

ارزیابی سه روش طراحی بهینه، مقاوم و بهینه مقاوم چندموضوعی سامانه پیشرانش دومولفه‌ای

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

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

* تهران، کد پستی: ۱۴۶۴۴

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 پیشرانش دومولفه‌ای در حضور عدم قطعیت‌ها ارائه می‌گردد که علاوه بر کمینه نمودن جرم سیستم از مقاومت مطلوبی نسبت به عدم قطعیت‌ها برخوردار باشد. براین اساس روندنمای طراحی چندموضوعی سیستم پیشرانش دومولفه‌ای در دو حالت طراحی بهینه و طراحی مقاوم نشان داده می‌شود. سپس با اعمال عدم قطعیت‌ها، نتایج جرمی، عملکردی و هندسی سیستم پیشرانش 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 دارا می‌باشد. همچنین سعی می‌شود تفاوت مفاهیم طراحی مقاوم و طراحی بهینه مقاوم به کمک نتایج تشریح شود.

واژه‌های کلیدی: طراحی بهینه چندموضوعی، سامانه پیشرانش دومولفه‌ای، عدم قطعیت، طراحی بهینه مقاوم

n_sf	ضریب قابلیت اطمینان
O_F	نسبت اکسیدایزر به سوخت
Pc	فشار محفظه احتراق
Pe	فشار خروجی
P_tank	فشار مخزن سوخت
R_comb	شعاع محفظه احتراق
rho_str	چگالی سازه
R_pgt	شعاع مخزن گاز پرفشار
SQP	برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی
T	تراست
t_B	زمان سوزش
Tc	دمای محفظه احتراق
T_Wall	دمای دیواره محفظه احتراق
Vtank	حجم مخازن

علائم و اختصارات

AAO	همه با هم
GA	الگوریتم ژنتیک
Isp	ضربه مخصوص
L _{th}	طول محفظه احتراق
M	جرم
M_dot	دبی سوخت
M_feeding	جرم مخزن گازپرفشار
M_Nozzel	جرم نازل
Mprop	جرم سوخت
M_thruster	جرم تراستر

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. استادیار

۳. دانشجوی کارشناسی ارشد

مقدمه

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

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 محافظه 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 ضربه‌ویژه سامانه را محاسبه می‌کرد که نسبت به محاسبه 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 دومولفه‌ای با رویکرد چند هدفی پرداخته و نتایج حاصل از چارچوب چندموضوعی تک سطحی را با چارچوب چندموضوعی دوسطحی مقایسه نمودند. 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 دومولفه‌ای 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 مبنای در این مقاله سعی شده است روند طراحی بهینه چندموضوعی سیستم پیش‌ران دومولفه‌ای^۱ در حضور عدم قطعیت^۲ ارائه گردد که علاوه بر کمینه نمودن جرم سیستم از مقاومت مطلوبی برخوردار باشد. بر این اساس طراحی بخش‌های مختلف سیستم پیش‌ران دومولفه‌ای همچون محفظه احتراق و نازل، مخازن سوخت و اکسیدکننده، مخازن تغذیه فشار و زیرسیستم خنک‌کاری بیان می‌شود. روند نامی طراحی چندموضوعی سیستم پیش‌ران دومولفه‌ای 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،

1. Bi-propellant Propulsion System

2. Uncertainty-Based Multidisciplinary Design Optimization

طراحی مقاوم و طراحی بهینه مقاوم به تفکیک بیان می‌گردد. در ادامه با مقایسه نتایج سعی می‌شود تفاوت مفاهیم روش‌های طراحی تشریح شود.

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^۱ 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^۲ (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 قراردارد. 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 پيشرانش دومولفه‌ای 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 می‌شود. طراحی مقاوم^۳ 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 به‌سرعت در سایر زمینه‌های مختلف طراحی گسترش یافت. تاگوچی^۴ 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 تیرانس در مرحله ساخت و مونتاژ را داشته باشند طراحی مقاوم می‌نامد؛ به‌عبارت‌دیگر در طراحی غیر حساس 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 به‌صورت فرمول‌های زیر تعریف می‌شوند.

$$\text{Find } b \in R^n$$

$$\text{To minimize } F(b, p, z) \quad (1)$$

$$\text{Subject to } G_j(b, p, z) \leq 0, \quad j = 1, \dots$$

$$b_L \leq b \leq b_U$$

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. دُنظریه‌های 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

1. Multidisciplinary Design Optimization
2. All-At-Once
3. Robust Design

4. Taguchi

تعریف مسئله

سامانه پيشرانش دو مولفه‌ای شامل زیرسامانه‌های مختلفی است که در طراحی بهینه آن متغیرها و پارامترهای زیادی دخیل می‌باشند. سامانه پيشرانش 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 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 پيشرانشی است که ضربه کل ۴۰۰۰۰۰ (چهارصد هزار) نیوتن ثانیه را با سوخت مایع منومتیل-هیدرازین^۱ و اکسیدکننده دی‌نیتروژن تترا اکسید^۲ و روش خنک‌کاری بازیابی^۳ برای رسیدن به کمترین جرم مشخص نماید. صورت مسئله بهینه‌سازی در معادله ۲ بیان شده است.

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

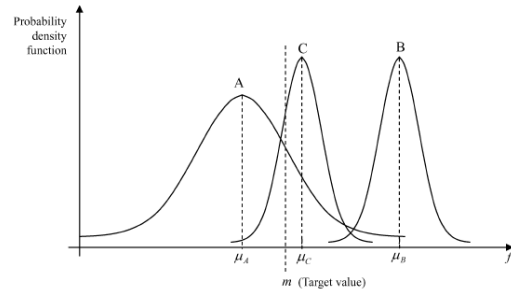
پارامترهای ثابت طراحی در جدول ۱ و بازه متغیرهای بهینه‌سازی که شامل فشار داخل محفظه، نسبت اکسیدکننده به سوخت، فشار خروجی، شعاع مخزن گاز پرفشار و تراست است، در جدول ۲ آورده شده است. در ادامه به مدل‌سازی این سامانه پيشرانش پرداخته شده است.

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
کلوین	۲۹۸	دمای تانک (مخزن)
کلوین	۲۹۸	دمای تانک گاز پرفشار (فشارنده)
کیلوگرم بر مترمکعب	۸۷۴	چگالی سوخت (مونو متیل هیدرازین)
کیلوگرم بر مترمکعب	۱۴۳۱	چگالی اکسیدکننده (نیتروژن تترا اکسید)

1. Monomethylhydrazine (CH₃NH₂)
2. Dinitrogen tetroxide (N₂O₄)
3. Regenerative Cooling

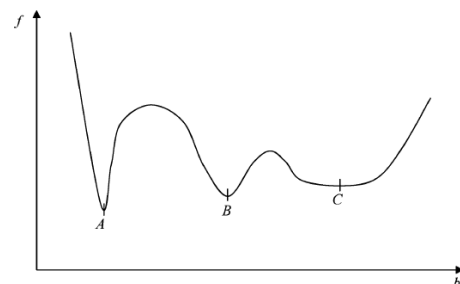
حداقل تغییرات در کل مقدار تابع هدف را نشان می‌دهد. از نظر روش تاگوچی، طرح C بهتر از سه طرح دیگر است. با توجه به اینکه در روش تاگوچی عوامل نویز به صورت مستقیم در طراحی وارد نمی‌شود روش‌های مختلفی با استفاده از تعریف توابع روش تاگوچی را توسعه داده‌اند.



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 به راحتی 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 به شدت تغییر می‌کند؛ اما نقاط B و C نقاط مینیمی هستند که نسبت به تغییرات متغیرهای طراحی غیر حساس هستند.



شکل ۲- مقاومت تابع هدف

زیرسامانه محفظه احتراق

فرایند احتراق، یکی از مهم‌ترین الزامات در تعیین کارایی سیستم پیشرانش دومولفه‌ای 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 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 نمود.

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 (۳) تخمین زده می‌شود.

$$V_i \quad (3)$$

\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 نمود [۲۸].

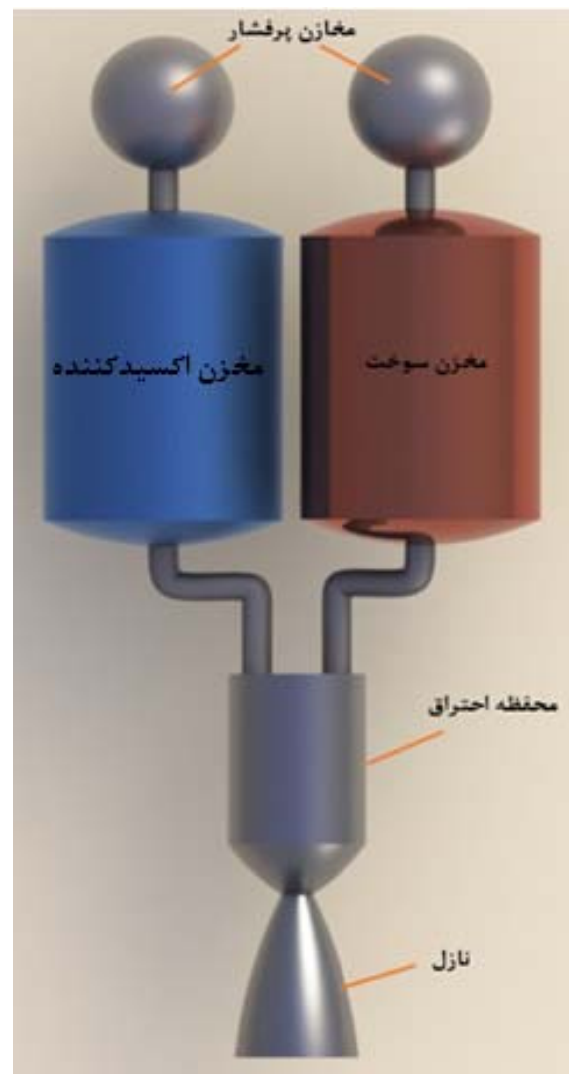
$$L \quad (4)$$

$$V \quad (5)$$

پارامتر ثابت	مقدار/ جنس	واحد
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 برای هر دو روش طراحی

واحد	بازه	
بار	۱ تا ۲۰	فشار محفظه احتراق
متر	۰/۵ تا ۲	شعاع مخزن گاز پرفشار
بار	۰.۰۰۵ تا ۰.۲	فشار خروجی
نیوتن	۱ تا ۸۰۰۰	تراست
-	۰.۷۵ تا ۵	نسبت اکسیدکننده به سوخت



شکل ۳- نمایی از بخش‌های مختلف سامانه پیشرانش دومولفه‌ای

$$(۶) \quad R$$

$$(۷) \quad L$$

$$(۸) \quad L$$



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].

$$(۹) \quad M$$

$$(۱۰) \quad M$$

$$(۱۱) \quad M$$

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.

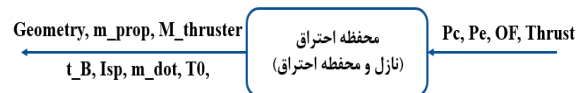


شکل ۶- ورودی و خروجی مدل زیرسیستم مخازن گاز پرفشار

زیرسیستم خنک‌کاری

در موتورهای سوخت مایع بطور کلی دو روش خنک‌کاری استفاده می‌شود. اولین روش، روش حالت پایا است. این روش شامل خنک-

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

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. تعیین ضرائب 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.

$$\frac{h}{k} \quad (۱۴)$$

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 $\frac{D \theta \rho}{\mu}$ به عنوان عدد رینولدز و $\frac{\mu c_p}{k}$ به عنوان عدد پرانتل معروف هستند. ضریب فیلم گازی از معادله زیر قابل تعیین است.

$$h \quad (۱۵)$$

که $\theta \rho$ سرعت جرمی موضعی و ثابت 0.026 بدون بعد می‌باشند [۳۰].

۲- روابط خنک کاری تشعشی

تشعش 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 تشعشی در خلأ، به دلیل اینکه هیچ‌گونه جذبی توسط سیال‌های دیگر انجام نمی‌شود به طور موثری صورت می‌پذیرد. حرارت انتقال یافته توسط مکانیسم تشعش وابسته به دمای حجم تشعش‌کننده و مشخصات سطح آن است. انرژی تشعشی E تابع توان چهارم دمای مطلق T است.

$$E \quad (۱۶)$$

انرژی تشعش شده به عنوان تابعی از ε ضریب بدون بعد برای مشخصات سطح و مواد، ثابت استفان-بولتزمن σ (* 5.67

کاری با سیکل بازیابی و خنک کاری تشعشی^۱ می‌باشد. خنک کاری با سیکل بازیابی بوسیله ساختن یک جریان خنک‌کننده 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 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 تشعشی، 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 متشعش می‌کند. خنک کاری تشعشی بیشتر برای بخش‌های واگرایی خروجی نازل در نسبت مساحت‌های بالا استفاده می‌شود. تراسترهای کوچک نیز بطور تشعشی خنک می‌شوند. در این پروژه از روش خنک کاری بازیابی و خنک کاری تشعشی جهت کاهش دمای محفظه احتراق و نازل استفاده شده است [۲۹].

۱- خنک کاری بازیابی

رابطه‌ی کلی زیر برای انتقال حرارت رسانشی به کار می‌رود.

$$\frac{Q}{A} \quad (۱۲)$$

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.

$$q = \quad (۱۳)$$

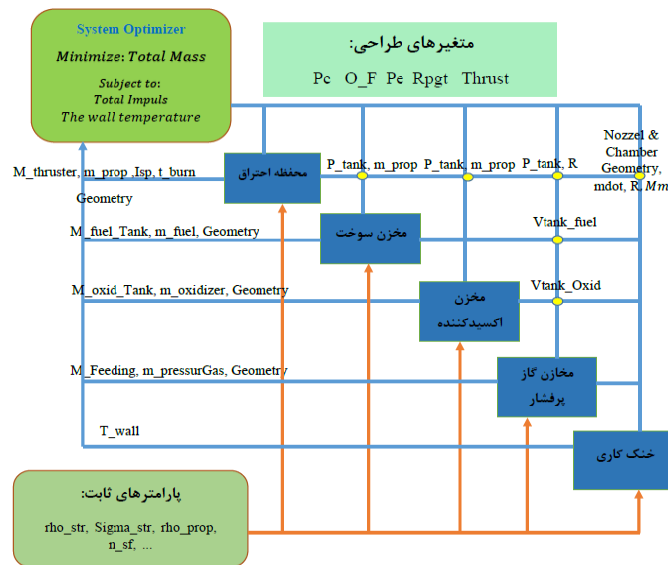
که q حرارت انتقال یافته بر واحد سطح در واحد زمان، T_g دمای گاز داخل محفظه، T_l دمای مایع خنک‌کننده، T_{wl} دمای دیواره در طرف مایع، T_{wg} دمای دیواره در طرف گازی، h ضریب فیلم کلی، h_g ضریب فیلم گازی، h_l ضریب فیلم مایع خنک‌کننده، t_w ضخامت دیواره محفظه، و k رسانش حرارتی مواد دیواره می‌باشد.

این روابط ساده فرض می‌کنند که جریان حرارت شعاعی بوده و تئوری شبه یک بعدی ساده معمولاً فرض می‌کند که رسانش حرارتی

¹ Radiation Cooling

اعم از متغیر داخلی، حالت و کوپل، مسئله بهینه‌سازی را برای بهینه نمودن تابع هدف کلی سامانه مدیریت می‌کند. در این روش، بردار متغیرهای طراحی وارد شده و در پایان ارزیابی، مقدار آن به شرطی مناسب می‌شود که تمامی موضوعات، تمامی قیود را ارضا کنند. در غیر این صورت، متغیرهای طراحی تغییر یافته و زیرسیستم‌ها مجدداً درصد ارزیابی تابع هدف بر خواهند آمد.

به همین دلیل بهینه ساز سطح سامانه با توجه به متغیرهایی که در اختیار دارد، بی آنکه دید زیرسامانه‌ای در مسئله داشته باشد؛ مقدار خروجی سامانه را بهینه و امکان سنجی می‌نماید. 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 پیش‌رانش دومولفه‌ای در قالب AAO در شکل ۸ نشان داده شده است.



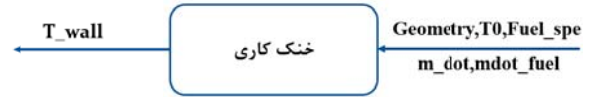
شکل ۸- قالب روش چندموضوعی همه باهم

احتمال برای عدم ارضا قید ایجاد گردد. به همین دلیل لازم است این عدم قطعیت‌ها توسط سیستم بهینه‌ساز در حین مراحل بهینه‌سازی وارد مسئله گردد. به گونه‌ای که سطح سیستم با وجود این عوامل نامعین نقطه بهینه‌ای 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 شبیه‌سازی مونت‌کارلو^۱ (MCS) به‌عنوان روش مبتنی بر نمونه‌برداری

1 Monte Carlo Simulation

f شکل $10^{-8} \left(\frac{W}{m^2 - K^4} \right)$ ، 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 خنک‌کاری نشان داده شده است.



شکل ۷- ورودی و خروجی مدل زیرسیستم خنک‌کاری

روندنامای طراحی بهینه در قالب 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، به‌عنوان متغیر در بهینه‌ساز سطح سیستم قرار می‌گیرند. بر مبنای این روش، سطح سامانه با در اختیار گرفتن متغیرهای طراحی

روندنامای طراحی بهینه مقاوم در قالب روش

چندموضوعی همه باهم

در طراحی مقاوم و طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان می‌بایست عدم قطعیت‌ها و نامعینی‌های موجود در طراحی اعمال شود. در طراحی بهینه مقاوم هدف طراحی سیستم پیش‌رانشی 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 پیش‌رانشی است که کمترین جرم را داشته و کمترین

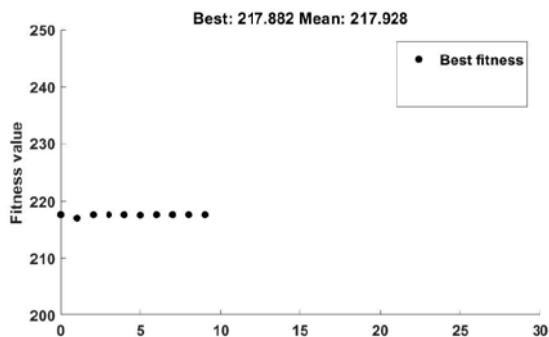
تواند نقطه بهینه را در زمان بسیار کوتاهتر با دقت قابل قبول پیدا کند. از آنجا که روش بهینه‌سازی ژنتیک الگوریتم با توجه به ماهیت هیورستیک و تکاملی بودن قادر است جستجوی جامع و یک پارچه- ای را بر فضای جواب‌های مسئله داشته باشد، بنابراین با رسیدن به اولین مقادیر بهینه‌های محلی الگوریتم متوقف نخواهد شد؛ از طرف دیگر روش SQP یک روش گرادیان 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^۳ و روش SQP خاصیت تداوم جستجو تا رسیدن به بهترین جواب^۴ 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

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

نتایج طراحی بهینه در قالب AAO

هدف از بهینه‌سازی رسیدن به کمترین جرم کل برای ضربه کل ۴۰۰۰۰۰ 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 زیر روند بهینگی توسط این دو الگوریتم نشان داده شده است.

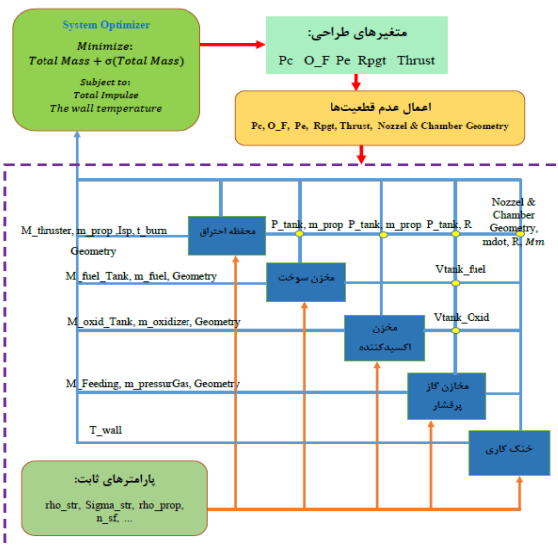


شکل ۱۰- روند بهینه‌سازی GA در روش طراحی بهینه

استفاده گردیده است. که در آن نمونه‌برداری و شبیه‌سازی‌های مکرر انجام می‌شود و از مقادیر پاسخ‌های هر تکرار جهت محاسبه آماری پاسخ نهایی استفاده می‌کند. تعداد کافی از نمونه‌ها، در روش MCS می‌تواند نتایج تجزیه‌وتحلیل را به سطح دلخواه دقت برساند. به همین دلیل در طراحی مقاوم صورت گرفته در قالب چندموضوعی همه‌بهم روی متغیرها و برخی از خروجی‌های مسئله ۱۰۰۰ عدد رندمی با توزیع نرمال و بازه تولرانس مربوط به خودشان اعمال می‌گردد. مقدار بازه‌های اعمال عدم قطعیت ناشی از خطاهای اندازه‌گیری و خطاهای انسانی و تاثیر 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 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



شکل ۹- قالب روش چندموضوعی همه باهم تحت عدم قطعیت

روش بهینه‌سازی

روش بهینه‌سازی ژنتیک الگوریتم^۱ (GA) و برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی^۲ (SQP) که جزء روش‌های بهینه‌سازی ترکیبی می‌باشد می-

2 Sequential Quadratic Programming
3 Exploration
4 Exploitation

1 Genetic Algorithm

عنوان	مقدار	واحد
شعاع محفظه احتراق	۰.۱۱۶	متر
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	مترمکعب
حجم مخزن اکسیدکننده	۰.۰۵۵	مترمکعب

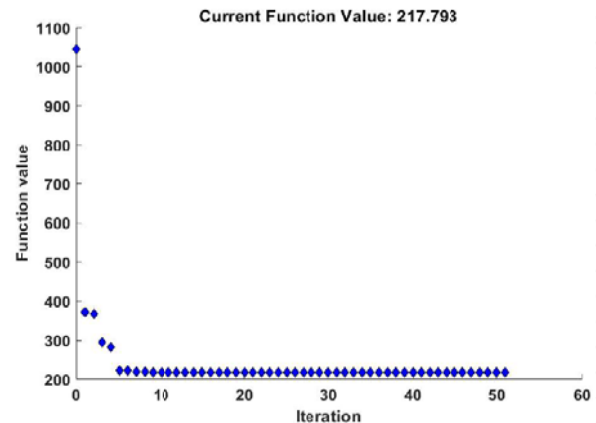
نتایج طراحی مقاوم

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	-



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 محفظه احتراق	۱۰۰۰	درجه کلوین
ضربه کل	۴۰۰۰۰۰	نیوتن ثانیه
ضربه مخصوص	۲۹۲.۲۳	ثانیه
زمان سوزش	۱۱.۸۸۷	ثانیه
میزان تراست	۳۳۶۵۰	نیوتن
فشار محفظه احتراق	۸.۸۳۹	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

واحد	مقدار	عنوان
نیوتن	۴۰۷۸۵	میزان تراست
بار	۱۱.۱۷	فشار محفظه احتراق
بار	۰.۰۷۶	فشار خروجی
-	۰.۷۵۰۲	نسبت اکسیدکننده به سوخت
کیلوگرم بر ثانیه	۱۴.۲۸۹	دبی سوخت
کیلوگرم	۸۰.۰۶۷	جرم سوخت
کیلوگرم	۶۰.۰۷۱	جرم اکسیدکننده
کیلوگرم	۲۹.۸۲۵	جرم تراستر
کیلوگرم	۱۳.۳۲	جرم مخزن سوخت
کیلوگرم	۳.۹۵۶	جرم مخزن اکسیدکننده
کیلوگرم	۴.۱۲۰	جرم مخزن پرفشار اکسیدکننده
کیلوگرم	۸.۸۳۶	جرم مخزن پرفشار سوخت
کیلوگرم	۱۸.۹۴۱	سایر جرم‌ها
متر	۰.۰۶۷	شعاع مخزن پرفشار
متر	۰.۱۲۱	شعاع محفظه احتراق
متر	۰.۲۷۱	طول محفظه احتراق
متر	۰.۱۰۹	شعاع خروجی نازل
متر	۰.۰۲۹	شعاع گلوگاه
-	۱۴.۷۰۱	نسبت سطح خروجی به گلوگاه
متر مکعب	۰.۱۱۸	حجم مخزن سوخت
مترمکعب	۰.۰۵۶	حجم مخزن اکسیدکننده

واحد	مقدار	عنوان
کیلوگرم بر ثانیه	۱۷.۷۴۱	دبی سوخت
کیلوگرم	۷۸.۱۶۷	جرم سوخت
کیلوگرم	۶۰.۸۳۱	جرم اکسیدکننده
کیلوگرم	۳۳.۵۳۹	جرم تراستر
کیلوگرم	۱۳.۱۰۴	جرم مخزن سوخت
کیلوگرم	۳.۹۸۹	جرم مخزن اکسیدکننده
کیلوگرم	۷.۷۵۰	جرم مخزن پرفشار اکسیدکننده
کیلوگرم	۱۱.۵۱۶	جرم مخزن پرفشار سوخت
کیلوگرم	۲۰.۶۵۳	سایر جرم‌ها
متر	۰.۱۷۱	شعاع مخزن پرفشار
متر	۰.۱۳۲	شعاع محفظه احتراق
متر	۰.۲۸۳	طول محفظه احتراق
متر	۰.۱۲۵	شعاع خروجی نازل
متر	۰.۰۳۲	شعاع گلوگاه
-	۱۴.۷۰۱	نسبت سطح خروجی به گلوگاه
متر مکعب	۰.۱۱۸	حجم مخزن سوخت
مترمکعب	۰.۰۵۶	حجم مخزن اکسیدکننده

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

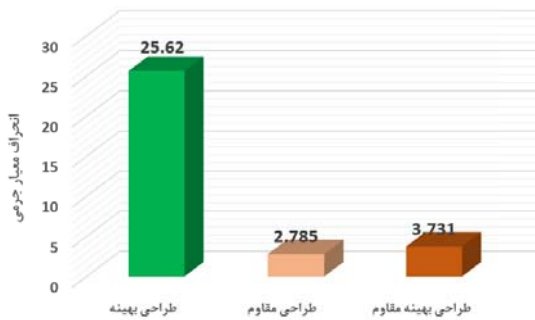
واحد	مقدار	عنوان
کیلوگرم	۲۱۹.۲۲	جرم کل
کیلوگرم	۱۴۰.۱۴	جرم پیشران
کیلوگرم	۷۸.۹۹۸	جرم سازه
درجه کلونین	۹۹۸.۶۲	دمای دیواره محفظه احتراق
نیوتن ثانیه	۳۹۹۹۷۸.۴۹۵	ضربه کل
ثانیه	۳۹۱.۰۶	ضربه مخصوص
ثانیه	۹.۸۰۷	زمان سوزش

مقایسه نتایج طراحی

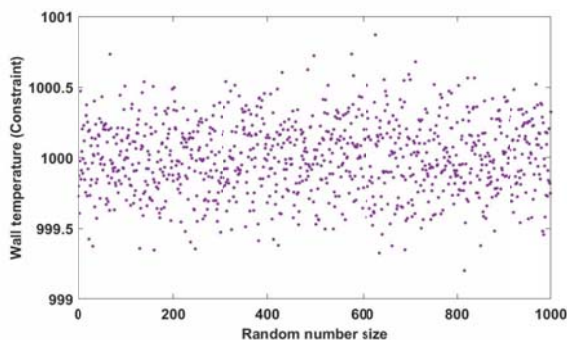
همانگونه که در متن اشاره شد در طراحی تحت عدم قطعیت در فرایند بهینه‌سازی چندین پارامتر و متغیر طراحی مغشوش می‌شوند. بر این اساس به ازای تعداد تکرار عدم قطعیت‌های اعمال شده تابع هدف مسئله به صورت ماتریسی هم مرتبه تعداد تکرارها ایجاد می‌گردد. میانگین و انحراف معیار ماتریس نتایج، در بررسی مقاومت استفاده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

جدول ۸- مقایسه نتایج روش‌های طراحی

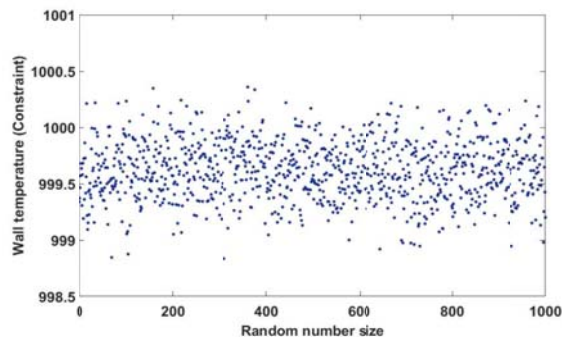
طراحی مقاوم	طراحی مقاوم	طراحی بهینه	
۲۱۹.۲۲	۲۲۹.۵۵	۲۱۷.۷۹	میانگین جرمی
۳.۷۳۱	۲.۷۸۵	۲۵.۶۲	انحراف معیار جرمی
۹۲.۲۳۳	۹۸.۶۲۱	۵۰.۵۳	قابلیت اطمینان



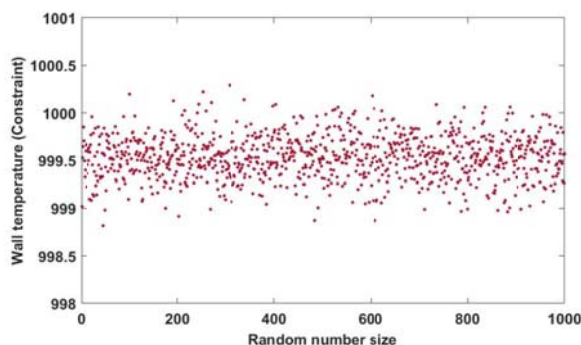
شکل ۱۳- مقایسه انحراف معیار جرمی حاصل از روش‌های طراحی



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



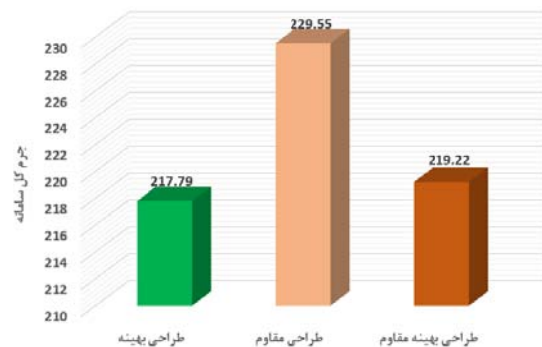
شکل ۱۶- اثر عدم قطعیت‌ها بر دمای دیواره محفظه احتراق در روش طراحی مقاوم

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 نمودن 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 تاثیر 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 نمودن نمودارها مشخص است در روش طراحی بهینه دفعات بیشتری قید نقص می‌شود یعنی دما از ۱۰۰۰ درجه بیشتر می‌شود.



شکل ۱۲- مقایسه جرم کل حاصل از روش‌های طراحی

- [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* 12th, 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.
- [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. Sobieszcanski-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 multuobjective

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] E. M. Beale, "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," *Doctorat en sciences économiques Université Notre Dame de Namur Belgique Union Européenne, Namur, Belgium*, Ph.D. Thesis, 2004.

- [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] Sutton, 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.
- 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.