این مسائل اغلب

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. استادیار

۳. دانشجوی کارشناسی ارشد

ضربه ویژه دقت بالاتری داشت ولی یکی از معایب این ابزار عدم محاسبه سایر مشخصات سیستمی سامانه پیشران بود [۷]. یکی از موارد تأثیرگذار در مأموریت ماهواره‌ها، نوع سیستم پیشران آنهاست. جرجن از آزمایشگاه پیشران جت ناسا در مقاله‌ای به مقایسه و بررسی فناوری‌های مورد استفاده در انواع سامانه‌های پیشران مورد استفاده در میکروماهواره‌ها پرداخت و با ارائه الگویی روند انتخاب سامانه پیشران را برای ماهواره‌ها بررسی کرد [۸]. در سال ۲۰۰۹ قابلیت اطمینان طراحی مفهومی یک موتور سوخت جامد با استفاده از روش سطح پاسخ و مونت کارلو بهبود داده شد [۹]. ناصح و همکارش در مرجع [۱۰] به طراحی بهینه مخزن و سیستم پیشران با دو هدف کمینه نمودن نسبت وزن به ضریب اطمینان و مشخصات ابعادی پرداخت. در مرجع [۱۱] طائی و همکارانش به طراحی چند موضوعی سیستم پیشران دومؤلفه‌ای با رویکرد چند هدفی پرداخته و نتایج حاصل از چارچوب چندموضوعی تک سطحی را با چارچوب چندموضوعی دوسطحی مقایسه کردند. طراحی بهینه چندهدفی یک رانشگر کم پیشران با استفاده از الگوریتم ژنتیک در مرجع [۱۲] صورت پذیرفت. در مرجع [۱۳] مدل‌سازی انتقال حرارت سیستم پیشران دومؤلفه‌ای برای استفاده در طراحی بهینه‌سازی چندموضوعی بررسی شد. در همین راستا به دلیل افزایش پیچیدگی سیستم‌ها و تعداد پارامترهای غیر قطعی توجه به بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی تحت عدم قطعیت توجه بیشتری به خود جلب نمود به طوری که در سال‌های ۲۰۰۰ تا ۲۰۱۸ مقالات متعددی در زمینه مسائل چند موضوعی مقاوم منتشر گردید [۱۴-۱۸].

بر این مبنا در این مقاله سعی شده است روند طراحی بهینه چندموضوعی سیستم پیشران دومؤلفه‌ای^۴ در حضور عدم قطعیت^۵ ارائه گردد که علاوه بر کمینه‌کردن جرم سیستم از مقاومت مطلوبی برخوردار باشد. بر این اساس طراحی بخش‌های مختلف سیستم پیشران دومؤلفه‌ای همچون محفظه احتراق و نازل، مخازن سوخت و اکسیدکننده، مخازن تغذیه فشار و زیرسیستم خنک‌کاری بیان می‌شود. روندنمای طراحی چندموضوعی سیستم پیشران دومؤلفه‌ای در دو حالت طراحی بهینه و طراحی مقاوم بیان می‌گردد. جهت بهینه‌سازی سیستم بعد از بیان مزایای روش بهینه‌سازی ترکیبی ژنتیک الگوریتم و برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی از آن در الگوریتم طراحی استفاده می‌گردد. با اعمال عدم قطعیت‌ها، نتایج جرمی، عملکردی و هندسی سیستم پیشران به صورت طراحی بهینه، طراحی مقاوم و طراحی بهینه مقاوم به تفکیک بیان می‌گردد. در ادامه با مقایسه نتایج سعی می‌شود تفاوت مفاهیم روش‌های طراحی تشریح شود.

چندهدفی و چندموضوعی و دارای زیرسیستم‌های مختلف است. در این مسائل معمولاً هدف‌های مختلف باهم در رقابت و در بسیاری از موارد در تضاد می‌باشند. در چرخه عمر یک سیستم در جهان واقعی، ذاتاً وجود یک مقداری از عدم قطعیت ناشی از سیستم و همچنین شرایط محیطی و عملیاتی آن دخالت دارند. این عدم قطعیت‌ها ممکن است موجب تغییر و یا نوسان در عملکرد سیستم شود و یا حتی موجب انحراف شدید از عملکرد پیش‌بینی شده و در نتیجه شکست مأموریت با خطای غیرقابل پیش‌بینی گردد. به همین دلیل باید در مدل کردن موضوعات عدم قطعیت‌هایی برای مدل در نظر گرفت؛ بر این اساس امروزه تحقیقات و پژوهش‌های زیادی روی روش‌های طراحی بهینه چندموضوعی تحت عدم قطعیت صورت گرفته است. لازم به ذکر است در روش‌های سنتی طراحی، برای ساده کردن طراحی این مسائل، هر زیرسیستم جداگانه و با در نظر گرفتن الزامات سایر زیرسیستم‌ها طراحی می‌شود و عوامل عدم قطعیت تحت عنوان ضریب اطمینان وارد نتایج به‌دست‌آمده در طراحی سنتی می‌گردد. این در حالی است که غالباً در طراحی چنین سیستمی اهداف زیرسیستم‌های مختلف با یکدیگر در تقابل هستند؛ بنابراین لازم است عوامل عدم قطعیت‌ها در روند اصلی مسائل طراحی لحاظ شوند.

بر این اساس یکی از موضوعات مهم، بهینه‌سازی تحت عدم قطعیت است که در تئوری و کاربرد به سرعت توسعه پیدا کرد. اولین فرمول ریاضی در این زمینه مربوط به برنامه خطی تصادفی بود که در اواسط قرن گذشته برای پرداختن به مسائل بهینه‌سازی با پارامترهای تصادفی معرفی گردید [۱]. پس از آن، برای پاسخگویی به نیازهای بهینه‌سازی در جهان واقعی که معمولاً اعداد صحیح گسسته و طبیعت غیرخطی دارند موج وسیعی از روش‌های برنامه‌نویسی برای پرداختن به این مسائل ایجاد شد. به‌عنوان مثال می‌توان به برنامه‌نویسی تصادفی عدد صحیح در مرجع [۲،۳]، برنامه‌نویسی تصادفی غیرخطی در مرجع [۴]، برنامه‌نویسی تصادفی مقاوم در مرجع [۵] اشاره کرد. در پژوهش‌های اخیر جهت حل مسائل بهینه‌سازی در شرایط عدم قطعیت از روش‌های گرادیان پایه مانند الگوریتم رابینز مونرو و الگوریتم‌های تصادفی مانند الگوریتم ژنتیک و الگوریتم آنیل شبیه‌سازی و... استفاده می‌شود.

در سال‌های اخیر مطالعات متعددی در زمینه بهینه‌سازی سیستم‌های پیشران صورت گرفته است. در همین راستا در مرجع [۶] هرینگتون، تأثیر پارامترهای طراحی بر یکدیگر از جمله فشار محفظه احتراق، ضربه ویژه و وزن در طراحی سیستمی فضاپیما و ماهواره‌بر را مورد بررسی قرار داد. در سال ۲۰۰۷، اریکسن در مقاله‌ای به معرفی نرم‌افزار محاسبه ضربه ویژه سیستم پرداخت. این نرم‌افزار ضربه ویژه سامانه را محاسبه می‌کرد که نسبت به محاسبه

4. Bi-propellant Propulsion System

5. Uncertainty-Based Multidisciplinary Design Optimization

طراحی بهینه چندموضوعی

این روش طراحی برای طراحی هر سیستمی که با دو یا چند زیرسیستم (موضوع) در ارتباط باشد اعمال می‌شود. طراحی به این روش در حوزه‌های مختلفی مانند خودرو، کشتی، عمران و الکترونیک موفق بوده است [۱۹]؛ اما بیشتر موفقیت‌های آن در کاربردهای هوافضایی ثبت گردیده است [۲۰].

تعریف‌های مختلفی برای طراحی بهینه چندموضوعی ۶ وجود دارد برای مثال مرکز تحقیقات ناسا آن را طراحی بهینه سیستم‌های مهندسی پیچیده می‌داند که که زیر سیستم‌های آن در تعامل متقابل نسبت به هم قرار دارند. از دیدگاه ریاضی، روش‌های طراحی بهینه چندموضوعی (MDO) را می‌توان به دو گروه تقسیم کرد؛ روش‌های یک سطحی و چند سطحی. در روش چند سطحی می‌بایست تجزیه مرتبه‌ای قبل از روش چند سطحی انجام شود. درحالی‌که روش یک سطحی به تجزیه مرتبه‌ای نیازی ندارد. در واقع در روش‌های تک سطحی، یک بهینه‌ساز در سطح سیستم وجود دارد [۲۱]. یکی از چارچوب‌های تک سطحی همه‌باهم (AAO) است که با نام روش تحلیل و طراحی همزمان نیز ارائه می‌شود. این چارچوب پایه‌ای‌ترین روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی است که بهینه‌ساز در سطح سامانه قرار دارد. در این چارچوب هر سه دسته متغیرهای طراحی، حالت و کوپل در اختیار سطح سامانه است و کنترل تمام متغیرها موجب رسیدن به هدف کلی می‌شود در حالی که برخی از موضوعات دور از اهداف مطلوب خود هستند [۲۲].

در این مقاله از روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی همه‌باهم برای بهینه و مقاوم نمودن سامانه پیشرانش دومؤلفه‌ای استفاده شده است که نتایج آن در ادامه نشان داده می‌شود.

طراحی بهینه مقاوم

از زمانی که فضای مهندسی بسیار رقابتی گردید، نیاز به تولید محصولات باکیفیت در صنایع احساس شد. به همین منظور انحراف و تغییرات غیرمنتظره تابع یک طراحی باید در فرآیندهای مختلف مهندسی در نظر گرفته می‌شد. طراحی مقاوم^۶ روشی برای جلوگیری از چنین پدیده‌ای است. طراحی مقاوم ابتدا برای بهبود کیفیت محصول و قابلیت اطمینان آن در مهندسی صنایع توسعه داده شده است اما به سرعت در سایر زمینه‌های مختلف طراحی گسترش یافت. تاگوچی^۹ که پیشگام طراحی مقاوم است آن را این‌گونه تعریف می‌کند که مقاوم بودن حالتی است که در آن فن‌آوری، محصول و فرآیند

عملکردی محصول کمترین حساسیت را به عوامل تغییرپذیر (فرآیند ساخت و محیط) داشته باشد و کمترین هزینه ساخت را تحمیل کند [۲۳]. مرجع [۲۴] طرحی که در آن متغیرها و پارامترهای طراحی قابلیت بیشترین تلرانس در مرحله ساخت و مونتاژ را داشته باشند طراحی مقاوم می‌نامد؛ به عبارت دیگر در طراحی غیرحساس احتمال بیشتری برای رسیدن به مقدار هدف، باوجود خطاهای نامشخص وجود دارد. اگرچه تعاریف مختلفی برای طراحی مقاوم استفاده می‌شود اما جنبه مشترک همه آن‌ها طراحی است که نسبت به تغییرات و خطاها حساس نیست و این در تمام جوامع مهندسی قابل قبول است. روش‌های طراحی تحت عدم قطعیت عموماً به صورت فرمول‌های زیر تعریف می‌شوند.

$$\begin{aligned} & \text{Find} && b \in R^n \\ & \text{To minimize} && F(b, p, z) \\ & \text{Subject to} && G_j(b, p, z) \leq 0, \quad j = 1, \dots \\ & && b_L \leq b \leq b_U \end{aligned} \quad (1)$$

که در آن F تابع هدف و G قید طراحی می‌باشد. b متغیر طراحی و عوامل عدم قطعیت که شامل اغتشاشات است با p و خطاها با z نشان داده شده است. در طراحی مقاوم به‌طورکلی F میانگین و واریانس حالتی هستند که نویزها و اغتشاشات به آن‌ها افزوده می‌شود. با توجه به این تعریف طراحی مقاوم یک مفهوم قطعی نیست بلکه مفهوم تصادفی است زیرا روش‌های قطعی نمی‌توانند شامل نویز باشند. نظریه‌های طراحی مقاوم با استفاده از نظریه رشته‌های دیگر توسعه داده شده است. بر اساس نظریه‌ها، روش طراحی مقاوم را می‌توان به سه دسته روش تاگوچی، بهینه‌سازی مقاوم و طراحی مقاوم با رویکرد بدیهی تقسیم کرد [۲۵].

در اواخر سال ۱۹۴۰ تاگوچی روشی را برای افزایش کیفیت محصولات توسعه داد. این روش که به‌عنوان تکنیک کیفیت‌سنجی ارائه می‌شود به روش تاگوچی یا طراحی مقاوم مطرح است [۲۶]. روش اصلی تاگوچی مانند معادلات (۱) نیست؛ و در آن قید وجود ندارد. اگرچه در این روش عامل اغتشاشات (p) و عامل نویز (z) تعریف نشده است ولی می‌تواند با تعیین ویژگی‌های کنترلی طراحی مقاوم انجام داد. برای مثال سه تابع پاسخ f شامل توزیع A و B و C در شکل ۱ نشان داده شده است. μ_A و μ_B و μ_C میانگین توزیع A و B و C است. اگر طراح فقط به مقاوم بودن طرح تمرکز کند توزیع‌های B و C بهتر از A خواهد بود. فارق از آنکه مقدار کارایی سیستم می‌تواند صفر یا بی‌نهایت یا مقدار خاصی باشد. روش تاگوچی یک طراحی با حداقل تغییرات در کل مقدار تابع هدف را نشان می‌دهد. از نظر روش تاگوچی، طرح C بهتر از سه طرح دیگر است. با توجه به اینکه در روش تاگوچی عوامل نویز به صورت مستقیم در طراحی وارد نمی‌شود روش‌های مختلفی با استفاده از تعریف توابع روش تاگوچی را توسعه داده‌اند.

6. Multidisciplinary Design Optimization

7. All-At-Once

8. Robust Design

9. Taguchi

احتراق و نازل، مخازن سوخت و اکسیدکننده، مخازن تغذیه فشار و زیرسیستم خنک‌کاری تشکیل شده است (شکل ۳). جنس سازه محفظه احتراق از استیل و جنس مخزن سوخت از آلایژ آلومینیوم و جنس مخزن پرفشار از جنس تیتانیوم است.

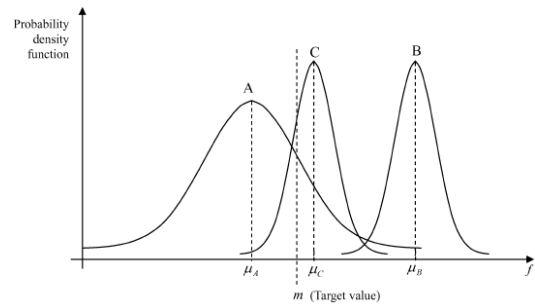
بر این اساس در این پژوهش یک رویکرد تک هدفی در طراحی بهینه مدنظر است. هدف یافتن سامانه پیشرانشی است که ضربه کل ۴۰۰۰۰۰ (چهارصد هزار) نیوتن ثانیه را با سوخت مایع منومتیل‌هیدرازین^{۱۰} و اکسیدکننده دی‌نیتروژن‌تترا اکسید^{۱۱} و روش خنک‌کاری بازبایی^{۱۲} برای رسیدن به کمترین جرم مشخص نماید. صورت مسئله بهینه‌سازی در معادله ۲ بیان شده است.

$$\begin{aligned} & \text{Minimize} && \text{Total Mass} \\ & \text{With Respect to} && \{OF, Pc, Pe, R_{pgt}, Thrust\} \\ & \text{Subject to} && \text{Total Impulse} = 4000KN.s \\ & && \text{Wall temperature} \leq 1000 K \end{aligned} \quad (2)$$

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

جدول ۱- پارامترهای ثابت در نظر گرفته شده برای هردو روش طراحی

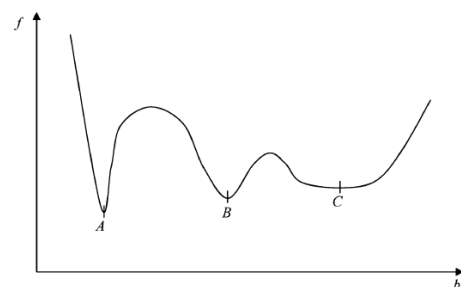
واحد	مقدار/ جنس	پارامتر ثابت
-	تیتانیوم	جنس مخزن گاز پرفشار
-	آلومینیوم	جنس مخزن سوخت
-	استیل	جنس محفظه احتراق و نازل
-	هلیوم	گاز مخزن پرفشار
بار	۰/۱	فشار محیط
رادیان	$\pi/4$	زاویه قسمت همگرای نازل
رادیان	$\pi/12$	زاویه قسمت واگرای نازل
کلوبین	۲۹۸	دمای تانک (مخزن)
کلوبین	۲۹۸	دمای تانک گاز پرفشار (فشارنده)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



شکل ۱- مثالی از توزیع توابع پاسخ

از آنجاکه روش تاگوچی با استفاده از متغیرها و آرایه‌های متعامد در فضای گسسته تعریف شده است، برای حل مسائل طراحی بزرگ بسیار پیچیده است. طراحی در فضای گسسته ممکن است دارای مزیت‌هایی باشد. با این حال، طراحی در یک فضای پیوسته با این حال اغلب مورد نیاز است.

به‌طور کلی، یک طرح ممکن است شامل تعداد زیادی قیود طراحی باشد که روش تاگوچی ممکن است قادر به حل آن نباشد. از آنجاکه در تکنیک‌های بهینه‌سازی به‌راحتی می‌توان قیود را در آن اعمال کرد روش بهینه‌سازی مقاوم بر مبنای تکنیک‌های بهینه‌سازی مناسب‌تر است [۲۷]. با کمک تکنیک‌های بهینه‌سازی می‌توان میانگین و انحراف معیار را به‌طور همزمان بهینه نمود. هدف از روش بهینه‌سازی مقاوم حل این مسائل است. طبق تعریف طراحی مقاوم، وقتی تابع مقاوم است که نسبت به تغییرات متغیرهای طراحی، تابع هدف آن تغییرات زیادی نکند. در شکل ۲ مقدار مینیمم تابع هدف نقطه A است که با تغییر اندک متغیرهای طراحی مقدار تابع هدف آن به‌شدت تغییر می‌کند؛ اما نقاط B و C نقاط مینیمی هستند که نسبت به تغییرات متغیرهای طراحی غیرحساس هستند.



شکل ۲- مقاومت تابع هدف

تعریف مسئله

سامانه پیشرانش دو مولفه‌ای شامل زیرسامانه‌های مختلفی است که در طراحی بهینه آن متغیرها و پارامترهای زیادی دخیل می‌باشند. سامانه پیشرانش دو مولفه‌ای مورد نظر از چهار زیرسامانه محفظه

10. Monomethylhydrazine (CH₃NH₂)
11. Dinitrogen tetroxide (N₂O₄)
12. Regenerative Cooling

محفظه احتراق سیلندری شکل از مابقی اتاق‌های احتراق پروفیل یکنواخت و بهتری از دیدگاه شدت پاشش دارد که باعث افزایش ضریب سرعت مشخصه می‌شود. در فاز طراحی مفهومی انتخاب محفظه سیلندری به عنوان متداول‌ترین محفظه احتراق گزینه مناسبی خواهد بود؛ زیرا روابط تجربی برای این نوع محفظه موجود است و تحقیقات گسترده‌ای بر روی آن صورت پذیرفته است.

برای تعیین ابعاد محفظه احتراق سه روش عمده زیر مورد استفاده قرار می‌گیرد.

۱- روش استفاده از زمان انتظار (زمان باقی ماندن پیشران در محفظه)

۲- روش استفاده از طول مشخصه (طول معادل)

۳- روش استفاده از فشار و روابط ترمودینامیکی

روش طول مشخصه برای محفظه احتراق سیکل باز یا بسته توسعه خوبی یافته است. از آنجایی که در روابط این روش عموماً از مقادیر تجربی مربوط به موتورهای بزرگ استفاده شده است لذا دقت این روابط برای تراسترهای کم تراست و غیر توربوپمپی دارای خطای زیادی است. بنابراین در این پژوهش از روش زمان انتظار ابعاد محفظه تخمین زده می‌شود.

بر اساس روش زمان انتظار، با فرض یک زمان انتظار در محدود $1ms \leq t_{lag} \leq 5ms$ حجم مورد نیاز محفظه از رابطه (۲) تخمین زده می‌شود.

$$V_{comb} = \frac{t_{lag} \dot{m}}{\rho_{comb}} \quad (2)$$

\dot{m} دبی جرمی تراستر، t_{lag} زمان انتظار و ρ_{comb} چگالی محصولات احتراق است. با مشخص شدن حجم محفظه احتراق و محاسبه سرعت تزریق انژکتور می‌توان طول و قطر محفظه را از روابط زیر محاسبه کرد [۲۸].

$$L_{comb} = 1.2V_{inj}t_{lag} \quad (3)$$

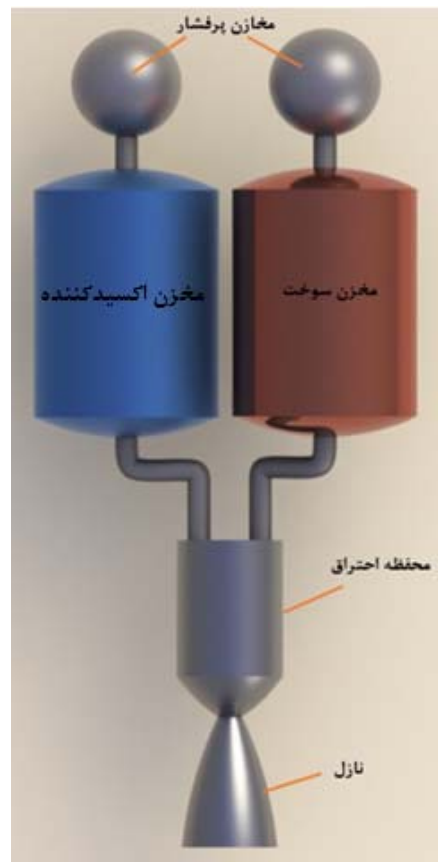
$$V_{inj} = 1.11 \sqrt{\frac{P_c}{\rho_{prop}(I_q)}} \quad (4)$$

$$R_{comb} = \sqrt{\frac{t_{lag} \dot{m}}{\pi L_{comb} \rho_{comb}(g_{as})}} \quad (5)$$

نازل وظیفه تبدیل انرژی جریان را به انرژی جنبشی بر عهده دارد. نازل‌هایی که در سیستم پیشرانش دوطایه مورد استفاده قرار می‌گیرند از نظر شکل ظاهری می‌توان به دو نوع نازل‌های زنگی

جدول ۲- بازه متغیرهای طراحی در نظر گرفته شده برای هر دو روش طراحی

واحد	بازه	
بار	۱ تا ۲۰	فشار محفظه احتراق
متر	۰/۰۵ تا ۲	شعاع مخزن گاز پرفشار
بار	۰/۰۰۵ تا ۰/۲	فشار خروجی
نیوتن	۱ تا ۸۰۰۰۰	تراست
-	۵ تا ۰/۷۵	نسبت اکسیدکننده به سوخت



شکل ۳- نمایی از بخش‌های مختلف سامانه پیشرانش دومؤلفه‌ای

زیرسامانه محفظه احتراق

فرایند احتراق، یکی از مهم‌ترین الزامات در تعیین کارایی سیستم پیشرانش دو مؤلفه‌ای 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، تمیزه، بخار، مخلوط و سوزانده می‌شود. محفظه‌های احتراق را از نظر هندسی می‌توان به صورت محفظه احتراق سیلندری، محفظه احتراق مخروطی، محفظه احتراق کروی و محفظه احتراق بیضی شکل تقسیم کرد.



شکل ۵- ورودی و خروجی مدل زیرسیستم مخازن سوخت و اکسیدکننده

زیرسیستم مخازن تغذیه فشار

یکی از ساده‌ترین راه‌های فشار وارد نمودن بر پیشران برای تغذیه محفظه تراست، تحت فشار قراردادن آن توسط گاز پرفشار می‌باشد. این گاز در یک فشار کنترل شده به درون مخازن پیشران دمیده می‌شود.

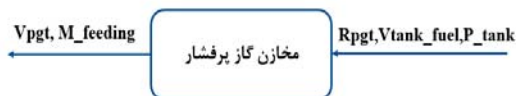
در سامانه تغذیه فشار، وظیفه تامین فشار مناسب با استفاده از گازهای پرفشار و عموماً بی‌اثر مانند هلیوم و نیتروژن انجام می‌پذیرد. چنانچه فشار ثابت مورد نیاز باشد از رگولاتور استفاده می‌گردد. این زیرسیستم شامل اتصالات و قطعات جانبی بوده ولی بیشترین جرم، مربوط به مخزن و گاز پرفشار است. مخازن به صورت کروی است و به منظور مقاومت در برابر فشار داخلی جنس مخازن از تیتانیوم می‌باشد. جرم این زیر سامانه از روابط زیر محاسبه می‌شود [۲۸].

$$M_{pgt} = 2\pi R_{pgt}^3 n_{sf} P_{max} \rho_{tit} / \sigma_{tit} \quad (۸)$$

$$M_{gas} = (V_{tank} + V_{pgt}) P_{tank} / (RT_{tank}) \quad (۹)$$

$$M_{feeding} = M_{pgt} + M_{gas} \quad (۱۰)$$

در رابطه بالا R_{pgt} شعاع مخزن، P فشار، V حجم مخزن، T دما و $M_{feeding}$ جرم زیرسیستم است. در شکل ۶ ورودی و خروجی این زیرسیستم نشان داده شده است.

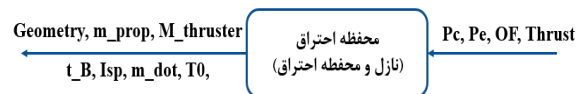


شکل ۶- ورودی و خروجی مدل زیرسیستم مخازن گاز پرفشار

زیرسیستم خنک کاری

در موتورهای سوخت مایع بطور کلی دو روش خنک کاری استفاده می‌شود. اولین روش، روش حالت پایا است. این روش شامل خنک کاری با سیکل بازیابی و خنک کاری تشعشی^{۱۳} می‌باشد. خنک کاری با سیکل بازیابی بوسیله ساختن یک جریان خنک کننده در اطراف محفظه تراست و عبور پیشران مایع (بیشتر سوخت) درون آن قبل از تزریق درون انژکتور انجام می‌شود. این تکنولوژی خنک کاری اصولاً در محفظه‌های با تراست متوسط به بالا استفاده می‌شود، و در

شکل و نازل‌های مخروطی تقسیم بندی کرد. در اغلب موتورهای سوخت مایع از نازل مخروطی استفاده می‌شود. این نوع نازل از دو مخروط به هم چسبیده تشکیل شده است. مزیت اصلی این نازل در این است که ساخت آن آسان می‌باشد و تغییر در آن و کم و زیاد کردن نسبت مساحت در آن به سادگی امکان پذیر است و نیاز به طراحی مجدد ندارد. نیم زاویه قسمت همگرای نازل بین ۲۵ تا ۴۵ درجه می‌تواند تغییر کند و نیم‌زاویه قسمت واگرای نازل نیز می‌تواند بین ۱۲ تا ۱۸ درجه باشد که میزان ۱۵ درجه برای این نوع نازل‌ها یک میزان مناسب و استاندارد می‌باشد [۲۸]. در شکل ۴ ورودی و خروجی این زیرسیستم نشان داده شده است.



شکل ۴- ورودی و خروجی مدل زیرسیستم محفظه احتراق

زیرسامانه مخزن سوخت

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 نشد در هر مخزن را مشخص می‌سازد. مخازن سوخت و اکسیدکننده به صورت کروی و یا استوانه‌ای ساخته می‌شوند [۲۸]. 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 می‌باشد. لازم به 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 نمود. در شکل ۵ ورودی و خروجی های لازم برای طراحی این زیرسیستم مشاهده می‌شود [۲۷].

$$L = \frac{4V}{\pi D^2} \quad (۶)$$

$$L = D = 2 \sqrt[3]{\frac{3V}{4\pi}} \quad (۷)$$

ضرایب فیلم در معادلات داده شده کار دشواری است چراکه، هندسه‌ی پیچیده پروفیل سرعت غیریکنواخت، زبری سطح، رفتار لایه مرزی و فرآیند احتراق در آن موثر هستند. تئوری انتقال حرارت مرسوم معمولاً در تعدادی ترم بدون بعد داده می‌شود.

$$\frac{h_g D}{k} = 0.026 \left(\frac{D \vartheta \rho}{\mu} \right)^{0.8} \left(\frac{\mu c_p}{k} \right)^{0.4} \quad (13)$$

h_g ضریب فیلم گاز، D قطر محفظه و نازل، ϑ متوسط سرعت گاز موضعی محاسبه شده، k ضریب رسانش گاز، μ لزجت مطلق گاز، c_p گرمای ویژه گاز در فشار ثابت و ρ چگالی گاز می‌باشد. در معادله‌ی بالا کمیت $\frac{h_g D}{k}$ به عنوان عدد نوسلت، و مقدار $\frac{D \vartheta \rho}{\mu}$ به عنوان عدد رینولدز و $\frac{\mu c_p}{k}$ به عنوان عدد پراتنل معروف هستند. ضریب فیلم گازی از معادله زیر قابل تعیین است.

$$h_g = \frac{0.026 \left(\frac{\vartheta \rho}{\mu} \right)^{0.8} Pr^{0.4} k}{\mu^{0.8}} \quad (14)$$

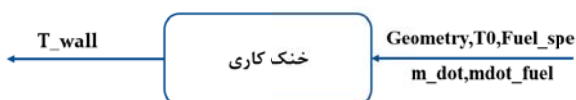
که ϑ سرعت جرمی موضعی و ثابت 0.026 بدون بعد می‌باشد [۳۰].

۱- روابط خنک کاری تشعشعی

تشعشع الکترومغناطیسی منتشر شده توسط یک گاز، مایع، یا جسم جامد به دلیل سطح بالای انرژی و دمای آن رخ می‌دهد و طول موج‌هایی از ۰.۰۰۰۱ میکرومتر تا ۱۰۰۰۰ میکرومتر را پوشش می‌دهد که شامل محدوده‌ی طول موج‌های مرئی از ۰/۷۸ تا ۰/۳۹ میکرومتر نیز می‌شود. انتقال حرارت تشعشعی در خلأ، به دلیل اینکه هیچ‌گونه جذبی توسط سیال‌های دیگر انجام نمی‌شود به‌طور مؤثری صورت می‌پذیرد. حرارت انتقال یافته توسط مکانیسم تشعشع وابسته به دمای حجم تشعش‌کننده و مشخصات سطح آن است. انرژی تشعشعی E تابع توان چهارم دمای مطلق T است.

$$E = f \varepsilon \sigma A T^4 \quad (15)$$

انرژی تشعشع شده به عنوان تابعی از ε ضریب بدون بعد برای مشخصات سطح و مواد، ثابت استفان-بولتزمن σ ($5.67 * 10^{-8} \frac{W}{m^2 \cdot K^4}$)، مساحت سطح A ، دمای مطلق T ، و ضریب شکل f که وابسته به چیدمان قطعات و شکل آنها می‌باشد، تعریف می‌شود [۳۰]. در شکل ۷ ورودی و خروجی زیرسیستم خنک کاری نشان داده شده است.



شکل ۷- ورودی و خروجی مدل زیرسیستم خنک کاری

کاربردهای با فشار محفظه بالا و نرخ انتقال حرارت بالا موثر بوده است. همچنین بیشتر انژکتورها از خنک کاری سیکل بازیابی استفاده می‌کنند. در خنک کاری تشعشعی، دیواره محفظه و یا نازل از مواد دما بالا ساخته می‌شوند. زمانی که به تعادل گرمایی می‌رسند، دیواره حرارت را به محیط اطراف یا فضا متشعشع می‌کند. خنک کاری تشعشعی بیشتر برای بخش‌های واگرایی خروجی نازل در نسبت مساحت‌های بالا استفاده می‌شود. تراسترهای کوچک نیز بطور تشعشعی خنک می‌شوند. در این پروژه از روش خنک کاری بازیابی و خنک کاری تشعشعی جهت کاهش دمای محفظه احتراق و نازل استفاده شده است [۲۹].

خنک کاری بازیابی

رابطه‌ی کلی زیر برای انتقال حرارت رسانشی به کار می‌رود.

$$\frac{Q}{A} = -k \frac{dT}{dL} = -k \frac{\Delta T}{L} \quad (11)$$

که Q حرارت انتقال یافته، A مساحت، $\frac{dT}{dL}$ گرادیان دما با توجه به ضخامت L در سطح A و k ضریب رسانش حرارتی می‌باشد. معادلات کلی انتقال حرارت دائم برای محفظه‌های تراست خنک شونده به وسیله‌ی روش بازیابی به صورت زیر نشان داده می‌شوند.

$$\begin{aligned} q &= h(T_g - T_l) = Q/A \\ &= \frac{T_g - T_l}{\left(\frac{1}{h_g} \right) + \left(\frac{t_w}{k} \right) + \left(\frac{1}{h_l} \right)} \\ &= \left(\frac{k}{t_w} \right) (T_{wg} - T_{wl}) \\ &= h_l (T_{wl} - T_l) \end{aligned} \quad (12)$$

که q حرارت انتقال یافته بر واحد سطح در واحد زمان، T_g دمای گاز داخل محفظه، T_l دمای مایع خنک‌کننده، T_{wl} دمای دیواره در طرف مایع، T_{wg} دمای دیواره در طرف گازی، h ضریب فیلم کلی، h_g ضریب فیلم گازی، h_l ضریب فیلم مایع خنک‌کننده، t_w ضخامت دیواره محفظه، و k رسانش حرارتی مواد دیواره می‌باشد. این روابط ساده فرض می‌کنند که جریان حرارت شعاعی بوده و تئوری شبه یک بعدی ساده معمولاً فرض می‌کند که رسانش حرارتی و ضرائب فیلم در مقادیر متوسط خود هستند و تابعی از دما و فشار نمی‌باشند.

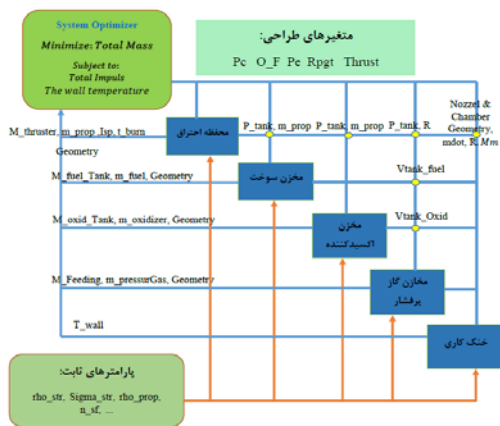
مقادیر مهم در کنترل نمودن انتقال حرارت در عرض دیواره‌ی یک محفظه‌ی احتراق، لایه‌های مرزی تولید شده در فیلم سیال توسط محصولات احتراق در طرف گازی و جریان مبرد در طرف دیگر می‌باشند. به طور اعظم ضریب فیلم گاز مقدار نرخ انتقال حرارت و فیلم مایع مقدار دمای دیواره را تعیین می‌کنند.

روندنامای طراحی بهینه در قالب روش چندموضوعی همه باهم

در بهینه سازی چندموضوعی تحت چارچوب همه باهم (AAO)، یک بهینه ساز در سطح سامانه وجود دارد. در این روش کوپل بین موضوعات از بین می رود و تمام ورودی و خروجی های موضوعات مختلف، به عنوان متغیر در بهینه ساز سطح سیستم قرار می گیرند. بر مبنای این روش، سطح سامانه با در اختیار گرفتن متغیرهای طراحی اعم از متغیر داخلی، حالت و کوپل، مسئله بهینه سازی را برای بهینه نمودن تابع هدف کلی سامانه مدیریت می کند. در این روش، بردار متغیرهای طراحی وارد شده و در پایان ارزیابی، مقدار آن به شرطی مناسب می شود که تمامی موضوعات، تمامی قیود را ارضا کنند. در غیر این صورت، متغیرهای طراحی تغییر یافته و زیرسیستمها مجدداً در صدد ارزیابی تابع هدف بر خواهند آمد.

به همین دلیل بهینه ساز سطح سامانه با توجه به متغیرهایی که در اختیار دارد، بی آنکه دید زیرسامانه ای در مسئله داشته باشد؛ مقدار خروجی سامانه را بهینه و امکان سنجی می نماید. در این روش با اینکه تعداد فراخوانی تابع هدف کمتر است، ولی همگرایی بسته به فضای مسئله و تعداد متغیرها و قیود زیاد منجر به همگرایی کند خواهد بود. ماتریس طراحی سامانه پیشرانس دومولفه ای در قالب AAO در شکل ۸ نشان داده شده است.

پاسخ نهایی استفاده می کند. تعداد کافی از نمونه ها، در روش MCS می تواند نتایج تجزیه و تحلیل را به سطح دلخواه دقت برساند. به همین دلیل در طراحی مقاوم صورت گرفته در قالب چندموضوعی همه باهم روی متغیرها و برخی از خروجی های مسئله ۱۰۰۰ عدد رندمی با توزیع نرمال و بازه تلورانس مربوط به خودشان اعمال می گردد. مقدار بازه های اعمال عدم قطعیت ناشی از خطاهای اندازه گیری و خطاهای انسانی و تاثیر عوامل محیطی انتخاب شده اند که در جدول ۳ آورده شده است.



شکل ۸- قالب روش چندموضوعی همه باهم

جدول ۳- عدم قطعیت های اعمال شده در طراحی

واحد	بازه	عدم قطعیت های 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 پرفشار
متر	۰/۰۰۰۱	شعاع گلوگاه نازل
متر	۰/۰۰۰۱	شعاع خروجی نازل
متر	۰/۰۰۰۱	طول محفظه احتراق
متر	۰/۰۰۰۱	شعاع محفظه احتراق

روندنامای طراحی بهینه مقاوم در قالب روش چندموضوعی همه باهم

در طراحی مقاوم و طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان می بایست عدم قطعیتها و نامعینی های موجود در طراحی اعمال شود. در طراحی بهینه مقاوم هدف طراحی سیستم پیشرانسی با کمترین جرم است در حالی که نسبت به تغییرات میزان انحراف معیار جرمی آن حداقل گردد ولی در طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان هدف طراحی سیستم پیشرانسی است که کمترین جرم را داشته و کمترین احتمال برای عدم ارضا قید ایجاد گردد. به همین دلیل لازم است این عدم قطعیتها توسط سیستم بهینه ساز در حین مراحل بهینه سازی وارد مسئله گردد. به گونه ای که سطح سیستم با وجود این عوامل نامعین نقطه بهینه ای بر اساس تابع هدف انتخاب نماید. در شکل ۹ نحوه اعمال عدم قطعیتها در روش طراحی بهینه مقاوم که بر روی متغیرها و پارامترها اعمال گردیده نشان داده شده است.

به منظور اعمال عدم قطعیتها در این پژوهش از روش شبیه سازی مونت کارلو^{۱۴} (MCS) به عنوان روش مبتنی بر نمونه برداری استفاده گردیده است. که در آن نمونه برداری و شبیه سازی های مکرر انجام می شود و از مقادیر پاسخ های هر تکرار جهت محاسبه آماری



شکل ۹- قالب روش چندموضوعی همه باهم تحت عدم قطعیت

روش بهینه‌سازی

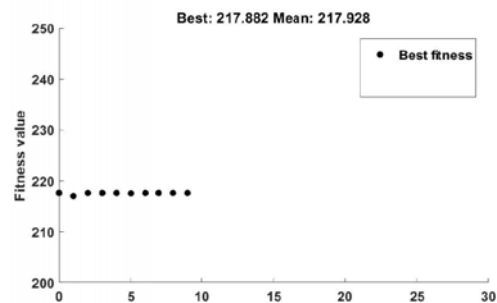
روش بهینه‌سازی ژنتیک الگوریتم^{۱۵} (GA) و برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی^{۱۶} (SQP) که جزء روش‌های بهینه‌سازی ترکیبی می‌باشد می‌تواند نقطه بهینه را در زمان بسیار کوتاه‌تر با دقت قابل قبول پیدا کند. از آنجا که روش بهینه‌سازی ژنتیک الگوریتم با توجه به ماهیت هیورستیک و تکاملی بودن قادر است جستجوی جامع و یک 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 گرادین 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 جستجوی جامع در فضای طراحی^{۱۷} و روش SQP خاصیت تداوم جستجو تا رسیدن به بهترین جواب^{۱۸} را دارد که با ترکیب این دو الگوریتم نواقص همدیگر را خنثی و راندمان رسیدن به جواب را بالا می‌برد. 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 الگوریتم ژنتیک

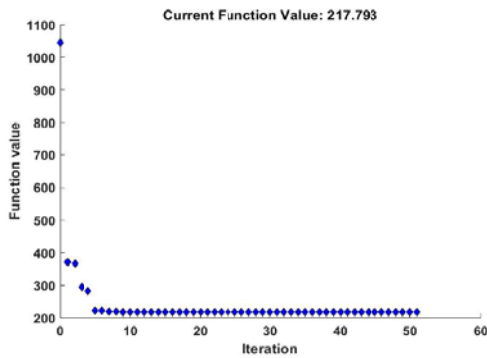
پارامتر	مقدار
تعداد جمعیت	۱۰۰
حداکثر نسل	۱۵۰
ضریب تلفیق (Cross-over)	۰/۷
ضریب جهش (Mutation)	۰/۰۵
حد تکرار نسل	۴۰

نتایج طراحی بهینه در قالب AAO

هدف از بهینه‌سازی رسیدن به کمترین جرم کل برای ضربه کل ۴۰۰۰۰ نیوتن ثانیه است. بر این اساس در طراحی بهینه تابع هدف صرفاً کاهش جرم سیستم است. همان‌گونه که گفته شد از الگوریتم GA و SQP جهت بهینه‌سازی استفاده شده است. در نمودارهای ۱۰ و ۱۱ روند بهینگی توسط این دو الگوریتم نشان داده شده است.



شکل ۱۰- روند بهینه‌سازی GA در روش طراحی بهینه



شکل ۱۱- روند بهینه‌سازی SQP در روش طراحی بهینه

نتایج بهینه‌سازی روش طراحی چندموضوعی AAO در جدول ۵ نشان داده شده است.

جدول ۵- نتایج طراحی بهینه سیستم پیشرانش دومولفه‌ای

عنوان	مقدار	واحد
جرم کل	۲۱۷.۷۹	کیلوگرم
جرم پیشران	۱۳۹.۵۸	کیلوگرم
جرم سازه	۷۸.۰۳	کیلوگرم
دمای دیواره محافظه احتراق	۱۰۰۰	درجه کلوین
ضربه کل	۴۰۰۰۰۰	نیوتن ثانیه
ضربه مخصوص	۲۹۲.۲۳	ثانیه
زمان سوزش	۱۱.۸۸۷	ثانیه
میزان تراست	۳۳۶۵۰	نیوتن
فشار محافظه احتراق	۸۸۳۹	بار
فشار خروجی	۰.۰۵۶	بار
نسبت اکسیدکننده به سوخت	۰.۷۵	-
دبی سوخت	۱۱.۷۴۲	کیلوگرم بر ثانیه
جرم سوخت	۷۹.۷۵۹	کیلوگرم
جرم اکسیدکننده	۵۹.۸۱۹	کیلوگرم
جرم تراستر	۳۲.۶۴۳	کیلوگرم
جرم مخزن سوخت	۱۳.۲۸۵	کیلوگرم
جرم مخزن اکسیدکننده	۳.۹۴۴	کیلوگرم
جرم مخزن پرفشار اکسیدکننده	۶.۸۸۶	کیلوگرم
جرم مخزن پرفشار سوخت	۳.۲۶۴	کیلوگرم
سایر جرم‌ها	۱۸.۰۰۸	کیلوگرم
شعاع مخزن پرفشار	۰.۰۵	متر
شعاع محافظه احتراق	۰.۱۱۶	متر

15. Genetic Algorithm
16. Sequential Quadratic Programming
17. Exploration
18. Exploitation

عنوان	مقدار	واحد
جرم سوخت	۷۸.۱۶۷	کیلوگرم
جرم اکسیدکننده	۶۰.۸۳۱	کیلوگرم
جرم تراستر	۳۳.۵۳۹	کیلوگرم
جرم مخزن سوخت	۱۳.۱۰۴	کیلوگرم
جرم مخزن اکسیدکننده	۳.۹۸۹	کیلوگرم
جرم مخزن پرفشار اکسیدکننده	۷.۷۵۰	کیلوگرم
جرم مخزن پرفشار سوخت	۱۱.۵۱۶	کیلوگرم
سایر جرم‌ها	۲۰.۶۵۳	کیلوگرم
شعاع مخزن پرفشار	۰.۱۷۱	متر
شعاع محفظه احتراق	۰.۱۳۲	متر
طول محفظه احتراق	۰.۲۸۳	متر
شعاع خروجی نازل	۰.۱۲۵	متر
شعاع گلوگاه	۰.۰۳۲	متر
نسبت سطح خروجی به گلوگاه	۱۴.۷۰۱	-
حجم مخزن سوخت	۰.۱۱۸	متر مکعب
حجم مخزن اکسیدکننده	۰.۰۵۶	متر مکعب

عنوان	مقدار	واحد
طول محفظه احتراق	۰.۲۴۱	متر
شعاع خروجی نازل	۰.۱۰۴	متر
شعاع گلوگاه	۰.۰۲۷	متر
نسبت سطح خروجی به گلوگاه	۱۴.۸۴۹	-
حجم مخزن سوخت	۰.۱۲۱	متر مکعب
حجم مخزن اکسیدکننده	۰.۰۵۵	متر مکعب

نتایج طراحی مقاوم

به طراحی مقاوم گفته می‌شود که در محیط عملیاتی‌اش قادر به مقابله با تغییرات (گاه‌ها غیرقابل پیش‌بینی) با حداقل آسیب، تغییر و یا از دست دادن قابلیت خود باشد. یعنی با تغییر کوچک در پارامترها مدل و فرضیات تحت تأثیر قرار نگیرد.

بر این اساس به ازای هر جمعیت از الگوریتم ژنتیک در خروجی به تعداد تکرارها مجموعه‌ای از خروجی مسئله یا همان تابع هدف حاصل می‌شود. در طراحی مقاوم هدف کمینه نمودن انحراف معیار جرمی است یعنی اینکه که به ازای عدم قطعیت‌های اعمال شده در تمام نقاط ممکن طراحی کمترین تغییرات را داشته باشد. به عبارت ساده‌تر در روش طراحی مقاوم به دنبال پاسخی از مسئله هستیم که بعد از اعمال عدم قطعیت به روش مونت کارلو و تبدیل شدن به ماتریسی از جواب‌ها آن نقطه کمترین انحراف معیار یا تغییرات را داشته باشد. نتایج حاصل از طراحی مقاوم در جدول ۶ ارائه شده‌است.

جدول ۶- نتایج طراحی مقاوم سیستم پیشران‌ش دومولفه‌ای

عنوان	مقدار	واحد
جرم کل	۲۲۹.۵۵	کیلوگرم
جرم پیشران	۱۳۹	کیلوگرم
جرم سازه	۹۰.۵۵۱	کیلوگرم
دمای دیواره محفظه احتراق	۹۹۷.۵۴	درجه کلوین
ضربه کل	۴۰۰۰۰۰۶۰۸۵	نیوتن ثانیه
ضربه مخصوص	۲۹۳.۴۵	ثانیه
زمان سوزش	۷.۸۳۴۷	ثانیه
میزان تراست	۵۱۰۵۵	نیوتن
فشار محفظه احتراق	۱۲.۱۷۷	بار
فشار خروجی	۰.۰۷۹	بار
نسبت اکسیدکننده به سوخت	۰.۷۷۸۲	-
دبی سوخت	۱۷.۷۴۱	کیلوگرم بر ثانیه

نتایج طراحی بهینه مقاوم

در طراحی بهینه مقاوم هدف طراحی سیستم پیشران‌شی با کمترین جرم است در حالی که نسبت به تغییرات میزان انحراف معیار آن حداقل گردد. با کمک تکنیک‌های بهینه‌سازی می‌توان میانگین و انحراف معیار را به‌طور همزمان بهینه نمود. بنابراین در این مسئله بعد از اعمال عدم قطعیت‌ها به روش مونت کارلو و تبدیل شدن به ماتریسی از جواب‌ها به دنبال کمینه نمودن میانگین و واریانس تابع هدف هستیم. نتایج حاصل از طراحی بهینه مقاوم در قالب چندموضوعی سیستم پیشران‌ش دومولفه‌ای در جدول ۷ ارائه شده‌است.

جدول ۷- نتایج طراحی بهینه مقاوم سیستم پیشران‌ش دومولفه‌ای

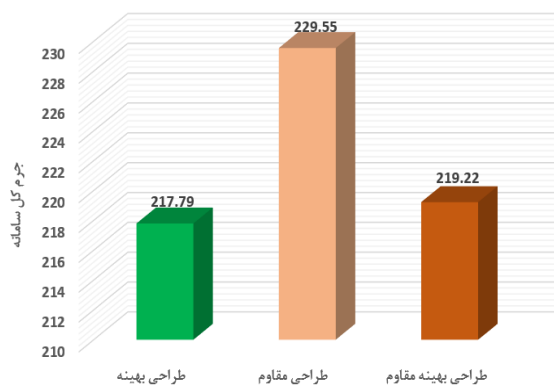
عنوان	مقدار	واحد
جرم کل	۲۱۹.۲۲	کیلوگرم
جرم پیشران	۱۴۰.۱۴	کیلوگرم
جرم سازه	۷۸.۹۹۸	کیلوگرم
دمای دیواره محفظه احتراق	۹۹۸.۶۲	درجه کلوین
ضربه کل	۳۹۹۹۷۸.۴۹۵	نیوتن ثانیه
ضربه مخصوص	۲۹۱.۰۶	ثانیه
زمان سوزش	۹.۸۰۷	ثانیه

با توجه به نتایج حاصل از طراحی مشاهده می‌گردد که روش طراحی بهینه که تابع هدف آن صرفاً کاهش جرم بود به کمترین جرم کل یعنی ۲۱۷.۷۹ کیلوگرم دست یافته است. اما با توجه به میزان انحراف معیار جرمی در صورت معشوش کردن متغیرهای ذکر شده بیشترین تغییرات را به خود می‌بیند. در واقع این نقطه در برابر عدم قطعیت‌های اعمالی مقاومت کمی دارد.

از آنجا که در تابع هدف روش طراحی بهینه مقاوم جرم کل سیستم دخیل می‌گردد جرم سیستم حاصل از این روش نسبت به روش طراحی مقاوم جرم کمتری دارد. مقایسه جرم کل سیستم در شکل ۱۲ نشان داده شده است.

با توجه به مفهوم مقاوم بودن نقطه‌ای که در حضور عدم قطعیت‌ها کمترین تغییرات را داشته باشد از مقاومت بالاتری برخوردار است. در طراحی مقاوم که تابع هدف مسئله کمینه نمودن میزان تغییرات جرمی است به نقطه‌ای با مقاومت بالا دست می‌یابیم. بر این اساس در شکل ۱۳ تأثیر میزان انحراف معیار جرمی حاصل از اعمال عدم قطعیت‌ها بر روی جرم کل به دست آمده از هر روش مقایسه شده است. میزان انحراف معیار امکان افزایش یا کاهش جرم سیستم را در حضور نامعینی‌ها نشان می‌دهد. روش طراحی بهینه با انحراف معیار جرمی ۲۵.۶۲ کیلوگرم دارای کمترین مقاومت و روش طراحی مقاوم با احتمال تغییرات جرمی ۲.۷۸۵ بیشترین مقاومت را با اعمال عدم قطعیت‌ها دارند.

در هر روش تنها قابلیت اطمینان جواب نهایی بررسی شده است. قابلیت اطمینان ذکر شده در فرایند بهینه سازی و تابع هدف دخالتی نداشته است. در حقیقت در روند طراحی قابلیت اطمینان مد نظر نبوده است و فقط صرفاً در پایان طراحی احتمال نقص قید حساب شده است. در نمودارهای ۱۴، ۱۵ و ۱۶ اثر عدم قطعیت‌ها روی قید بررسی شده است. از مقایسه نمودارها مشخص است در روش طراحی بهینه دفعات بیشتری قید نقض می‌شود یعنی دما از ۱۰۰۰ درجه بیشتر می‌شود.



شکل ۱۲ - مقایسه جرم کل حاصل از روش‌های طراحی

عنوان	مقدار	واحد
میزان تراست	۴۰۷۸۵	نیوتن
فشار محفظه احتراق	۱۱.۱۷	بار
فشار خروجی	۰.۰۷۶	بار
نسبت اکسیدکننده به سوخت	۰.۷۵۰۲	-
دبی سوخت	۱۴.۲۸۹	کیلوگرم بر ثانیه
جرم سوخت	۸۰.۰۶۷	کیلوگرم
جرم اکسیدکننده	۶۰.۰۷۱	کیلوگرم
جرم تراستر	۲۹.۸۲۵	کیلوگرم
جرم مخزن سوخت	۱۳.۳۲	کیلوگرم
جرم مخزن اکسیدکننده	۳.۹۵۶	کیلوگرم
جرم مخزن پرفشار اکسیدکننده	۴.۱۲۰	کیلوگرم
جرم مخزن پرفشار سوخت	۸.۸۳۶	کیلوگرم
سایر جرم‌ها	۱۸.۹۴۱	کیلوگرم
شعاع مخزن پرفشار	۰.۰۶۷	متر
شعاع محفظه احتراق	۰.۱۲۱	متر
طول محفظه احتراق	۰.۲۷۱	متر
شعاع خروجی نازل	۰.۱۰۹	متر
شعاع گلوگاه	۰.۰۲۹	متر
نسبت سطح خروجی به گلوگاه	۱۴.۰۹۸	-
حجم مخزن سوخت	۰.۱۲۱	مترمکعب
حجم مخزن اکسیدکننده	۰.۰۵۵	مترمکعب

مقایسه نتایج طراحی

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

جدول ۸ - مقایسه نتایج روش‌های طراحی

طراحی بهینه مقاوم	طراحی مقاوم	طراحی بهینه	
۲۱۹.۲۲	۲۲۹.۵۵	۲۱۷.۷۹	میانگین جرمی
۳.۷۳۱	۲.۷۸۵	۲۵.۶۲	انحراف معیار جرمی
۹۲.۲۳۳	۹۸.۶۲۱	۵۰.۵۳	قابلیت اطمینان

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 مقاومت و قابلیت اطمینان مطلوبی برخوردار نیست؛ به گونه‌ای که انحراف معیار جرمی آن ۱۱.۵ درصد جرم کل گردید. در حالی که در روش طراحی بهینه مقاوم انحراف معیار جرمی جواب مسئله حدود ۱.۲ درصد جرم کل شد.

- کمترین جرم در حالت طراحی بهینه با مقدار ۲۱۷.۷۹ کیلوگرم و بیشترین جرم با مقدار ۲۲۹.۵۵ کیلوگرم در حالت طراحی مقاوم اتفاق افتاد.

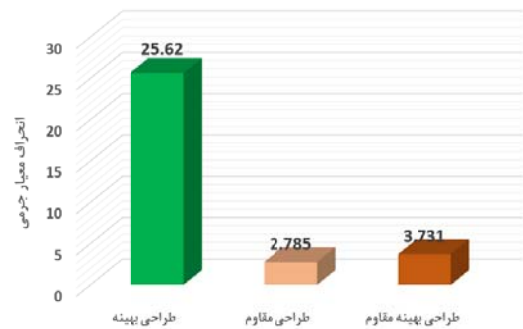
- نتایج طراحی مقاوم نشان می‌دهد که نقطه انتخابی نسبت به اعمال عدم قطعیت‌ها کمترین تغییرات را برای جرم کل به دنبال دارد. ولی چون بهینه ساز به دنبال کاهش جرم سامانه نیست لذا جرم بالاتری نسبت به روش طراحی بهینه مقاوم دارد. کمترین جرم در حالت طراحی بهینه اتفاق می‌افتد. اما با اعمال عدم قطعیت‌ها در این نقطه مشاهده می‌گردد که کمترین مقاومت را دارا می‌باشد. 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 گردد.

- می‌توان با انتخاب تابع هدفی که در بردارنده مفاهیم طراحی مقاوم و قابلیت اطمینان است سیستمی طراحی کرد که خاصیت بهینه‌گی، مقاوم بودن و قابلیت اطمینان را توأم داشته باشد.

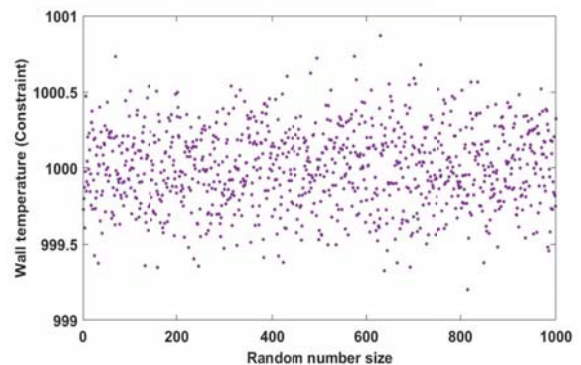
- در پایان می‌توان گفت توجه به عدم قطعیت‌ها و نامعینی‌ها و تحلیل حساسیت عوامل بحرانی در طراحی سیستم‌های پیچیده قابل توجیه و ضروری است.

مراجع

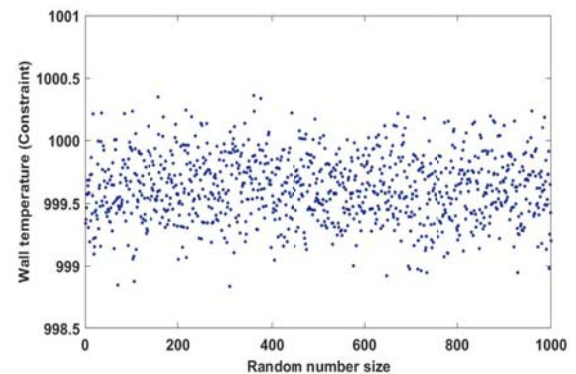
- [1] Beale, E. M., "On minimizing a convex function subject to linear inequalities," *Journal of the Royal Statistical Society. Series B (Methodological)*, Vol. 17, No. 2, 1955, pp. 173-184.
- [2] T. S. Hené, V. Dua, E. N. Pistikopoulos, "A hybrid parametric/stochastic programming approach for mixed-integer nonlinear problems under uncertainty", *Industrial & engineering chemistry research*, Vol. 41, No. 1, 2002, pp. 67-77.
- [3] L. Stougie, Design and analysis of algorithms for stochastic integer programming, Ph.D. Thesis, 1987.
- [4] F. Bastin, "Trust-region algorithms for nonlinear stochastic programming and mixed logit models,"



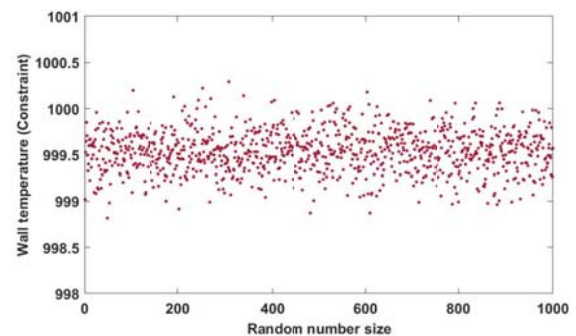
شکل ۱۳- مقایسه انحراف معیار جرمی حاصل از روش‌های طراحی



شکل ۱۴- اثر عدم قطعیت‌ها بر دمای دیواره محفظه احتراق در روش طراحی بهینه



شکل ۱۵- اثر عدم قطعیت‌ها بر دمای دیواره محفظه احتراق در روش طراحی بهینه مقاوم



شکل ۱۶- اثر عدم قطعیت‌ها بر دمای دیواره محفظه احتراق در روش طراحی مقاوم

- [16] Marvis, D. N. , Delaurentis D. A., "Uncertainty Modeling And Management In Multidisciplinary Analysis And Synthesis," Aiaa, 2000 .
- [17] Kim, Tae-Hyoung, Ichiro Maruta, and Toshiharu Sugie. "Robust PID controller tuning based on the constrained particle swarm optimization," *Automatica* , vol. 44, 2008, pp. 1104-1110.
- [18] Michael J. G. , Robust Control Systems, Wiley, 2006.
- [19] D. Schrage, T. Beltracchi, A. Dodd, L. Niedling, J. Sobieszczanski-Sobieski, "technical committee on multidisciplinary design optimization (MDO) white paper on current state of the art," *AIAA Paper MDO Technical Committee Report*, 1991 .
- [20] J. P. Giesing, J-F. M. Barthelemy, "A summary of industry MDO applications and needs," *AIAA White Paper*, 1998.
- [21] Jamali, Sajjad, Seyedhosein Poortakdoost, and Seyed javad Mousavi. "Multidisciplinary and multiobjective optimization of a flying projective using evolutionary algorithm (NSGA-II)," *Journal of Aviation*, Vol.16, No. 1, 2014, pp.17-32.(in Persian).
- [22] Brown, Nichols F., and John R. Olds. "Evaluation of multidisciplinary optimization techniques applied to a reusable launch vehicle." *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.43, No. 6, 2006, pp.1289-1300.
- [23] G. Taguchi, S. Chowdhury, S. Taguchi, "McGraw Hill Professional", *Robust engineering*: 2000.
- [24] N. P. Suh, S-H. Do, "Axiomatic design of software systems," *CIRP Annals-Manufacturing Technology*, Vol. 49, No. 1, 2000, pp. 95-100 .
- [25] G.J. Park, T.H. Lee, K. H. Lee, K.H. Hwang, "Robust design: an overview," *AIAA journal*, Vol. 44, No. 1, 2006, pp. 181-191.
- [26] W. Y. Fowlkes, C. M. Creveling, "Engineering methods for robust product design," *Addison-Wesley*, 1995.
- [27] K. dEntremont, K. Ragsdell, "Design for latitude using TOPT," *ASME Advances in Design Automation, DE*, 1988, pp. 265-272.
- [28] Adami, Amirhossein, Mahdi Mortazavi, and Mehran Nosratollahi. "Multidisciplinary design optimization of hydrogen peroxide monopropellant propulsion system using GA and SQP." *International Journal of Computer Applications*, Vol. 113, No. 9, 2015, pp. 14-21.
- [29] utton, George P., and Oscar Biblarz. Rocket propulsion elements. 7th edition, John Wiley & Sons, 2017.
- [30] Adami, Amirhossein, Mortazavi, M., Nosratollahi ., "Heat Transfer Modeling of Bipropellant Thrusters for using in Multidisciplinary Design Optimization Algorithm." *Journal of Fluid Flow*, Vol. 2, 2015.
- Doctorat en sciences économiques Université Notre Dame de Namur Belgique Union Européenne, Namur, Belgium*, Ph.D. Thesis, 2004.
- [5] J. M. Mulvey, R. J. Vanderbei, S. A. Zenios, "Robust optimization of large-scale systems," *Operations research*, Vol. 43, No. 2, 1995, pp. 264-281.
- [6] Steve, H., "Launch Vehicle and Spacecraft System Design Using the Pistonless Pump," *Space 2004 Conference and Exhibit*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Vol.7004, 2004.
- [7] Erichsen, P., "A Quick-Look Analysis Tool for the Impulse Performance of Spacecraft Propulsion Systems," *Presented at the 2nd European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS)*, Brussels, Belgium, 2007.
- [8] Juergen, M., "Thruster Options for Microspacecraft - A Review and Evaluation of Existing Hardware and Emerging Technologies," *Presented at the 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Seattle, WA, 1997.
- [9] Limbourg P., Aponte S., "An Optimization Algorithm For Imprecise Multi-Objective Problem Functions," *Evolutionary Computatio* vol. 1, 2005, pp. 459-466.
- [10] Naseh H, Alipour A. Propellant Management Device (PMD) Design Optimization of Hydrazine Fuel Tank. IQBQ. Vol.17, No. 7, 2017, pp.152-160 .(in Persian).
- [11] Fazeley, H. R., Taei, H., Naseh, H., & Mirshams, M. "A multi-objective, multidisciplinary design optimization methodology for the conceptual design of a spacecraft bi-propellant propulsion system." *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol.53, No. 1, 2016, pp.145-160.
- [12] Karimi .H, Safaei .H, Mohammadi. M, *Presented at the 14rd Joint International Conference of the Iranian Aerospace Society*, , 2014.(in Persian).
- [13] Nosratollahi, M., Adami, A. H., Multidisciplinary design optimization of a controllable reentry capsule for minimum landing velocity, in *51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 18th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference* \ 18th, 2010, pp. 3009.
- [14] DU X. and Chen, W., "Collaborative Reliability Analysis under the Framework of Multidisciplinary Systems Design," *journal of Optimization and Engineering*, Vol. 6, 2013, pp. 63-84.
- [15] Gu, X., Ranaud, J., Batill, S., Brach, R. and Budhiraja, A., "Worst casepropagated uncertainty of multidisciplinary systems in robust design optimization," *Struct Multidisciplin Optim* , Vol. 20, No. 3, 2000, pp. 190-213.