

مقایسه چارچوب‌های بهینه‌سازی چندموضوعی در طراحی حامل فضایی

حسن ناصح

استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، hnaseh@ari.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۴/۰۵

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۸/۰۱

چکیده

در این مقاله، ضمن معرفی چارچوب‌های جدید طراحی بهینه چندموضوعی حامل‌های فضایی، کارآیی چارچوب‌های بهینه چندموضوعی نیز بررسی شده است. طی سالیان اخیر، دو چارچوب اصلی طراحی بهینه چندموضوعی به کار رفته در طراحی حامل‌های فضایی، طراحی بهینه چندموضوعی و طراحی همزمان جامع بوده است. مورد نخست براساس روش‌های بهینه‌سازی در قالب روش‌های بهینه‌سازی چندموضوعی، امکان طراحی چندموضوعی توسعه یافته و مورد دوم با بهره‌گیری از منطق فازی و تبدیل مسئله بهینه‌سازی چندهدفی مقید به بهینه‌سازی تک‌هدفی نامقید توسعه یافته است. در این مقاله دو چارچوب مورد اشاره برای طراحی بهینه چندموضوعی حامل‌های فضایی پیاده‌سازی شده است. برای ارزیابی کارآیی چارچوب‌های طراحی از منظر زمان اجرا و دقت نتایج، از نتایج حاصل از پیاده‌سازی دو چارچوب برای یک حامل فضایی موجود استفاده شده است. نتایج حاکی از دقت بالاتر چارچوب طراحی بهینه چندموضوعی و زمان اجرای کمتر چارچوب طراحی همزمان جامع است. گفتنی است چارچوب طراحی بهینه چندموضوعی در مجامع علمی توسعه چشمگیری یافته است، این در حالی است که طراحی همزمان جامع در ابتدای راه توسعه بهینه‌سازی چندموضوعی قرار دارد.

واژگان کلیدی

طراحی بهینه، طراحی چندموضوعی^۱، حامل فضایی، طراحی بهینه چندموضوعی^۲، طراحی همزمان جامع^۳

۱. مقدمه

در کمیته منجر به تعریف شرح وظایف برای مسئولان هر موضوع می‌شود. وظایف محوله تا جلسه کمیته سیستمی بعدی انجام و نتایج آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. گاهی این نتایج موجب رضایت مسئولان دیگر موضوعات نمی‌شود و این روند تا رسیدن

رویکرد سنتی در طراحی حامل‌های فضایی و دیگر سامانه‌های فضایی بدین صورت است که بررسی موضوعات مختلف طراحی در قالب کمیته‌های سیستمی به صورت هفتگی صورت می‌پذیرد. در این حالت، پیشنهادات با در نظر گرفتن تغییر موضوعات گوناگون

به نتایج مطلوب تکرار می‌گردد. توسعه رویکردهای سنتی در طراحی موضوع حامل‌های فضایی توسط میرشمس و همکاران توسعه یافته است [۱-۳]. نخستین بررسی‌ها در حوزه رویکردهای جدید (بهینه‌سازی چندموضوعی) توسط سویسکی (۱۹۸۲) و هفتکا (۱۹۸۵) انجام شده است [۴-۵]. در مآخذ [۶] تا [۱۰] نیز مسائل بهینه‌سازی مشارکتی، سایزینگ حامل فضایی و مسائل بهینه‌سازی چندموضوعی تک‌هدفی و چندهدفی به‌طور خاص روی حامل فضایی سوخت جامد و مایع به روش‌های تک‌سطحی و دوسطحی اجرا و نتایج آن مقایسه شده است. در مراجع [۱۱] تا [۱۴] ایرادهایی پیرامون بهینه‌سازی چندموضوعی وارد شده است که از آن جمله می‌توان به عدم قطعیت همگرایی روش برای یک مسئله خاص و عدم کارایی آن برای تمام مسائل بهینه‌سازی اشاره کرد. تمامی مشکلات مذکور در مراجع فوق برای بهینه‌سازی تک‌هدفی است و برای بهینه‌سازی چندهدفی دوچندان خواهند شد. برای این منظور در توسعه روش‌های بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی از مکترونیک کلامی الهام گرفته شده است [۱۵-۱۶]. گلوگاه روش فوق تعداد زیاد توابع قید و هدف موضوعات طراحی‌اند که باید به‌صورت همزمان با تعداد قابل توجهی متغیر طراحی در تعامل باشند. در این راستا، مکترونیک کلامی با بهره‌گیری از منطق فازی و استفاده از یک مدل سیستمی مکترونیک جامع تعاملات را عملیاتی می‌سازد [۱۷-۲۶]. روش‌های طراحی تهاجمی^۴ یا محافظه‌کارانه^۵ براساس میزان رضایت از طرح در طراحی اطلاق می‌شوند [۲۷]، که به‌ترتیب در طراحی وقتی اتفاق می‌افتند که پارامترهای کارایی به‌گونه‌ای انتخاب شوند که مقادیر پارامترهای طراحی در محدوده کران بالا و پایین قیود طراحی یا در بازه‌های میانی قیود قرار گیرند. لذا در نهایت چارچوب بهینه‌سازی طراحی برای رفع نواقص مراجع فوق ارائه شده است که دارای ویژگی‌های ذیل است:

۱. تقسیم نسبت‌های طراحی به دو بخش ذاتاً متفاوت که توابع بایستگی و ایده‌آل‌های طراحی نامیده می‌شود
۲. تجمع رضایت‌ها با به‌کارگیری منطق فازی پارامتریک چنانچه وضعیت‌های طراح می‌تواند براساس معیار کارایی تنظیم شود

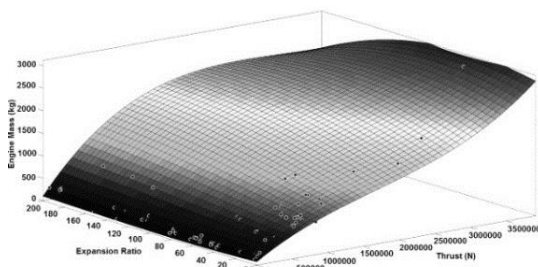
بنابراین در مراجع [۲۸] تا [۳۲]، جزئیات چارچوب و نحوه صحه‌گذاری بر آن ارائه شده است. در مراجع [۳۳] و [۳۴]، میرشمس و همکاران چارچوب طراحی همزمان جامع برای

طراحی بهینه چندموضوعی حامل‌های فضایی را توسعه داده‌اند. در این روش با حذف قیود طراحی و بیان موضوعات طراحی در قالب قوانین فازی، سرعت در همگرایی مسائل نسبت به روش‌های طراحی بهینه چندموضوعی افزایش یافته است. به‌عبارت دیگر افزایش زمان همگرایی در روش‌های مرسوم طراحی بهینه چندموضوعی، چک‌نمودن نقض قیود طراحی در حلقه‌های تکرار می‌باشد، که در این روش از آن اجتناب می‌شود.

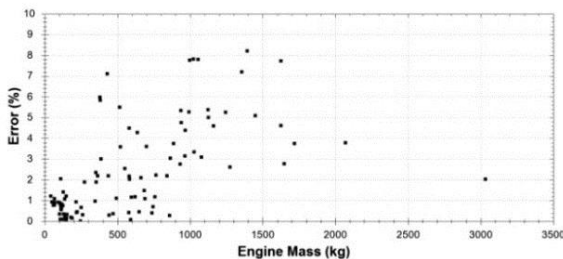
چارچوب طراحی بهینه چندموضوعی سابقه و رواج بسیاری در بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی نسبت به چارچوب طراحی چندموضوعی دارد؛ از منظر رواج این روش در میان طراحان، می‌توان به برگزاری همایش‌های تخصصی در این حوزه اشاره کرد. غالباً طراحان در طراحی بهینه چندموضوعی سامانه‌ها از این روش استفاده می‌کنند. دلیل این امر قابلیت مدلسازی کل سامانه‌های فضایی در چارچوب‌های مرسوم طراحی بهینه چندموضوعی است. به‌عبارتی، ساختار طراحی بهینه چندموضوعی به‌گونه‌ای است که به طراحان اجازه می‌دهد سامانه پیچیده‌ای را به‌راحتی در چارچوب‌های مناسب موضوع مدل کند. این در حالی است که چارچوب‌های طراحی بهینه چندموضوعی در مسائل چندهدفی مشکلات همگرایی دارند. بنابراین از این منظر در چارچوب طراحی همزمان جامع، در صورتی که طراح نسبت به موضوعات مهارت کافی داشته باشد و معیار مناسبی (روش‌های طراحی براساس مدل‌های تحلیلی) برای صحه‌گذاری بر قوانین وجود داشته باشد، علاوه بر برطرف شدن مشکلات همگرایی، به‌راحتی مسائل چندهدفی مقید با بهره‌گیری از منطق فازی به مسائل بهینه‌سازی تک‌هدفی نامقید تبدیل می‌شوند. این در حالی است که چارچوب‌های طراحی همزمان جامع با افزایش تعداد موضوعات طراحی، تدوین قوانین فازی برای تعداد متغیرهای طراحی چندان کار ساده‌ای نیست. راه‌کاری که برای رفع این عدم انطباق در منطق فازی وجود دارد، یادگیری و هوشمندسازی منطق فازی است که معمولاً از روش سیستم استنتاج فازی - عصبی تطبیقی^۶ استفاده می‌شود. به هر حال، توسعه رویکردهای جدید بیان‌شده در مراکز طراحی، سبب حذف بسیاری از نشست‌ها در کمیته‌های سیستمی به‌منظور بررسی موضوعات مختلف شده است و پرداختن به توسعه آنها بسیار ضروری و حائز اهمیت است. بنابراین در این مقاله، کارایی دو رویکرد طراحی بهینه چندموضوعی و طراحی همزمان جامع بررسی شده است.

استخراج شده‌اند. ورودی مدل‌های تحلیلی نیز داده‌های آماری می‌باشند. سه متغیر طراحی مستقل مرتبط با دو تابع هدف وزن و کارایی در موتور عبارت‌اند از: نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت، فشار محفظه احتراق موتور و فشار محیط عملکردی.

متغیرهای طراحی موضوع سازه نیز عبارت‌اند از بار بحرانی وارده به سازه، قطر، طول و ابعاد مخازن، نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت، ضخامت پوسته مخازن و ابعاد استرینگر و رینگ. مدل تخمین آماری جرم موتور در شکل ۱ و خطای این مدل در شکل ۲ نمایش داده شده است.



شکل ۱. مدل تخمین جرم موتور به صورت آماری [۳۳]



شکل ۲. خطای مدل آماری [۳۳]

در شکل‌های ۳ تا ۷ نیز تغییرات سه‌بعدی، که به صورت دوبعدی ترسیم شده، به ترتیب ضربه ویژه، انبساط سطحی نازل موتور، سرعت مشخصه نسبت به پارامترهای طراحی موتور و سازه نمایش داده شده است.

۳. روش تحلیل همزمان جامع

در شکل ۸، روندنمای چارچوب طراحی همزمان جامع نمایش داده شده است. این روندنما دارای سه فاز اصلی است: فاز اولیه، ثانویه و معیار کارایی. در ادامه هر یک از این فازها تشریح می‌شود. فاز اولیه روش طراحی تحلیل همزمان جامع بر سه موضوع متمرکز می‌شود: موضوعات و توابع هدف مسئله طراحی چندموضوعی، توابع تعلق در نظر گرفته شده برای متغیرهای طراحی، ترکیب توابع

۲. موضوعات طراحی در حامل فضایی

در طراحی حامل‌های فضایی توابع هدف گوناگونی مد نظر طراحان قرار می‌گیرند که از آن جمله می‌توان به کمینه‌نمودن وزن و هزینه و بیشینه‌نمودن قابلیت اطمینان، کارایی، دقت تزریق و جز این‌ها اشاره کرد. برخی از توابع هدف تحت تأثیر بردار متغیرهای طراحی رفتاری متناقض دارند؛ بدین معنا که با افزایش قابلیت اطمینان حامل فضایی ممکن است کارایی آن کاهش یابد. بنابراین در انتخاب متغیرهای طراحی و موضوعات طراحی باید به نکات زیر توجه کرد.

موضوعات طراحی در سامانه حامل فضایی با توجه به استانداردها می‌توانند براساس وجود فیزیکی یا وظایف عملکردی تعریف شوند. به عبارت دیگر، موضوع طراحی باید در درخت محصول^۷ و یا در درخت عملکرد^۸ قرار گیرد. مثلاً موضوع ائرودینامیک به زیرسامانه خاصی اطلاق نمی‌شود و تنها معرف مجموعه شمایل فیزیکی حامل فضایی (فیرینگ، بالک‌های ائرودینامیکی، قطر بدنه و جز این‌ها) می‌شود، در حالی که موضوع پیشرانش به زیرسامانه پیشرانش و متعلقات بازمی‌گردد. همچنین انتخاب موضوع طراحی به دلیل تحمیل حجم و هزینه‌های محاسباتی باید به گونه‌ای صورت پذیرد که به‌طور مستقیم بر تابع هدف مؤثر باشد. بنابراین با توجه به اینکه دو تابع هدف با اهمیت در طراحی حامل‌های فضایی، موضوع وزن و کارایی می‌باشند، دو سامانه اصلی حامل فضایی مؤثر بر توابع هدف فوق، موتور (کارایی موتور یا ضربه ویژه و وزن موتور) و سازه (وزن سازه) می‌باشند. در ادامه به نحوه انتخاب متغیرهای طراحی شرکت‌کننده در سیکل طراحی پرداخته می‌شود.

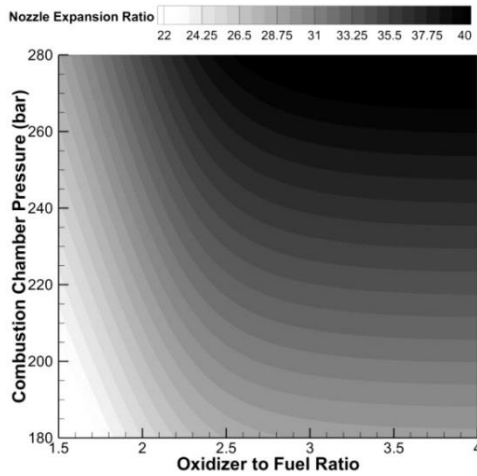
متغیرهای طراحی در هر موضوع به متغیرهایی گفته می‌شوند که دارای سه ویژگی باشند:

۱. مستقل از هم باشند
۲. به شدت بر نیازهای مأموریتی تعریف شده اثرگذار باشند
۳. بر معیار طراحی تأثیر مستقیم داشته باشند

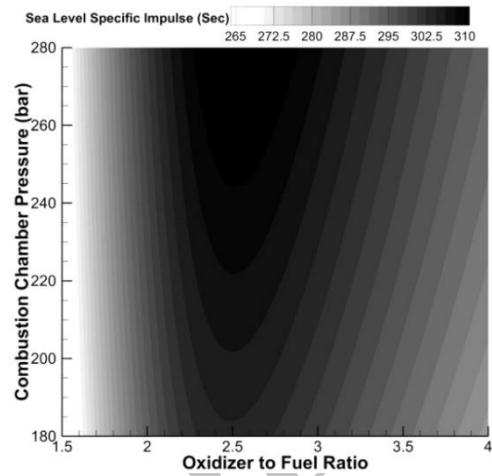
با توجه به تعریف فوق، با مدلسازی مناسب سازه براساس به‌کارگیری مدل‌های تحلیل مقاومتی که با به‌کارگیری روش المان محدود^۹ صحت‌گذاری شده است [۳۴] و مدلسازی طراحی موتور براساس کدهای احتراقی موجود (آر. پی. ای. سی. ای. و سی. ای. ای. سی. ای.)^{۱۰} که غالباً تجاری و در پروژه‌های صنعتی صحت‌گذاری شده‌اند [۱۰]، مقادیر بازه‌ها و رفتار متغیرها در بازه‌های مختلف

همچنین برخی از قوانین فازی در نمونه در جدول ۱ آورده شده است.

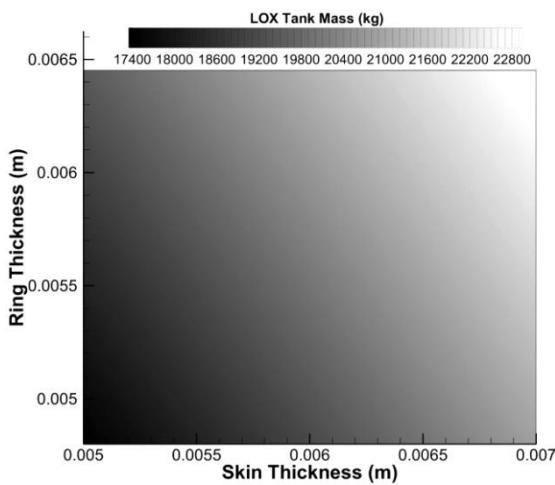
عضویت هر نسبت طراحی و رضایت تابع عضویت. مسئله در چارچوب تحلیل همزمان جامع به صورت رابطه ۱ تعریف می‌گردد.



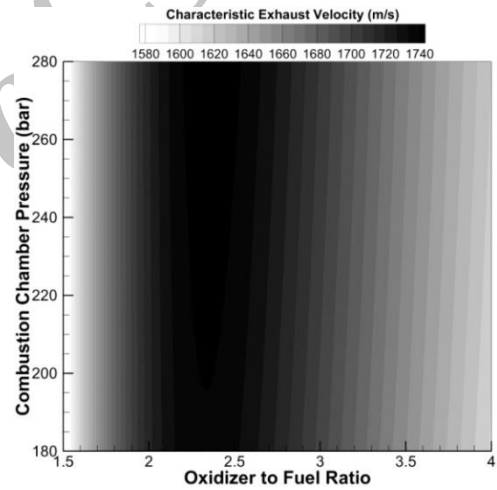
شکل ۴. نمودار تغییرات نسبت انبساط سطحی محفظه احتراق نسبت به فشار محفظه احتراق و نسبت دبی مصرفی



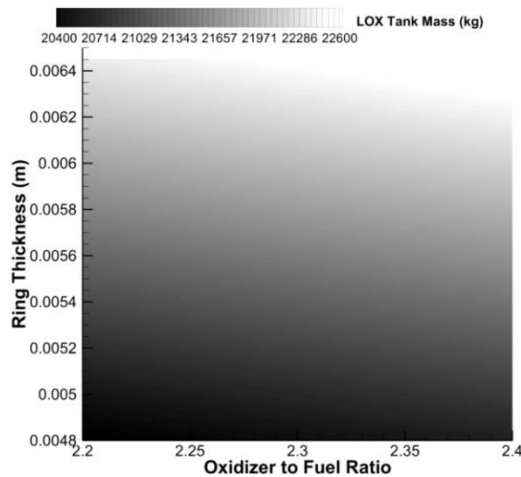
شکل ۳. نمودار تغییرات ضربه ویژه نسبت به فشار محفظه احتراق و نسبت دبی مصرفی



شکل ۶. نمودار تغییرات جرم مخزن اکسیدکننده نسبت به ضخامت رینگ و ضخامت پوسته



شکل ۵. نمودار تغییرات سرعت مشخصه نسبت به فشار محفظه احتراق و نسبت دبی مصرفی



شکل ۷. نمودار تغییرات جرم مخزن اکسیدکننده نسبت به ضخامت رینگ و نسبت دبی

زیربخش‌های طراحی مختلف، که هر کدام مربوط به یک موضوع طراحی می‌باشد، استفاده شده است. موضوع‌های طراحی مورد استفاده در این ماتریس عبارت است از: نیازمندی‌های مأموریت، پیشرانس (احتراق)، طراحی موتور، هندسه، تخمین جرم، اثرودینامیک و شبیه‌سازی مسیر پرواز. بنابراین تعریف مسئله (توابع هدف و قیود طراحی) در روش طراحی بهینه چندموضوعی به صورت مجموعه روابط ۳ می‌باشد.

$$X = [P_{CC}, OF, P_e, t_{st}, t_r t]^T$$

$$\min F(X) = \left[W_{eng}, \frac{1}{I_{SP}}, W_{st} \right]^T$$

subject to:

$$M_1: 0 \leq \left(\frac{D_e}{D} \right)_i \leq 0.9; \quad i=1, N$$

$$M_2: 0 \leq \frac{L}{D} \leq 15$$

$$M_3: 1.2 \leq \left(\frac{T}{W} \right)_1 \leq 2.0$$

$$M_4: 0.4 \leq \left(\frac{T}{W} \right)_2 \leq 1.0$$

$$M_5: 7755 \leq V_{Final} \leq 7765 \text{ m/sec}$$

$$M_6: 398 \leq H_{Final} \leq 402 \text{ km}$$

$$M_7: -1 \text{ deg} \leq \gamma_{insertion} \leq 1 \text{ deg}$$

$$M_8: 0 \leq Q_{max} \leq 70 \text{ Kpa}$$

$$M_9: 0 \leq (g \text{ load})_{max} \leq 7 \text{ g}$$

$$M_{10}: 0 \leq \max(Q - \alpha) \leq 200 \text{ deg.Kpa}$$

$$M_{11}: -1 \leq \alpha_{nearseparation} \leq +1 \text{ deg}$$

$$M_{12}: \text{Pitch Rate near separation} = 0 \text{ deg/sec}$$

۵. مقایسه روش‌های طراحی بهینه چندموضوعی و همزمان جامع

برای ارزیابی روش طراحی همزمان جامع و روش طراحی بهینه چندموضوعی، پارامترهای طراحی سیستمی موتور و سازه حامل فضایی زیت ۲ (براساس مأموریت جدول ۲) بر مبنای روش سطح پاسخ مدل شده‌اند. مدل سطح پاسخ شکل‌های ۳ تا ۷ در روش طراحی همزمان جامع برای صحه‌گذاری بر قوانین فازی و در روش طراحی بهینه چندموضوعی به عنوان مدل موضوعات مورد استفاده قرار گرفته است. دانش فنی طراح به صورت فازی مدل

$$X = [P_{CC}, OF, P_e, t_{st}, t_r t]^T$$

$$\min F(X) = \left[W_{eng}, \frac{1}{I_{SP}}, W_{st} \right]^T$$

$$M_1: P_{CC \min} \leq P_{CC} \leq P_{CC \max}$$

$$M_2: OF_{\min} \leq OF \leq OF_{\max}$$

$$M_3: P_{e \min} \leq P_e \leq P_{e \max}$$

$$M_4: t_{st \min} \leq t_{st} \leq t_{st \max}$$

$$M_5: t_{r \min} \leq t_r \leq t_{r \max}$$

$$M_6: t_{\min} \leq t \leq t_{\max}$$

تمرکز در فاز ثانویه برای دستیابی به سه رضایت است: رضایت نسبت‌های بایستگی طراحی (قیود)، رضایت نسبت‌های ایده‌آل طراحی (توابع هدف) و نهایتاً رضایت سراسری [۳۴]. این رضایت با تغییر پارامترهای رضایت مطابق با بازه آنها در روابط پیش رو با رویکرد طراحی تهاجمی و محافظه‌کارانه صورت خواهد پذیرفت. فاز سوم، معیار کارایی است که بر بیشینه‌نمودن مشخصه انرژی‌تیک حامل فضایی تمرکز دارد. در طراحی چندموضوعی حامل فضایی بهینه‌سازی زیرسامانه با توابع هدف متفاوت باید بیشینه انرژی را در نهایت برای حامل فضایی تامین نماید. در صورتی که رابطه انرژی (سرعت نهایی) حامل فضایی به صورت رابطه ۲ باشد:

$$\Delta V_{total} = - \sum_{i=1}^N g I_{spi} \ln \frac{M_{fi}}{M_{0i}} \quad (2)$$

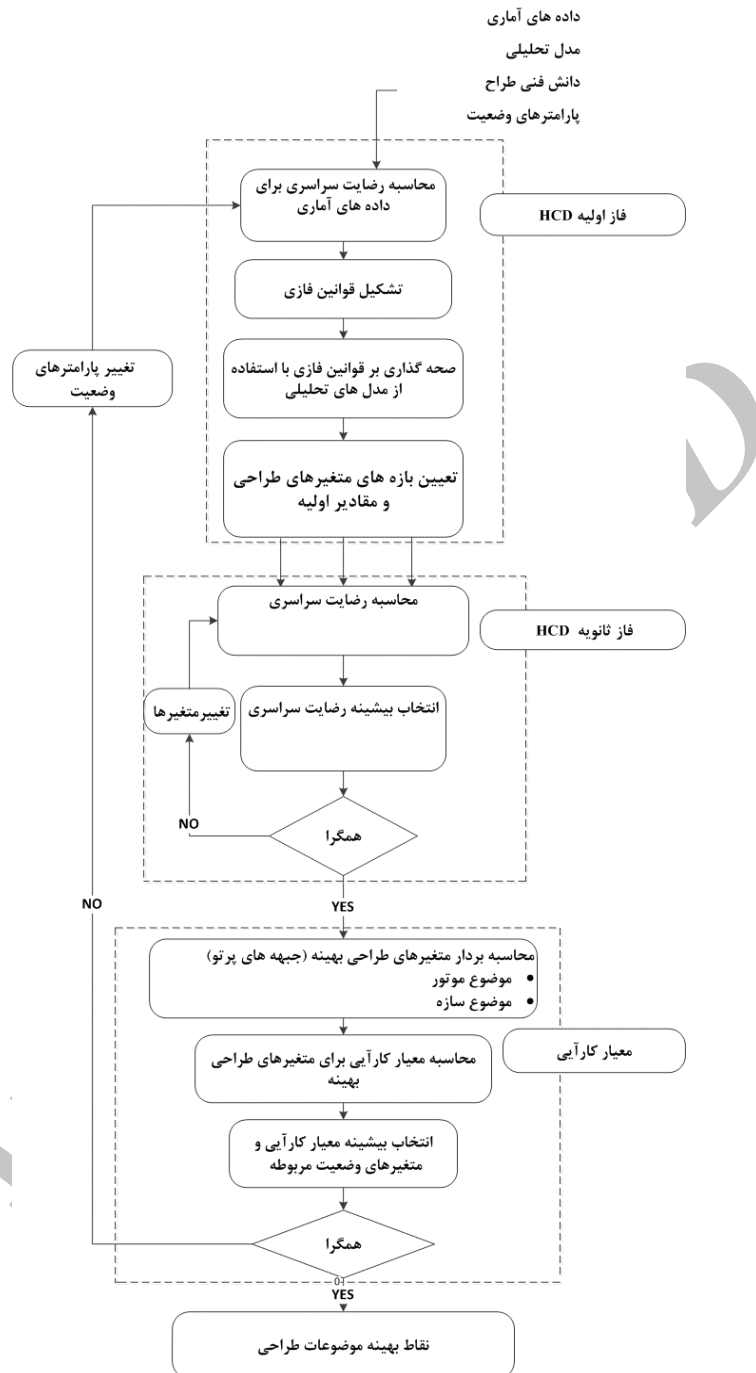
به طوری که در این رابطه ΔV_{total} سرعت نهایی قابل دستیابی به کمک N مرحله حامل، M_{fi} جرم نهایی هر مرحله یا جرم سازه خشک هر مرحله به اضافه جرم بلوک مرحله بعدی، M_{0i} جرم اولیه هر مرحله از حامل فضایی و نهایتاً I_{spi} ضربه ویژه هر مرحله است. برای این منظور، برای هر یک از زیرسامانه‌های موتور و سازه نقاط طراحی براساس روش‌های تحلیلی محاسبه می‌شود که این نقاط به عنوان نقاط کنترلی معیار کارایی در انتخاب بهینه وزن سازه، ضربه ویژه موتور و وزن موتور در نظر گرفته می‌شود. در فاز سوم، براساس بیشینه معیار کارایی پارامترهای موضوعات طراحی بهینه انتخاب می‌شوند. با توجه به معرفی معیار کارایی؛ یعنی بیشینه‌نمودن سرعت نهایی حامل فضایی نقاط بهینه و پارامترهای طراحی محاسبه می‌شوند [۳۴].

۴. روش طراحی بهینه چندموضوعی

در شکل ۹ ماتریس طراحی بهینه چندموضوعی نمایش داده شده است. برای پیاده‌سازی روندنماهای طراحی حامل فضایی، از

می‌باشند. در ادامه پیاده‌سازی دو روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی اجرا و برای یک مثال نمونه مقایسه شده است.

شده‌اند و فرم توابع عضویت با استفاده از کدهای تحلیلی و رفتار نمودارهای ارائه‌شده برای موضوعات طراحی، قابل صحنه‌گذاری



شکل ۸. روندنمای چارچوب طراحی همزمان جامع [۳۴]

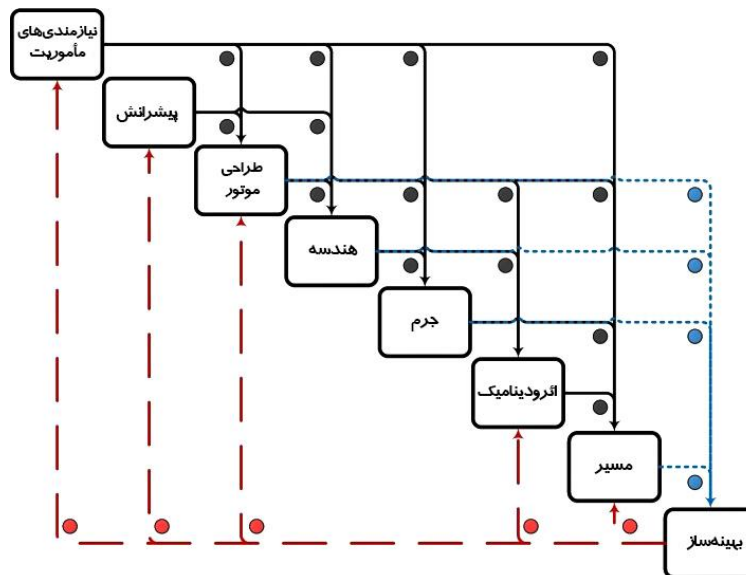
روش می‌توان به جستجوی سراسری و انتخاب نقاط بهینه به‌روش غیرشایستگی اشاره کرد که سبب افزایش سرعت همگرایی در نقاط بهینه می‌شود. نوع مود و مقادیر پارامترها در این بهینه‌سازی در جدول ۳ ذکر شده است.

۵-۱. بهینه‌سازی طراحی همزمان جامع و بهینه چندموضوعی برای بهینه‌سازی در چارچوب‌های طراحی همزمان جامع و بهینه چندموضوعی، از روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک چندهدفه^{۱۲} موجود در نرم‌افزار متلب استفاده شده است. از ویژگی‌های این

۲-۵. ارزیابی نتایج حاصل از بهینه‌سازی

شکل‌های ۱۰ و ۱۱ و همچنین برای وزن سازه خشک مراحل نسبت به ضربه ویژه موتور در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ نمایش داده شده‌اند. در هر یک از این چهار شکل، نقطه کاری واقعی موتورها و همچنین سازه و کارایی هر مرحله به صورت دایره نشانه‌گذاری شده است.

در روش‌های طراحی همزمان جامع و بهینه چندموضوعی با توجه به بازه‌های متغیرهای طراحی (جدول ۴)، دو موضوع (سازه و موتور)، توابع هدف (نسبت‌های طراحی ایده‌آل) به صورت جبهه‌های پرتو برای وزن موتور نسبت به کارایی (ضربه ویژه) موتورهای مراحل مختلف زینت ۲ (آر. دی. ۱۳۱۷۰ و آر. دی. ۱۴۱۲۰) به ترتیب در



شکل ۹. ماتریس طراحی بهینه چندموضوعی حامل فضایی

جدول ۱. برخی از قوانین فازی انتخابی برای دو موضوع موتور و سازه [۳۴]

| Selected fuzzy IF-THEN rules for optimum Specific Impulse (I_{sp}) and Liquid Engine Weight (W_{eng}) | | |
|---|--|-----------------------------------|
| row | IF Antecedent | THEN Consequent |
| 1 | If (Pcc is Low) and (OF is Low) and (Pex is Low) | then (Isp is Medium)(W is Medium) |
| 2 | If (Pcc is Low) and (OF is Medium) and (Pex is Medium) | then (Isp is Medium)(W is Medium) |
| 3 | If (Pcc is Low) and (OF is High) and (Pex is High) | then (Isp is VBad)(W is Good) |
| 4 | If (Pcc is Medium) and (OF is Low) and (Pex is Low) | then (Isp is Good)(W is Bad) |
| Selected fuzzy IF-THEN rules for optimum Tank Weight (W_{st}) and Specific Impulse (I_{sp}) | | |
| row | IF Antecedent | THEN Consequent |
| 1 | If (OF is Low) and (tst is Med) and (tr is Med) and (t is Low) | then (Wst is Good)(Isp is Bad) |
| 2 | If (OF is Low) and (tst is High) and (tr is High) and (t is Low) | then (Wst is Bad)(Isp is Bad) |
| 3 | If (OF is Med) and (tst is High) and (tr is Low) and (t is Low) | then (Wst is VVg)(Isp is Med) |
| 4 | If (OF is Med) and (tst is High) and (tr is High) and (t is Low) | then (Wst is Med)(Isp is Med) |

جدول ۲. ورودی مأموریت حامل فضایی زینت ۲

| ردیف | پارامتر | مقدار | واحد |
|------|--------------------------|--------|---------|
| ۱ | ارتفاع مداری | ۲۴۰ | کیلومتر |
| ۲ | اوج مدار | دایروی | - |
| ۳ | حضیض مدار | دایروی | - |
| ۴ | شیب مداری | ۹۹ | درجه |
| ۵ | عرض جغرافیایی سایت پرتاب | ۳۵ | درجه |
| ۶ | جرم بار محموله | ۱۱۳۸۰ | کیلوگرم |
| ۷ | قطر مراحل | ۳/۹ | متر |

جدول ۳. مقادیر پارامترهای مربوط به بهینه‌ساز الگوریتم ژنتیک چندهدفه

| مقدار | متغیر / مود |
|-------------------|----------------------------------|
| ۵۰ | تعداد کروموزوم‌ها (اندازه جمعیت) |
| ۵۰۰ | تعداد نسل (معیار توقف) |
| استاندارد | انتخاب |
| ضعیف‌ترین | جایگذاری |
| ۰/۰۱ | احتمال جهش |
| دو نقطه استاندارد | ترکیب و جفت‌شدگی |

جدول ۴. بازه متغیرهای طراحی

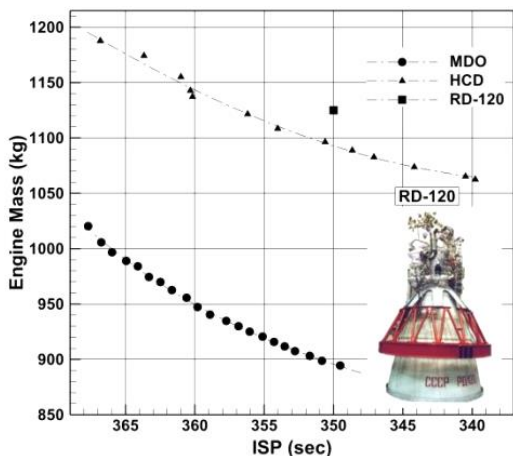
| ردیف | متغیرهای طراحی | | بیشینه | کمینه |
|------|--------------------------------|------------------------|--------|-------|
| | شماره مرحله و نام موتور | مرحله اول، آر. دی. ۱۷۰ | | |
| ۱ | فشار محفظه احتراق (بار) | ۲۶۰ | ۲۳۰ | ۱۷۶ |
| ۲ | نسبت دبی مصرفی (اکسند به سوخت) | ۲/۷۵ | ۲/۴۵ | ۲/۸ |
| ۳ | فشار خروجی نازل واگرا (بار) | ۰/۸ | ۰/۶ | ۰/۰۳ |
| ۴ | ضخامت استرینگر (میلی‌متر) | ۵/۵ | ۳/۵ | ۳/۸ |
| ۵ | ضخامت رینگ (میلی‌متر) | ۵/۵ | ۳/۵ | ۳/۸ |
| ۶ | ضخامت پوسته (میلی‌متر) | ۴/۵ | ۲/۵ | ۴ |

۶. نتیجه‌گیری

برای طراحی چندموضوعی (موضوعات سازه و موتور) حامل فضایی موجود (زینت ۲) مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفت. در این روش زمان بهینه‌سازی سه‌هدفی (وزن موتور، وزن سازه و کارایی موتور (ضربه ویژه)) برای شش پارامتر بهینه‌سازی (فشار محفظه احتراق، فشار خروجی نازل، نسبت دبی مصرفی اکسیدکننده به سوخت، ضخامت رینگ، ضخامت پوسته و ضخامت استرینگر) تقریباً ۱۵ ساعت به طول انجامید، در حالی که در روش تک‌سطحی

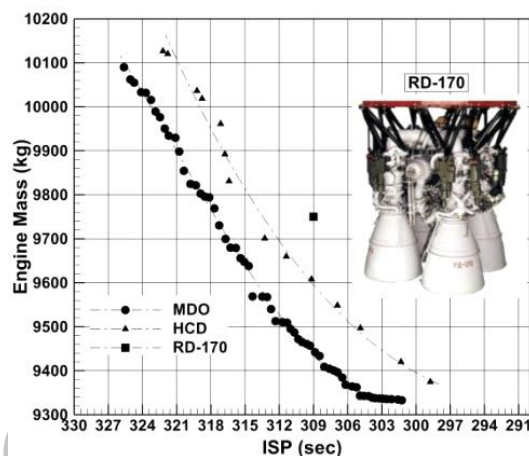
در این مقاله به‌کارگیری دو چارچوب طراحی همزمان جامع و طراحی بهینه چندموضوعی برای طراحی حامل‌های فضایی بررسی شدند. هر یک از این دو چارچوب برای بهینه‌سازی چندموضوعی در طراحی دارای قابلیت‌های مختلفی می‌باشند که در ادامه به آنها پرداخته خواهد شد. از نظر زمان و پیچیدگی مدل‌سازی مسئله دو روش تقریباً در سطح یکسانی قرار دارند و به‌طور شفاف نمی‌توان بین آنها برتری قائل شد. دو چارچوب فوق،

مقدار واقعی نزدیکتر است و دلیل این امر به دلیل وابستگی نتایج روش به دانش فنی طراح و داده‌های آماری است. در حالی که در چارچوب طراحی بهینه چندموضوعی، براساس محدودیت نقض قیود تمامی فضای طراحی مورد بررسی قرار خواهد گرفت و نتایج در حد امکان بهینه در اختیار قرار خواهد گرفت. گفتنی است با تأیید دانش طراح در تعریف قیود، در روش طراحی بهینه چندموضوعی از این منظر امکان بهبود وجود دارد.

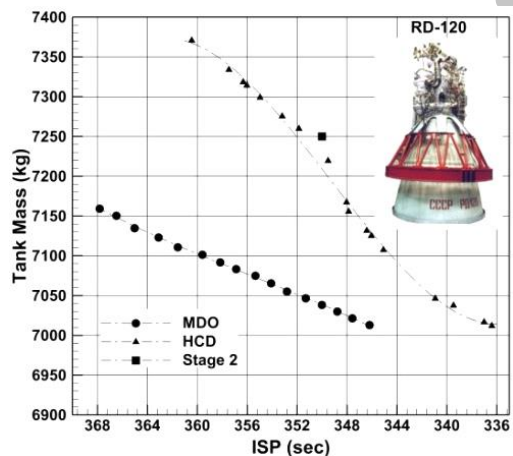


شکل ۱۱. جبهه پرتو توابع هدف موتور مرحله دوم (وزن و ضربه ویژه موتور)

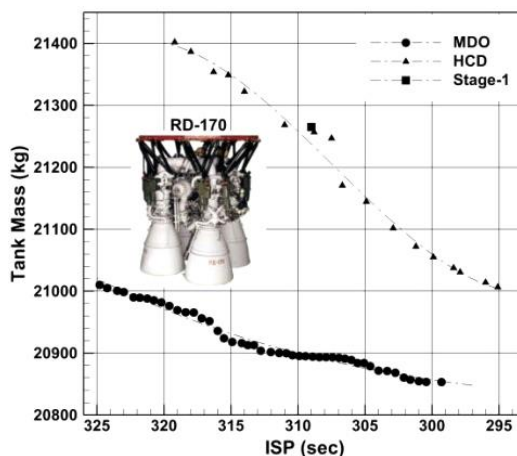
طراحی بهینه چندموضوعی برای تک هدف (کمینه نمودن وزن اولیه) و همین تعداد متغیر طراحی، زمان بهینه‌سازی با پردازشگر مشابه برابر ۵۴ ساعت می‌باشد و همین‌طور برای مسئله سه‌هدفی برای همین تعداد متغیر طراحی، زمان بهینه‌سازی بیش از سه هفته به طول انجامید. از نظر دقت نتایج، چنانچه نتایج بهینه‌سازی به‌صورت جبهه‌های پرتو برای دو چارچوب در شکل‌های ۱۰ تا ۱۳ نمایش داده شده است. دقت چارچوب طراحی همزمان جامع به



شکل ۱۰. جبهه پرتو توابع هدف موتور مرحله اول (وزن و ضربه ویژه موتور)



شکل ۱۳. جبهه پرتو توابع هدف سازه و موتور مرحله دوم



شکل ۱۲. جبهه پرتو توابع هدف سازه و موتور مرحله اول

فهرست علائم و اختصارات

| | |
|-----------------------------|---------------------------------|
| معرف قیود مسئله یا جرم | M |
| جرم نهایی | M_f |
| جرم اولیه | M_0 |
| تعداد مراحل | N |
| نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت | $\left(\frac{O}{F}\right)_{OF}$ |

| | |
|----------------------|----------|
| قطر حامل فضایی | D |
| قطر خروجی نازل موتور | D_e |
| شمارنده مراحل | i |
| ضربه ویژه | I_{SP} |
| طول حامل فضایی | L |

| | | | |
|------------------------------|--------------------|-------------------------|----------|
| ضخامت رینگ | t_r | فشار محفظه احتراق موتور | P_{cc} |
| سرعت نهایی | V_{Final} | فشار محیط عملکردی موتور | P_e |
| وزن موتور | W_{eng} | هد دینامیکی | Q |
| وزن سازه | W_{st} | تراست موتور | T |
| سرعت نهایی قابل دستیابی حامل | ΔV_{total} | ضخامت پوسته مخزن | t |
| زاویه حمله | α | ضخامت استرینگر | t_{st} |

۷. مآخذ

- [1] M. Mirshams, H. Karimi, H. Naseh, Multi-stage liquid propellant launch vehicle conceptual design based on combinatorial optimization of major design parameters, *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 1, No. 1, pp. 21-36, 2008. (in Persian فارسی)
- [2] M. Mirshams, H. Karimi, H. Naseh, Multi-stage liquid propellant launch vehicle conceptual design (LVCD) software based on combinatorial optimization of major design parameters, *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 1, No. 2, pp. 17-25, 2009. (in Persian فارسی)
- [3] M. Mirshams, H. Naseh, A. R. Novinzadeh, Low Thrust Space Propulsion Design Methodology, *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 7, No. 3, 2014. (in Persian فارسی)
- [4] J. Sobieszczanski-Sobieski, J. F. Barthelemy, K. M. Riley, Sensitivity of optimum solutions to problem parameters, *AIAA J*, Vol. 2, No. 9, pp. 1291-1299, 1982.
- [5] R.T. Haftka, Simultaneous Analysis and Design (SAND), *AIAA J*, Vol. 23, No. 7, pp. 1099-1103, 1985.
- [6] R. D. Braun, I. M. Kroo, Development and application of the collaborative optimization architecture in a multidisciplinary design environment, In: Alexandrov N, Hussaini MY (eds) *Multidisciplinary design optimization: state of the art. SIAM, Philadelphia*, pp. 98-116, 1997.
- [7] W. Hammond, *Space Transportation: A Systems Approach to Analysis and Design*, Reston, VA: AIAA, 1999.
- [8] C. Geetha Krishnan, Multidisciplinary Design Optimization Strategy in Multi-Stage Launch Vehicle Conceptual Design, *1st Progress Seminar Report*, Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Technology, Bombay, August 2003.
- [9] J. Jodei, M. Ebrahimi, J. Roshanian, Multidisciplinary design optimization of a small solid propellant launch vehicle using system sensitivity analysis, *Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 38, No. 1, pp. 93-100, 2009.
- [10] H. R. Fazeley, H. Taei, H. Naseh, M. Mirshams, A multi-objective, multidisciplinary design optimization, methodology for the conceptual design of a spacecraft bi-propellant propulsion system, *Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 53, No. 1, pp. 145-160, 2016.
- [11] N. M. Alexandrov, S. Kodiyalam, Initial results of an MDO evaluation survey, *AIAA Paper 4884*, 1998.
- [12] N. M. Alexandrov, R. M. Lewis, Analytical and computational aspects of collaborative optimization for multidisciplinary design, *AIAA J*, Vol. 40, No. 2, pp. 301-309, 2002.
- [13] N. P. Tedford, J. R. R. A. Martins, Benchmarking multidisciplinary design optimization algorithms, *Optimal Engineering Journal*, Vol. 11, No. 1, pp. 159-183, 2010.
- [14] S. I. Yi, J. K. Shin, G. J. Park, Comparison of MDO methods with mathematical examples, *Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 35, No. 5, pp. 391-402, 2008.
- [15] R. Chhabra, M. R. Emami, Linguistic Mechatronics, *IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*, China, 2008.
- [16] V. Ragusila, M. R. Emami, A Mechatronics Approach to Legged Locomotion, Canada, *IEEE/ASME International Conference on*

- Advanced Intelligent Mechatronics*, July 6-9, 2010.
- [17] M. R. Emami, R. Chhabra, *Concurrent Engineering of Robot Manipulators*, University of Toronto Institute for Aerospace Studies Canada, Book chapter, 2010.
- [18] I. M. Chen, J. W. Burdick, Determining Task Optimal Modular Robot Assembly Configurations, *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 132-137, 1995.
- [19] Z. M. Bi, W. A. Gruver, S. Y. T. Lang, Analysis and Synthesis of Reconfigurable Robotic Systems, *Concurrent Engineering: Research and Applications*, Vol. 12, No. 2, pp. 145-153, 2004.
- [20] Z. M. Bi, W. J. Zhang, Concurrent Optimal Design of Modular Robotic Configuration, *Journal of Robotic Systems*, Vol. 18, No. 2, pp. 77-87, 2001.
- [21] N. P. Suh, Axiomatic Design Theory for Systems, *Research in Engineering Design*, Vol. 10, No. 4, pp. 189-209, 1998.
- [22] G. S. Chirikjian, Kinematics of a Metamorphic System, *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 449-455, 1994.
- [23] D. Rus, C. Mc Gray, Self-Reconfigurable Modular As 3-D Metamorphic Robots, *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp.837-842, 1998.
- [24] E. Yoshida, S. Kokaji, S. Murata, H. Kurokawa, K. Tomita, Miniaturized Self-Reconfigurable System Using Shape Memory Alloy, *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 1579-1585, 1999.
- [25] D. Rus, M. Vona, A Physical Implementation of Self-Reconfigurable Crystalline Robot, *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 1726-1733, 2000.
- [26] S. Murata, E. Yoshida, K. Tomita, H. Kurokawa, Kamimura and S. Kokaji, Hardware Design of Modular Robotic System, *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 2210-2217, 2000.
- [27] K. N. Otto, E. K. Antonsson, Imprecision in Engineering Design, *ASME Journal of Mechanical Design*, Vol. 117, No. B, pp. 25-32, 1995.
- [28] R. R. Yager, D. P. Filev, *Essentials of Fuzzy Modeling and Control*, New York: John Wiley & Sons, 1994.
- [29] M. R. Emami, I. B. Turksen, A. A. Goldenberg, A Unified Parameterized Formulation of Reasoning in Fuzzy Modeling and Control, *Fuzzy sets and Systems*, Vol. 108, No. 1, pp. 59-81, 1999.
- [30] K. N. Otto, E. K. Antonsson, Trade-off Strategies in engineering design, *Research in Engineering Design*, Volume 3, No. 2, pp. 87-103, 1991.
- [31] M. Sugeno, T. Yasukawa, A Fuzzy-logic based Approach to Qualitative Modeling, *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, Vol. 1, pp. 7-31, 1993.
- [32] R. Chhabra, M. R. Emami, Holistic System Modeling in Mechatronics, *Mechtronics*, Vol. 21, No. 1, pp. 166-175, 2011.
- [33] M. Mirshams, H. Naseh, H. Taei, H. R. Fazeley, Liquid propellant engine conceptual design by using a fuzzy-multi-objective genetic algorithm (MOGA) optimization method, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228 No. 14, pp. 2587-2603, 2014.
- [34] M. Mirshams, H. Naseh, H. R. Fazeley, Multi-objective Multidisciplinary design of Space Launch System using Holistic Concurrent Design, *Journal of Aerospace, Science and Technology*, Volume 33, Issue 1, pp. 40-54, 2014.
- [35] M. Mirdamadian, M. Mirshams, Structural Design of Liquid propellant Space Launch System, *Master of Science Thesis, K. N. Toosi University of Technology*, 2013. (in Persian فارسی)

پی نوشت

-
1. MDF
 2. multidisciplinary design optimization (MDO)

-
3. holistic concurrent design (HCD)
 4. aggressive design

-
5. conservative design
 6. adaptive neuro-fuzzy inference system (ANFIS)
 7. product tree (PT)
 8. function tree (FT)
 9. finite element method
 10. rocket propulsion analysis (RPA)
 11. chemical equilibrium and applications (CEA)
 12. MOGA
 13. RD-170
 14. RD-120

Archive of SID