JSST
Journal of Space Science & Technology

Vol. 10/ No.2/ 2017

Monopropellant Propulsion System Design using Multidisciplinary Design Optimization, Sequential Design Method, and Comparing Results

H.Taei[1*], M. Hozori[2] and A.H. Adami[3]

1, 2 and 3. Aerospace University Complex, MalekAshtar University of Technology

[*]Postal Code: 15875-1774, Tehran, IRAN

taei@mut.ac.ir

The hydrazine propulsion system is one of the most widely used monopropellant propulsion systems. This low-cost and low mass system is used for the attitude control of satellites due to its high specificity and rapid response.For this purpose, in the present study, an optimal design of a hydrazine monopropellant propulsion system with the aim of minimization of total mass and maximization of total impulse in the framework of multidisciplinary design optimization and sequential design method is considered. In addition, the principles of multidisciplinary and sequential design are described in this paper. It has been tried to examine the impact of different elements on design goals and compare the optimal value obtained in each of the design structures from different aspects. It should be noted that the design process is accomplished in two ways, i.e. single-objective and multi-objective, and the optimal multidisciplinary design method is compared with the sequential design method for the hydrazine monopropellant propulsion system.

Keywords: Hydrazine monopropellant propulsion system, Multidisciplinary design optimization, Sequential design

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

Received: 2017.07.26, Accepted: 2017.11.08

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۱۰ / شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۳۹۶
ص. ص. ۶۳- ۵۳

طراحی سامانهٔ پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای به کمک روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی و روش طراحی ترتیبی و مقایسهٔ نتایج

حجت طائی[۱*]، منصور حضوری[۲] و امیرحسین آدمی[۳]

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

*تهران، کد پستی: ۱۵۸۷۵۱۷۷۴

taei@mut.ac.ir

سامانهٔ پیشرانش هیدرازینی از پرکاربردترین سامانه‌های پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای است. این سامانه هزینهٔ پایین و جرم کمی دارد و به دلیل ضربهٔ مخصوص بالا و واکنش‌پذیری سریعی که از خود نشان می‌دهد در کنترل ماهواره‌ها و ماهواره‌برها استفاده می‌شود. در پژوهش حاضر به طراحی بهینهٔ یک سامانهٔ پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی با اهداف به حداقل رساندن جرم و حداکثر کردن ضربه کل در چارچوب روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی و روش ترتیبی پرداخته شده است. ضمن اینکه اصول روش طراحی چندموضوعی و ترتیبی در این مقاله بیان شده است؛ سعی شده تا تأثیر المان‌های مختلف را روی اهداف طراحی بررسی کرده و مقدار بهینه به‌دست آمده در هر کدام از ساختارهای طراحی را از جوانب مختلف مقایسه کنیم. شایان ذکر است روند طراحی به دو صورت تک هدفی و دو هدفی صورت گرفته است؛ که از این زاویه نیز روش طراحی بهینه چند موضوعی با روش طراحی ترتیبی برای سامانهٔ پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی مقایسه می‌شود.

واژه‌های کلیدی: سامانهٔ پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، طراحی ترتیبی

علائم و اختصارات

همه با هم	AAO
تکرار نقطهٔ ثابت	FPI
الگوریتم ژنتیک	GA
ضربه مخصوص	Isp
طول بستر کاتالیستی	L_{ctl}
طول محفظه احتراق	L_{th}
دبی سوخت	M_dot
جرم مخزن گازپرفشار	M_feeding
الگوریتم ژنتیک دوهدفی	MOGA
جرم سوخت	Mprop
جرم تراستر	M_thruster
ضریب قابلیت اطمینان	n_sf
فشار محفظه احتراق	Pc
فشار مخزن سوخت	P_tank
چگالی سازه	rho_str
شعاع مخزن گاز پرفشار	R_pgt
برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی	SQP

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)
۲. دانشجوی کارشناسی ارشد
۳. استادیار

دریافت مقاله: ۹۵/۱۲/۱۸ ، تأیید مقاله ۹۶/۰۸/۱۷

تراست	T
زمان سوزش	t_B
دمای محیط	Temp
درصد تجزیه آمونیاک	X_NH3

مقدمه

سیستم‌های پیشرانش تک سوختی در واقع سامانه‌هایی هستند که از یک نوع ماده شیمیایی به‌عنوان منبع انرژی و سوخت استفاده می‌کنند. در این نوع سامانه که از اکسیدکننده استفاده نمی‌شود؛ ماده اولیه (سوخت) جذب سطح کاتالیست شده و پیوندهای موجود در ماده اولیه شکسته و محصولاتی با دمای نسبتاً بالا و جرم مولکولی پایین ایجاد می‌شوند. رایج‌ترین سوخت سیستم‌های تک‌مؤلفه‌ای، هیدرازین (N_2H_4) است. این ماده مایعی بی‌رنگ و بسیار سمی است که از ترکیب پیوندی ضعیف هیدروژن و نیتروژن ایجاد شده و به‌طور طبیعی در هوا می‌سوزد. هیدرازین قابل حل شدن در آب و اتانول است و در مجاورت کاتالیزور تجزیه می‌شود. از این واکنش، نیتروژن، هیدروژن و آمونیاک به‌عنوان فراورده تولید می‌گردد. این فرآیند به شدت گرماده، دمای ۱۰۰۰ درجه سانتی‌گراد به وجود می‌آورد و از این فرایند ضربه ویژه‌ای حدود ۲۳۰ تا ۲۴۰ ثانیه حاصل می‌شود. به دلیل وزن کم و واکنش‌پذیری سریعی که این سامانه پیشرانش از خود نشان می‌دهد در کنترل وضعیت ماهواره‌ها کاربرد دارد. یک سامانه پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی شامل محفظهٔ احتراق، سوخت، مخزن سوخت، مخزن پرفشار و ... است؛ و به دلیل تعاملات مختلفی که بین آن‌ها وجود دارد انتخاب روش مناسب طراحی در رسیدن به طراحی بهینه و رسیدن به ضربه مخصوص بالا و جرم کم حائز اهمیت است.

اغلب کتاب و مقالاتی که در زمینهٔ توسعه و طراحی سامانه‌های پیشرانش فضایی هستند از روش‌های طراحی متداول سنتی بهره می‌گیرند که می‌توان به کتاب هامبل[۴] برای سال ۱۹۹۵ [۱]، نوشته‌های آقای هازل[۵] برای سال ۱۹۹۲ [۲] و کتاب آقای ساتن[۶] و بیبلارز[۷] [۳] به سال ۲۰۱۰ اشاره‌کرد. در قرن حاضر و با پیشرفت فناوری، طراحی سیستمی به تنهایی کافی نیست، بلکه آن سیستم باید به صورت بهینه طراحی شود و مأموریت خود را با حداقل هزینه انجام دهد. به همین دلیل در سال‌های اخیر مهندسی سیستم اهمیت ویژه‌ای داشته است.

در همین راستا در مرجع [۴] هرینگتون[۸]، تأثیر پارامترهای طراحی بر یکدیگر از جمله فشار محفظهٔ احتراق، ضربهٔ ویژه و وزن در طراحی سیستمی فضاپیما و ماهواره بر را مورد بررسی قرار داد. در سال ۲۰۰۷، اریکسن[۹] در مقاله‌ای به معرفی نرم‌افزار محاسبه ضربه ویژه سیستم پرداخت. این نرم‌افزار ضربه‌ویژه سامانه را محاسبه می‌کرد که نسبت به محاسبهٔ ضربهٔ ویژه دقت بالاتری دارد. ولی یکی از معایب این ابزار عدم محاسبهٔ سایر مشخصات سیستمی سامانهٔ پیشرانش بود [۵].

یکی از موارد تأثیرگذار در مأموریت ماهواره‌ها، نوع سیستم پیشرانش آنهاست. جرجن[۱۰] از آزمایشگاه پیشرانش جت ناسا در مقاله‌ای به مقایسه و بررسی فناوری‌های مورد استفاده در انواع سامانه‌های پیشرانش مورد استفاده در میکروماهواره‌ها پرداخت و با ارائهٔ الگویی روند انتخاب سامانهٔ پیشرانش را برای ماهواره‌ها بررسی کرد [۶]. در سال ۲۰۰۳ وایلی[۱۱] و دومر[۱۲]، در مقاله‌ای سامانهٔ پیشرانش فضاپیمای مسنجر را بررسی و روش‌های توسعهٔ آن را معرفی کردند [۷]. در مرجع [۸] آدمی[۱۳] و همکارانش به طراحی بهینه چندموضوعی[۱۴] سامانهٔ پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای با سوخت پرواکسید هیدروژن با استفاده از الگوریتم ترکیبی ژنتیک[۱۵] (GA) و برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی[۱۶] (SQP) پرداخته‌اند؛ در سال ۲۰۱۵ فاضلی[۱۷] و همکارانش به طراحی چند موضوعی سامانه پیشرانش دومؤلفه‌ای با رویکرد چند هدفی پرداخته‌اند؛ و نتایج حاصل از چارچوب چندموضوعی تک‌سطحی را با چارچوب چندموضوعی دوسطحی مقایسه کرده‌اند [۹]. در مرجع [۱۰] الگوی جامع طراحی رانشگرهای فضایی کم‌پیشران ارائه و در انتها برای ارزیابی این الگو، نتایج با نمونهٔ واقعی مقایسه شده است.

با توجه به اینکه طراحی سامانه‌های پیشرانش فرآیندی پیچیده و چندموضوعی است طراحی و بهینه کردن آن بر مبنای چارچوب‌های بهینه‌سازی چندموضوعی مورد توجه قرارگرفته است. در این مقاله، سعی شده است تا تأثیر المان‌های مختلف را روی اهداف طراحی بررسی کرده و مقدار بهینهٔ به‌دست آمده از هر کدام از ساختارهای طراحی را از جوانب مختلف بررسی کنیم.

ضمن این که اصول روش طراحی چندموضوعی و ترتیبی در این مقاله بیان شده است. امکان تصمیم‌گیری مناسب را برای انتخاب پارامترهای طراحی سامانهٔ پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای فراهم

4. Humbel
5. Huzel
6. Sutton
7. Biblarz
8. Harrington

9. Erichsen
10. Juergen
11. Wiley
12. Dommer
13. Adami
14. Multidisciplinary Design Optimization
15. Genetic Algorithm
16. Sequential quadratic programming
17. Fazeli

می‌کند. شایان ذکر است روند طراحی به دو صورت تک هدفی و دو هدفی صورت گرفته است و نتایج آن از این زاویه هم قابل مقایسه است. در این مقاله از الگوریتم بهینه‌سازی GA-SQP برای بهینه‌کردن سامانهٔ پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای استفاده‌کرده‌ایم.

طراحی ترتیبی

تکرار نقطه ثابت[18] (FPI) یا فرآیند تکرار در طراحی یک روش طراحی ترتیبی است که در برخی منابع جزء روش‌های سنتی به حساب می‌آید و برای تجزیه و تحلیل مسائل چند موضوعی به کار می‌رود. در این روش طراحی نظارت سیستمی برای رسیدن به یک هدف کلی چندموضوعی وجود ندارد؛ و هر یک از زیرسامانه‌ها ممکن است بهینه سازی محلی در برخی از جنبه ها انجام دهند، اما بهینه سازی کلی در سطح سامانه صورت نمی‌گیرد؛ بنابراین، در این روش از آنجا که تنها بهینه‌سازی محلی بر اساس اهداف زیرسامانه‌ای انجام شده است انتظار می رود مقدار بهینه کلی از حد مطلوب کمتر باشد [۱۱]. در طراحی ترتیبی، طراحی از زیرسامانه‌ای که ورودی‌های بیشتری برای زیرسامانه‌های دیگر تأمین می‌کند آغاز می‌شود و همه زیرسامانه‌ها متناسب با خروجی مطلوب خود مقدار متغیرهای زیرسامانه را تعیین می‌کنند؛ و متغیرهای کوپل طراحی که در زیرسامانه بالادستی حدس زده می‌شوند؛ خروجی زیرسامانه دیگر خواهند بود. در ادامه از این روش طراحی برای طراحی سامانه پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای استفاده شده است. به همین منظور این سامانه به زیرسامانه‌های محفظهٔ احتراق، زیرسامانه مخزن سوخت و زیرسامانه مخزن گاز پرفشار تجزیه می‌گردد.

بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی

روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی برای طراحی مسائل پیچیده‌ای است که موضوعات آن در تعامل متقابل نسبت به همدیگر قرار دارند. در این روش ارتباط بین موضوعات مشخص تر است؛ اما در نظر گرفتن تمام موضوع‌ها به صورت همزمان باعث افزایش پیچیدگی و زمان توقف برنامه می‌شود. بر مبنای این روش با احتساب موضوعات اصلی طراحی و مدلسازی مناسب از آن‌ها، تحقق یک معیار بهینه کلی مورد نظر است که باعث کاهش زمان طراحی و تقابل منطقی و مناسبی بین توابع هدف و موضوعات تأثیرگذار در عملکرد وسیله می‌شود. در این رابطه انتخاب موضوعات اصلی طراحی، تدوین محتوای هر یک، ساختار و نحوه تعامل بین آنها، سطح صحت مدل‌سازی و روش بهینه‌سازی از چالش‌های اصلی یک مسئله بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی به حساب می‌آید [۱۲]. مسائل طراحی بهینه چندموضوعی به دو ساختار بهینه سازی چندسطحی و تک سطحی تقسیم می‌شوند. در سامانه‌های با قابلیت تجزیه مرتبه‌ای بهینه‌سازی در سطح زیرسیستمی و سیستمی انجام می‌شود. درحالی‌که در سیستم‌هایی که قابلیت تجزیه مرتبه‌ای ندارند، تحلیل و بهینه سازی در سطح سیستمی انجام می‌شود [۱۳]. یکی از چارچوب‌های تک سطحی همه‌باهم[19] (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 [۱۲].

در این مقاله از روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی برای بهینه نمودن سامانه پیشرانش تک مؤلفه‌ای هیدرازینی استفاده شده است که نتایج آن در ادامه نشان داده می‌شود.

تعریف مسئله

سامانه پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی شامل زیرسامانه‌های مختلفی است که در طراحی بهینه آن متغیرها و پارامترهای زیادی دخیل است. به همین منظور در این پژوهش یک رویکرد دو هدفی در طراحی بهینه مدنظر است. سامانهٔ پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی مورد نظر از سه زیرسامانه محفظهٔ احتراق، مخزن سوخت و مخزن گاز پرفشار تشکیل شده است که جنس سازه محفظه احتراق از استیل و جنس مخزن سوخت از آلیاژ آلومینیوم و جنس مخزن پرفشار از جنس تیتانیوم است. در شکل (۱) نمایی از این سامانه پیشرانش نشان داده شده است.

در این پژوهش هدف یافتن سامانه پیشرانشی است که تراستی در بازه ۵۰ تا ۱۵۰ نیوتن را برای کمترین جرم کل و بیشترین ضربه کل مشخص کند. صورت مسئله بهینه‌سازی در معادله (۱) بیان شده است. پارامترهای ثابت طراحی که در هر دو روش رعایت شده‌اند در جدول (۱) و بازه متغیرهای بهینه سازی که شامل فشار داخل محفظه، جرم سوخت، زمان سوزش و شعاع مخزن گاز پرفشار است، در جدول (۲) آورده شده‌است. این متغیرهای طراحی از اصلی‌ترین فاکتورهای سامانه‌های پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هستند و انحراف از مقدار مطلوب متغیرها به شدت کارایی سامانه پیشرانش را تحت تاثیر قرار می‌دهند [۶]. رابطهٔ (۲) ارتباط ضربه مخصوص، تراست، جرم سوخت و زمان سوزش را بیان می‌کند. تاثیر تابع هدف نسبت به فشار داخل محفظه،

18. Fix Point Iteration

19. All At Onse

جرم سوخت، شعاع مخزن گاز پرفشار و زمان سوزش در شکل‌های (۲)، (۳) و (۴) نشان داده شده است. با توجه به مقایسهٔ رفتار متغیرهای طراحی بر تابع هدف می‌بینیم که فشار محفظهٔ احتراق بیشترین تأثیر را بر طراحی سامانه پیشرانش دارد. در ادمه به مدل‌سازی این سامانه پیشرانش پرداخته شده است.

$$\begin{aligned} &Minimize && Total\ Mass \\ &Maximize && Total\ impulse \\ &ith\ Respect\ to && Pc, t_B\ , Mprop\ , R_pgt \\ &Subject\ to && 50 \le T \le 150 \end{aligned} \quad (۱)$$

$$\begin{aligned} &Isp = T/m_dot * g \\ &m_dot = Mprop/t_B \end{aligned} \quad (۲)$$

جدول ۱- پارامترهای ثابت درنظرگرفته شده برای هردو روش طراحی

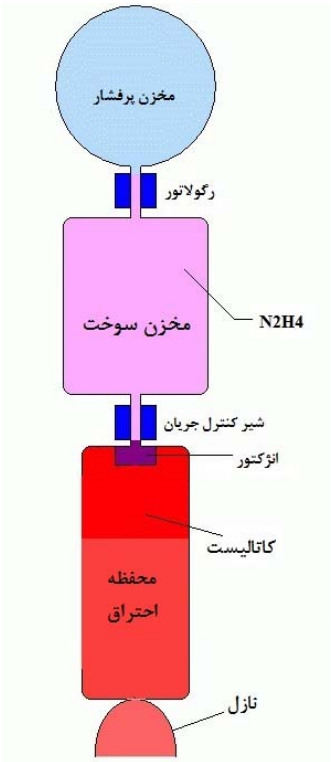
پارامتر ثابت	مقدار/ جنس	واحد
جنس مخزن گاز پرفشار	تیتانیوم	-
جنس مخزن سوخت	آلومینیوم	-
جنس محفظه احتراق و نازل	استیل	-
فشار محیط	۰/۱	bar
زاویه قسمت همگرای نازل	π/4	rad
زاویه قسمت واگرای نازل	π/12	rad
دمای تانک (مخزن)	۲۹۸	K
دمای تانک گاز پرفشار (فشارنده)	۲۹۸	K
چگالی کاتالیست	۴۸۷/۵	kg/m3
قطر گوی‌های محفظهٔ کاتالیست	۰/۰۰۳	m
افت فشار درون مسیر	۰/۵	bar
درصدتجزیه آمونیاک	۰/۵۵	-
ضریب بار بستر کاتالیستی	۱۵	$Kg/m^2.s$

جدول ۲- بازه متغیرهای طراحی درنظرگرفته شده برای هردو روش طراحی

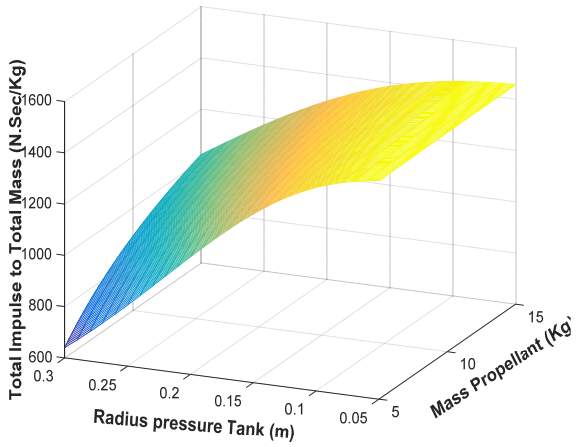
	بازه	واحد
فشار محفظه احتراق	۱ تا ۴۰	bar
شعاع مخزن گاز پرفشار	۰/۰۵ تا ۰/۳	m
مقدار جرم سوخت	۵ تا ۹۰	kg
زمان سوزش	صفر تا ۲۰۰	sec

زیرسامانهٔ محفظهٔ احتراق

این زیرسامانه فضای مناسبی را برای سوختن هیدرازین فراهم می‌کند. محفظه احتراق از کاتالیست، بستر کاتالیست و نازل تشکیل شده و میزان تراست و ضربه مخصوص به سایز و ویژگی‌های این زیرسامانه وابسته است [۱۴]. جنس این زیرسامانه با توجه به لزوم مقاومت بالا در آن معمولا از استیل است. کاتالیست یکی از مهم‌ترین قسمت‌های این سامانه پیشرانش است که وظیفهٔ تجزیه کامل هیدرازین و تبدیل آن به جریان داغ گازهای نیتروژن و آمونیاک را دارد. کاتالیست‌های مختلفی برای تجزیه هیدرازین پیشنهاد شده‌اند؛ نظیر پالادیم، پلاتین، روتنیوم، نیکل، ایریدیوم و ... اما کاتالیست ایریدیوم بر پایه گاما آلومینا به علت فعالیت و هدایت گرمایی بالا کاربرد بیشتری دارد. مهم‌ترین کاتالیست‌های تولیدی مربوط به شرکت شل هستند که با نام شل ۴۰۵[20] و اس ۴۰۵[21] توسعه یافته‌اند و بر پایه عنصر ایریدیوم یا روتنیوم هستند [۱۵].

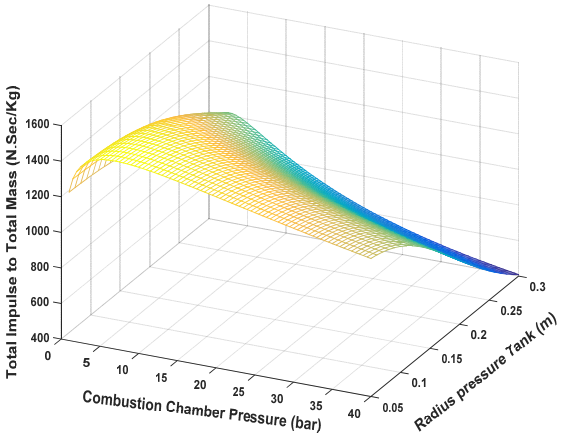


شکل ۱- نمایی از قسمت‌های مختلف سامانه پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای

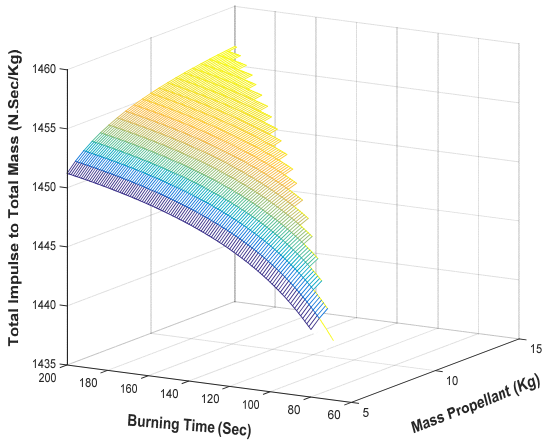


شکل ۲- تاثیر جرم سوخت و شعاع مخزن پرفشار بر نسبت ضربه کل به جرم کل

20. Shell-405
21. S-405



شکل ۳- تأثیر فشار محفظهٔ احتراق و شعاع مخزن پرفشار بر نسبت ضربه کل به جرم کل



شکل ۴- تأثیر جرم سوخت و زمان سوزش بر نسبت ضربهٔ کل به جرم کل

بستر کاتالیستی با ابعاد هندسی معرفی می‌شوند که وابسته به فشار و درصد تجزیه آمونیاک هستند که جهت محاسبه آن از روابط مرجع [۱۶] استفاده شده است.

طول محفظهٔ احتراق مطابق رابطهٔ (۳) عموماً ۲۰ درصد بیشتر از طول محفظهٔ کاتالیست درنظر گرفته می‌شود تا جریان بعد از کاتالیست و قبل از ورود به نازل آرام و یکنواخت شود [۱۴].

$$L_{th} = 1.2L_{ctl} \qquad (۳)$$

در محاسبه ابعاد نازل، سربند و محفظه احتراق از روابط مرجع [۱۴] استفاده شده است. جرم کل محفظه احتراق مطابق رابطه (۴) و از جمع جرم نازل و کاتالیست و محفظه احتراق به‌دست می‌آید.

$$M_{thruster} = M_{comb} + M_{Nozzel} + M_{cat} \qquad (۴)$$

زیرسامانه مخزن سوخت

مخازن سوخت به صورت کروی یا استوانه‌ای ساخته می‌شوند. مخازن سوخت استوانه‌ای قطر کمتر و فرآیند ساخت راحت‌تری دارند اما در مقایسه با نوع کروی وزن بالاتری خواهند داشت. جنس این زیرسامانه به منظور کاهش جرم از آلومینیم و یا تیتانیوم است. شایان ذکر است که این مخازن نسبت به قطر و حجم محدودیت دارند، بنابراین در صورتی که قطر مخازن کروی بالاتر از حد مجاز باشد از نوع استوانه‌ای استفاده می‌شود [۸]. از معادلهٔ (۵) برای یافتن جرم مخزن کروی و از معادلهٔ (۶) برای یافتن جرم نوع استوانه‌ای استفاده شده است.

$$M_{Tank.sph} = 2n_{sf}\pi R_{Tank}^3 \rho P_{Tank}/\sigma \qquad (۵)$$

$$M_{Tank.cyl} = \left(\frac{2n_{sf}\pi R_{Tank}^2 \rho P_{Tank} L_{cyl}}{\sigma}\right) + Mcap_{cyl} \qquad (۶)$$

زیرسامانه تغذیه فشار

زیرسامانه تغذیه فشار وظیفه رساندن هیدرازین از مخزن سوخت را به تراستر برعهده دارد. در تراسترهای تک‌مؤلفه‌ای عموماً این زیرسامانه بر پایه مخازن تحت فشار طراحی می‌گردد. در این نوع سامانه تغذیه، وظیفه تامین فشار مناسب با استفاده از گازهای پرفشار و عموما بی‌اثر مانند هلیوم و نیتروژن انجام می‌پذیرد. چنانچه فشار ثابت مورد نیاز باشد از رگولاتور استفاده می‌گردد. این زیرسامانه شامل لوله‌های رابط، مخزن، رگولاتور، شیر و گاز پرفشار است؛ که بیشترین جرم، مربوط به مخزن و گاز پرفشار است [۸]. به منظور مقاومت در برابر فشار داخلی جنس مخزن از تیتانیوم است. جرم این زیرسامانه از معادله (۷) محاسبه می‌شود.

$$\begin{aligned} M_{pgt} &= 2\pi R_{pgt}^3 n_{sf} P_{max} \rho_{tit}/\sigma_{tit} \\ M_{gas} &= (V_{tank} + V_{pgt})P_{tank}/(RT_{tank}) \\ M_{feeding} &= M_{pgt} + M_{gas} \end{aligned} \qquad (۷)$$

واکنش تجزیه هیدرازین

در بستر کاتالیزوری، هیدرازین طی تماس با کاتالیست طی یک فرآیند گرماده مطابق معادله (۶) تجزیه شده و به آمونیاک و نیتروژن تبدیل می‌گردد. از آنجا که واکنش تجزیه کاتالیستی هیدرازین و تبدیل به آمونیاک گرمازاست، لذا پدیده‌های انتقال جرم و انتقال گرما همزمان وجود خواهند داشت. گرما در اثر وجود دو عامل مختلف منتقل می‌شود؛ یکی اختلاف دما بین دو نقطه و دیگری گرمایی که به همراه انتقال یک جزء از یک فاز به فاز دیگر آزاد می‌شود [۱۷]. در ادامه آمونیاک از معادلهٔ (۹) طی یک فرآیند گرماگیر تجزیه می‌شود و به نیتروژن و هیدروژن تبدیل می‌گردد. میزان تجزیه آمونیاک تابعی از نوع و شکل بستر کاتالیزوری است.

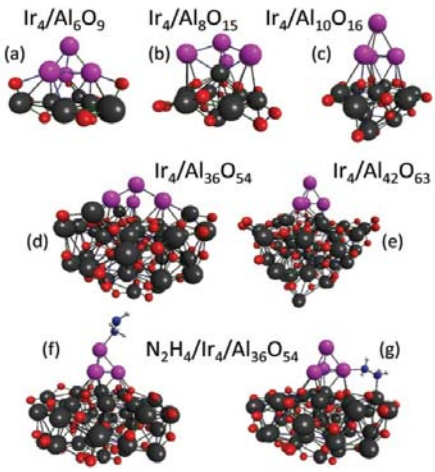
در شکل (۵) فرایند تجزیه هیدرازین توسط کاتالیست ایریدیوم بر پایه آلومینا نشان داده شده است.

$$3N_2H_4 \rightarrow 4NH_3 + N_2 \quad \Delta H = -157\ KJ/mol \qquad (۸)$$

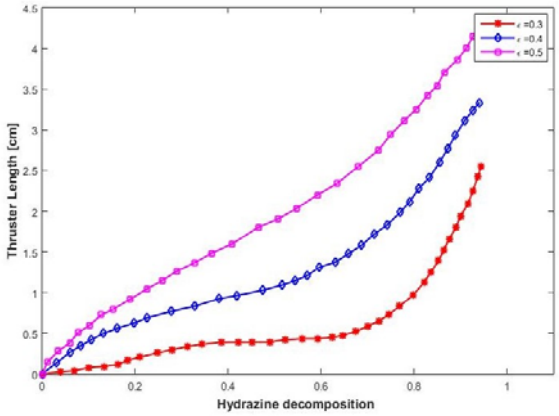
$$4NH_3 \rightarrow 2N_2 + 6H_2 \quad \Delta H = +190\ KJ/mol \qquad (۹)$$

در نمودار شکل (۶) برای سه درصد تخلخل (ε) مختلف (۰/۳، ۰/۴، ۰/۵) افزایش درصد تبدیل هیدرازین متناسب با افزایش طول محفظه نشان داده شده است. در واقع برای آنکه درصد بیشتری از هیدرازین به محصول تبدیل شود باید میزان ماندگاری توده گاز در داخل محفظه بیشتر باشد. در تبدیل‌های بالاتر از ۷۵ درصد چون بخش اعظم واکنش انجام شده است، برای افزایش اندک در درصد تبدیل، طول بزرگتری مورد نیاز است. اگر واکنش تجزیه آمونیاک (معادله ۹) در این مدل‌سازی در نظر گرفته شود در این صورت شیب نمودار در میزان بیش از ۷۵ درصد به شدت کاهش خواهد یافت که به تبع آن طول محفظهٔ احتراق کاهش خواهد یافت، زیرا به محض تبدیل تجزیه آمونیاک، مقدار بیشتری از هیدرازین تجزیه خواهد شد [۱۸].

با توجه به بررسی صورت گرفته نوع کاتالیست از طریق درصد تجزیه آمونیاک و ضریب بار بستر کاتالیستی روی دمای شعله و محصولات احتراق تأثیر مستقیم دارد. کاتالیست‌های هیدرازینی بیشتر گرانولی هستند. مهم‌ترین مشخصه کاتالیست‌های هیدرازین ضریب بار بستر کاتالیستی هستند؛ که این ضریب در بازه‌ای بین ۷ تا ۷۰ است. کاتالیست انتخابی ضریب بار بستر برابر ۱۵ دارد. از طرفی دیگر مقدار تجزیه آمونیاک نیز بر روی دمای شعله و محفظهٔ احتراق مؤثر است؛ که کنترل این مقدار موجب افزایش دما و افزایش راندمان خواهد شد. در مقالهٔ حاضر مقدار درصد تجزیه آمونیاک ثابت و برابر ۰/۵۵ درصد درنظر گرفته شده است.



شکل ۵- مراحل تجزیه و سوختن هیدرازین به وسیله کاتالیزر ایریدیوم بر پایه آلومینا [۱۹]



شکل۶- نمودار طول محفظهٔ احتراق کاتالیستی بر حسب میزان تبدیل هیدرازین برای سه درصد تخلخل ($\varepsilon = 0.3, \varepsilon = 0.4, \varepsilon = 0.5$) [۱۸]

نتایج طراحی ترتیبی سامانهٔ پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای

همان‌طور که در توضیح طراحی ترتیبی اشاره شد؛ در این روش بهینه‌سازی در سطح سامانه صورت نمی‌گیرد و طراحی از زیرسامانه‌ای که تأثیر بیشتری بر سایر زیرسامانه‌ها دارد، آغاز می‌شود. به همین منظور مطابق چارچوب طراحی شکل (۷)، بهینه‌سازی ابتدا در زیرسامانهٔ محفظهٔ احتراق با وارد شدن متغیرها و پارامترهای طراحی صورت می‌گیرد؛ و مقدار متغیر بهینهٔ این زیرسامانه به زیرسامانهٔ مخزن سوخت و زیرسامانهٔ تغذیه فشار داده می‌شود. در واقع مطابق این روش طراحی، ابتدا زیرسامانه محفظهٔ احتراق به ازای متغیرهای مسئلهٔ بهینه می‌شود؛ در مرحلهٔ بعد متغیرهای مشترک در زیرسامانه پایین دستی یعنی دبی سوخت (جرم سوخت به زمان سوزش) و جرم سوخت به عنوان پارامترهای طراحی به ترتیب به زیرسامانه‌های مخزن سوخت و مخزن گاز پرفشار وارد می‌شوند.

مسئله به دو صورت تک هدفی و دو هدفی مورد مطالعه قرار گرفته است. در طراحی سامانه‌های پیشرانش، طراحان معمولاً می‌خواهند کارایی سامانه را افزایش و جرم آن را کاهش دهند. در حالت دو هدفی بودن مسئله طراحی، جبهه پرتویی به‌دست می‌آید؛ که توابع هدفش مخالف هم هستند به عبارت دیگر افزایش ضربه کل موجب افزایش جرم کل سامانه می‌شود. در این حالت با درنظرگرفتن الزامات طراحی و مصالحه‌ای که بین نقاط ممکن جبهه پرتو صورت گرفت نقطه B نسبت ضربه کل به جرم کل بالاتری (۱۴۵۳/۳۲) را از خود نشان می‌دهد. در این پژوهش از الگوریتم

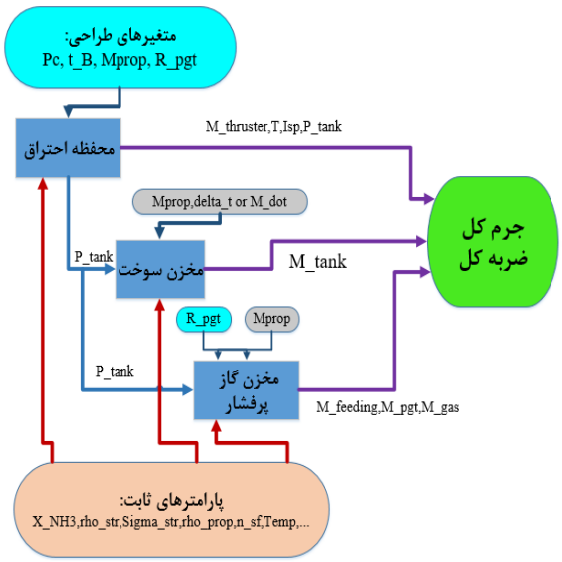
ژنتیک دوهدفی[۲۲] (MOGA) برای بهینه‌سازی و تشکیل جبهه پرتو استفاده شده است (نمودار شکل ۸).

در حالت تک هدفی بودن مسئله طراحی تابع هزینه‌ای با عنوان ضربه کل به جرم کل جهت نشان دادن راندمان سامانه تعریف شده است، و هدف از بهینه‌سازی سامانه، بیشینه‌کردن این نسبت است. در این حالت از روش بهینه‌سازی ترکیبی ژنتیک[۲۳] (GA) و برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی[۲۴] (SQP) برای دستیابی به نقطه دقیق بهینگی بهره گرفته شده است. این روش جزء روش‌های بهینه سازی ترکیبی است؛ که می 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[۲۵] 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؛ ولی همگرایی کند و عدم رسیدن به نقطه دقیق اکسترمم از عوامل نقص این الگوریتم است. 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 جامعیت[۲۶] در جستجو و روش SQP خاصیت تشدید[۲۷] را دارد که با ترکیب این دو الگوریتم نواقص همدیگر را خنثی و راندمان رسیدن به جواب را بالا می‌برد.

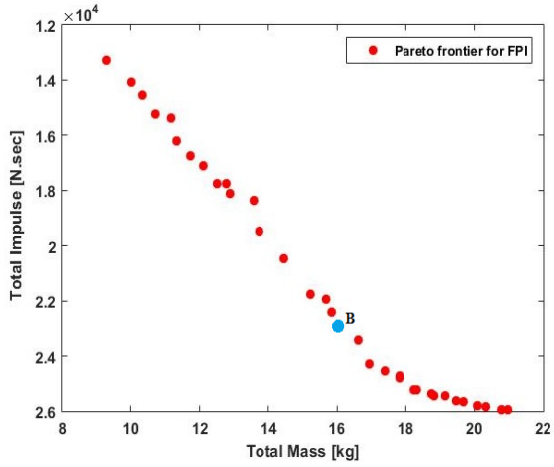
به‌منظور شرایط بهینه‌سازی برابر، پارامترهای الگوریتم بهینه سازی در هر دو روش یکسان است (جدول ۳). نتایج بهینه‌سازی روش طراحی ترتیبی به صورت تک هدفی در جدول (۴) آورده شده است.

جدول ۳- پارامترهای الگوریتم ژنتیک برای چارچوب‌های FPI و AAO

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



شکل ۷- چارچوب طراحی ترتیبی (FPI) سامانه پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای



شکل ۸- جبهه پرتو سامانه پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای برای طراحی ترتیبی(FPI) در حالت چندهدفی

جدول ۴- نتایج روش طراحی ترتیبی (FPI) با رویکرد تک هدفی

	مقدار	واحد
نسبت ضربه‌کل به جرم‌کل	۱۴۲۵/۶۴۱	N.sec/kg
ضربه کل	۱۰۲۵۲/۳۰۳	N.sec
جرم کل	۷/۱۹۱	kg
مقدار جرم سوخت	۵/۰۱۹	kg
شعاع مخزن گاز پرفشار	۰/۰۵	m
تراست	۵۱/۲۶۵	N
فشار محفظه احتراق	۱۲/۳۲۱	bar
زمان سوزش	۱۹۹/۹۸۵	sec

22. Multiobjective Genetic Algorithm
23. Genetic Algorithm
24. Sequential quadratic programming
25. Heuristic
26. Exploration
27. Exploitation

نتایج بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی سامانهٔ پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی

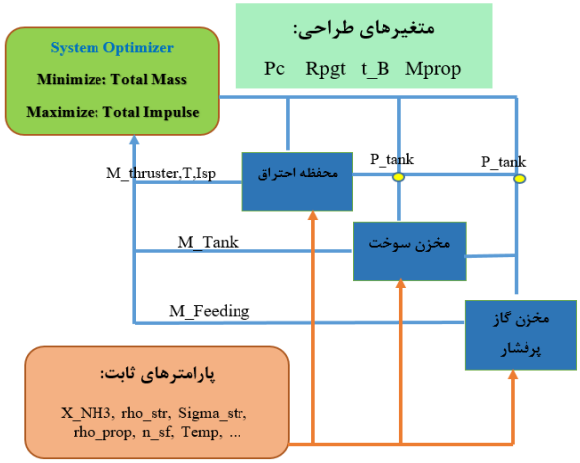
در بهینه‌سازی چندموضوعی تحت چارچوب همه باهم (AAO) که ماتریس طراحی آن در شکل (۹) آمده است، یک بهینه ساز در سطح سامانه وجود دارد. بر مبنای این روش، سطح سامانه با در اختیار گرفتن متغیرهای طراحی اعم از متغیر داخلی، حالت و کوپل، مسئله بهینه‌سازی را برای بهینه‌کردن تابع هدف کلی سامانه مدیریت می‌کند. بر این اساس مقادیر ورودی از سطح سامانه گرفته می‌شود و متغیرهای مورد نیاز داخلی تحت تأثیر مقادیری که سطح سامانه به خود می‌گیرد؛ محاسبه می‌شود. به همین دلیل بهینه‌ساز سطح سامانه با توجه به متغیرهایی که در اختیار دارد، بی آنکه دید زیرسامانه‌ای در مسئله داشته باشد؛ مقدار خروجی سامانه را بهینه می‌کند.

با توجه به فرض مسئله طراحی سامانه پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی، به دنبال سامانه‌ای هستیم تا بتواند تراستی بین ۵۰ تا ۱۵۰ نیوتن را به عنوان قید مسئله تأمین کند. مسئله به دو صورت تک هدفی و دو هدفی مورد مطالعه قرار گرفته است. در حالت دو هدفی مشابه روش طراحی ترتیبی با جبهه پرتویی روبه‌رو هستیم که رفتار توابع هدف را در فضای مسئله بهینه‌سازی نشان می‌دهد (نمودار شکل ۱۰). مشاهده رفتار جبهه پرتو نشان می‌دهد که افزایش ضربه کل سامانه موجب افزایش وزن آن می‌شود. با درنظرگرفتن الزامات طراحی و مصالحه‌ای که بین نقاط ممکن جبهه پرتو صورت گرفت نقطه A نسبت ضربه کل به جرم کل بالاتری (۱۴۶۱/۸۲) را از خود نشان می‌دهد. به مانند روش طراحی ترتیبی برای بهینه‌سازی و تشکیل جبهه پرتو از الگوریتم ژنتیک دوهدفی (MOGA) استفاده نموده‌ایم.

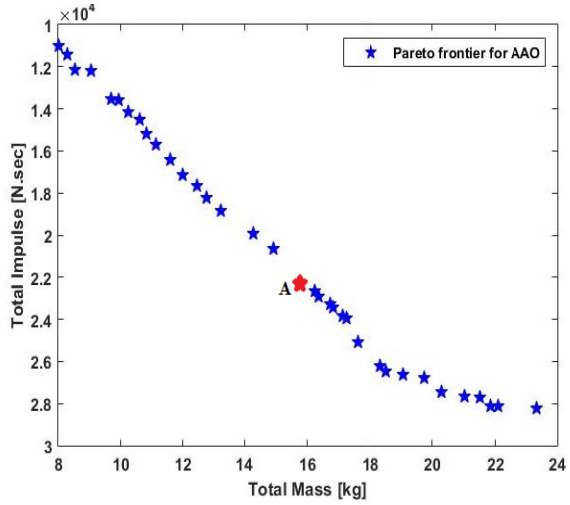
در حالت تک هدفی بودن مسئله طراحی تابع هزینه‌ای با عنوان ضربه کل به جرم کل تعریف شده است؛ و هدف از بهینه‌سازی سامانه، بیشینه‌کردن این نسبت است. در این حالت، از روش بهینه‌سازی ترکیبی (SQP-GA) در سطح سامانه استفاده شده است. سطح سامانه با در کنترل داشتن چهار متغیر فشار محفظهٔ احتراق، جرم‌سوخت، زمان سوزش و شعاع مخزن گاز پرفشار در صدد بهینه‌کردن تابع هدف است. نتایج بهینه‌سازی روش طراحی چندموضوعی به صورت تک هدفی در جدول (۵) نشان داده شده است.

جدول ۵- نتایج طراحی روش همه با هم (AAO) با رویکرد تک هدفی

	مقدار	واحد
نسبت ضربه‌کل به جرم‌کل	۱۴۵۴/۵۵	N.sec/kg
ضربه کل	۲۲۳۳۱/۸۴۸	N.sec
جرم کل	۱۵/۳۵۳	kg
مقدار جرم سوخت	۱۱/۳۵۱	kg
شعاع مخزن گاز پرفشار	۰/۰۵	m
تراست	۱۴۹/۰۰۴	N
فشار محفظهٔ احتراق	۶/۹۸۲۱	bar
زمان سوزش	۱۴۹/۸۷۳	sec



شکل ۹- چارچوب طراحی چندموضوعی همه باهم (All at once) سامانهٔ پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی



شکل ۱۰- جبهه پرتو سامانه پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای برای طراحی چندموضوعی همه با هم (AAO)

ارزیابی نتایج

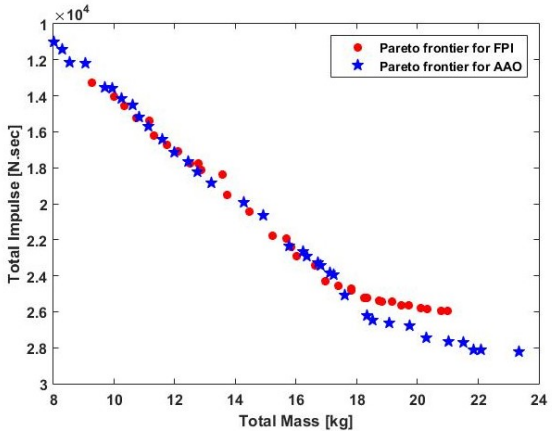
سامانه پیشرانش فضایی نمونه یک سامانه یکپارچه و پیچیده‌ای است که در فرایند طراحی آن ارتباطات محاسباتی و عوامل زیادی دخیل هستند. بر این اساس در این پژوهش بعد از مدلسازی سامانه پیشرانش تک مؤلفه‌ای هیدرازینی به بهینه‌سازی تحت چارچوب طراحی ترتیبی (FPI) و همه باهم (AAO) پرداخته شد. مسئله به دو صورت تک هدفی و دو هدفی بهینه‌سازی گردید.

نتیجه حاصل از طراحی بهینه با رویکرد دوهدفی به صورت جبهه پرتو بیان می‌شود. بر همین اساس هر دو چارچوب طراحی، جبهه پرتویی از نسبت جرم کل به ضربه کل را به عنوان خروجی طراحی در اختیار ما می‌گذارند. از نمودار شکل (۱۱) مشخص است که روش طراحی همه‌باهم گستره بیشتری از فضای پاسخ‌های بهینه مسئله را در بردارد (قابلیت کنکاش بیشتر فضای راه‌حل‌ها) و در اکثر نقاط به ازای هر جرم مشخص، ضربه کل بالاتری را نشان می‌دهد.

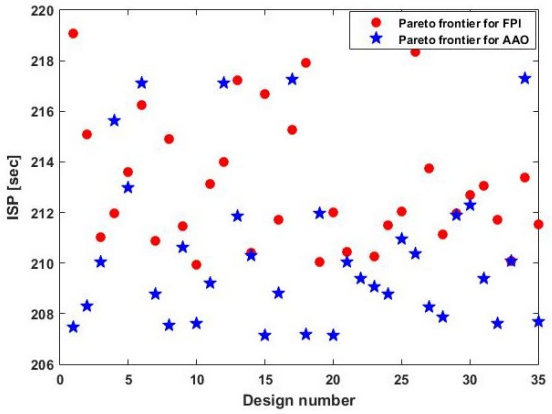
برای ارزیابی بهتر دو چارچوب طراحی به مقایسه سایر مشخصات سامانه پیشرانش تک مؤلفه‌ای پرداخته شده است. در شکل (۱۲) میزان ضربه مخصوص (Isp) برای هر کدام از نقاط متناظر جبهه پرتو در دو چارچوب طراحی قابل مشاهده است. با توجه به پراکندگی نقاط نمودار متوجه می‌شویم که اکثر نقاط روش طراحی ترتیبی دارای ضربه مخصوص بالاتری نسبت به روش همه‌باهم است، ولی با درنظر گرفتن وزن تمام شده سامانه، این نقاط بازدهی کمتری دارند. در شکل (۱۳) جبهه پرتوشعاع محفظه احتراق آورده شده است. از مقایسه این نمودار با نمودارهای دیگر مشاهده می‌شود که متغیر شعاع مخزن پرفشار با متغیرهای جرم سوخت و زمان سوزش رابطه عکس داشته و هر چقدر جرم سوخت بیشتری داشته باشیم برای افزایش ضربه کل به جرم کل بالاتر باید شعاع بزرگتری طراحی کنیم که خود موجب افزایش جرم کل سامانه می‌شود. در شکل (۱۴) جرم سوخت برای هر کدام از نقاط متناظر جبهه پرتو مقایسه شده‌است. شکل (۱۴) گویای این نکته است که پراکندگی جبهه پرتو روش FPI جرم سوخت بالاتری دارد ولی جرم بیشتر سوخت به تنهایی عاملی برای رسیدن به ضربه کل بالا نیست. از طرفی با مشاهده نتایج می‌بینیم که با توجه به بازه مقدار سوخت ۵ تا ۹۰ کیلوگرم برای طراحی این مقدار از حد خاصی بالاتر نمی‌رود.

با مقایسه میزان تراست تولیدی (شکل ۱۵) برای هر کدام از نقاط جبهه پرتو می‌بینیم که بیشتر پراکندگی نقاط روش همه‌باهم، نزدیک قید مسئله و تراست ۱۵۰ نیوتن است در نتیجه این عامل یکی از عوامل تفاوت نتایج جبهه پرتو روش همه‌باهم نسبت به روش طراحی ترتیبی است؛ زیرا از نتایج این نکته قابل استخراج است که مقدار مطلوب تابع هدف در تراست‌های بالاتر بیشتر اتفاق می‌افتد.

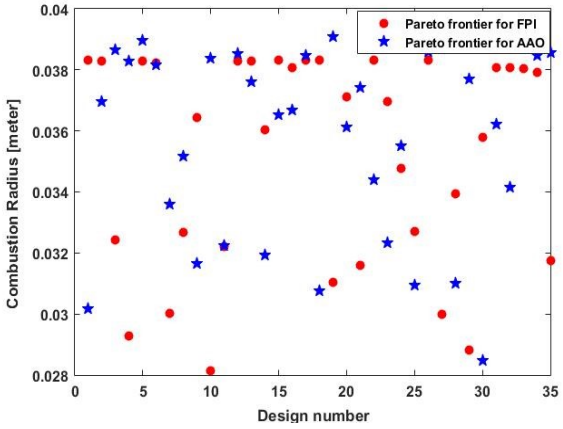
در حالت تک هدفی بودن مسئله طراحی، هدف بیشینه نمودن تابع هزینه مسئله بهینه‌سازی است. بر این اساس بهینه ساز در صدد بیشینه کردن تابع ضربه کل به جرم کل است. نتایج هر دو روش در جدول (۱) و (۲) آورده شده است. از مقایسه این نتایج مشاهده می‌شود که نسبت ضربهٔ کل به جرم کل در روش طراحی ترتیبی (FPI) عدد ۱۴۲۵/۶۴ را نشان می‌دهد؛ در حالی که در روش طراحی چندموضوعی همه با هم (AAO) این نسبت برابر ۱۴۵۴/۵۵ است. پس روش AAO توانسته است با توجه به قیود و بازه متغیرهایی که برایش تعریف شده است نقطه مطلوب‌تری را در فضای پاسخ‌های مسئله بیابد و مقدار بالاتری را نشان دهد. از جنبهٔ دیگر با مقایسهٔ نمودار جبهه پرتو برای روش FPI و مقایسه نتایج آن با حالت تک هدفی که در جدول (۴) آورده شده است؛ اختلاف زیادی مشاهده می‌شود. یکی از علت‌های این اختلاف مربوط به روش بهینه‌سازی تحت این ساختار است. با توجه به این که در الگوریتم GA-SQP شرایط بدون تغییر بهینه‌سازی می‌شود برای همین در زیرسیستمی که ابتدا بهینه می‌شود مسئله به مقدار بهینه واقعی نمی‌رسد و موجب می‌شود از مقدار بهینه دورتر باشیم. در روش دو هدفی به دلیل دخیل بودن دو پارامتر با اینکه بازهم از مقدار بهینه واقعی فاصله دارند ولی بر اثر بهینه بودن دو پارامتر در زیرسیستم‌ها مقدار تابع هدف مطلوب‌تر است.



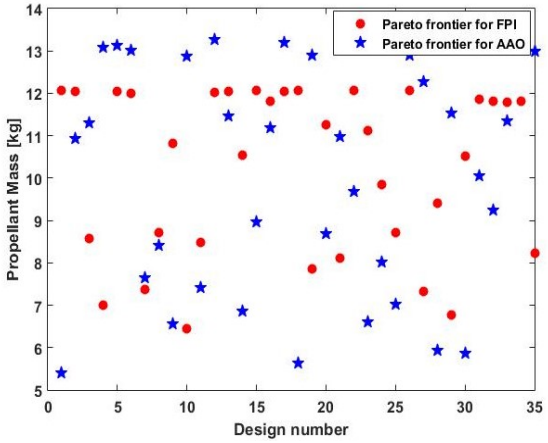
شکل ۱۱- جبهه پرتو دو چارچوب طراحی ترتیبی(FPI) و همه‌باهم(AAO)



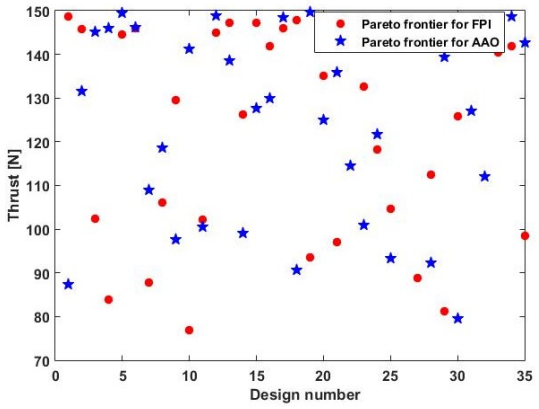
شکل ۱۲- مقایسهٔ میزان ضربهٔ مخصوص جبهه پرتو هر دو چارچوب طراحی



شکل۱۳- مقایسهٔ شعاع محفظهٔ احتراق جبهه پرتو هر دو چارچوب طراحی



شکل۱۴- مقایسهٔ جرم سوخت جبهه پرتو هر دو چارچوب طراحی



شکل۱۵- مقایسهٔ میزان تراست جبهه پرتو هر دو چارچوب طراحی

جمع‌بندی

در این پژوهش همان‌طورکه توضیح داده شد، ابتدا با استفاده از الگوریتم طراحی ترتیبی و با در نظر گرفتن قیود و متغیرهای مسئله، سامانه پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی به سه زیرسامانه مخزن سوخت، زیرسامانه مخزن پرفشار و زیرسامانه محفظهٔ احتراق تقسیم گردید و تحت الگوریتم طراحی ترتیبی خروجی‌های مسئله به‌دست آمد. در ادامه با کمک چارچوب بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی و ساختار همه‌باهم (AAO) و با حفظ شرایط قبلی به طراحی پرداخته‌شد. تأثیر المان‌های مختلف روی اهداف طراحی بررسی شد و مقدار بهینه به‌دست آمده از هر کدام از ساختارهای طراحی از جوانب مختلف مورد مقایسه قرار گرفت. روش طراحی بیان شده یک امکان تصمیم‌گیری مناسب را برای انتخاب پارامترهای طراحی سامانه پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای فراهم کرد؛ و مزیت‌ها و معایب روش‌های طراحی چند موضوعی و ترتیبی را نشان داد.

شایان ذکر است؛ روند طرح مسئله به دو صورت تک هدفی و دو هدفی بود. در نهایت از مقایسه نتایج این دو روش طراحی این نتیجه به‌دست آمد که چارچوب طراحی بهینه همه‌باهم (AAO) به دلیل کنترل متغیرهای طراحی در سطح سامانه و قابلیت دید یکپارچه و سیستمی که نسبت به تابع هدف دارد؛ در برخورد با تغییرات متغیرها و خروجی‌های هر موضوع در فرآیند بهینه‌سازی، عکس‌العمل مناسبی از خود نشان می‌دهد.

مراجع

[1] Ronald. W. H., Larson, W. J. and Gary, N. H., eds. *Space Propulsion Analysis and Design*, 1rd Edition, McGraw-Hill, 1995.

[2] Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 7rd Edition, John Wiley & Sons, 2017.

[3] Huzel, D.K., Huang, D.H. and Arbit, H., *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, 1rd Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

[4] 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.

[5] 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.

[6] Juergen, M., "Thruster Options for Microspacecraft - A

[7] Review and Evaluation of Existing Hardware and Emerging Technologies," *Presented at the 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Seattle, WA, 1997.

[8] Wiley, S., Dommer, K. and Mosher, L. "Design and Development of the Messenger Propulsion System," *American Institute of Aeronautics and Astronautics/ Society of Automotive Engineers/ American Society of Mechanical Engineers Joint Propulsion Conference*, Huntsville, 2003.

[9] Adami, A.H., Mortazavi, M. 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.

[10] 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.

[11] Fazeley, H. R, Naseh, H., Mirshams, M. Novinzade, A. "Comprehensive pattern design of a spacecraft bi-propellant propulsion low fuel.'' *Journal of Space science and technology,* Vol.7, No. 3, 2014, pp.9-21. (in Persian).

[12] 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.

[13] Jamali, Sajjad, Seyedhosein Poortakdoost, and Seyed javad Mousavi. "Multidisciplinary and multuobjective optimization of a flying projective using evolutionary algorithm (NSGA-II)." Journal of Aviation, Vol.16, No. 1, 2014, pp.17-32. (in Persian).

[14] Balesdent, Mathieu, Bérend, N., Dépincé, P. and Chriette, A., "A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design." *Structural and Multidisciplinary Optimization,* Vol.45, No. 5, 2012, pp.619-642.

[15] Adami, Amirhossein, Mortazavi, M., Nosratollahi, M., Taheri, M. and Sajadi, J., "Multidisciplinary Design Optimization and Analysis of Hydrazine Monopropellant Propulsion System." *International Journal of Aerospace Engineering* , Vol.88, No. 6, 2015, pp.45-51.

[16] McRight, Patrick, Popp, C., Pierce, C., Turpin, A., Urbanchock, W. and Wilson, M. , "Confidence Testing of Shell-405 and S-405 Catalysts in a Monopropellant Hydrazine Thruster." *AIAA paper 3952*, 2005.

[17] Nosratollahi, Mehran, Amirhossein Adami, "Conceptual multidisciplinary design optimization of monopropellant propulsion system for a Small Satellite.'' Journal of *Space science and technology,* Vol.3, No. 4, 2010, pp.11-23. (in Persian).

[18] Treybal, E. R., *Mass Transfer Operations*, 3rd edition, McGraw- Hill, 1981.

[19] Qhanbaripakdehi, Shahram, Mahdi Mozaffari, Ali Hashemi, "Modeling of catalytic propulsion system in incomplete combustion mode.'' Journal of *Fuel and Combustion,* Vol.2, No. 2, 2009, pp.56-67. (in Persian).

[20] Schmidt, Michael W., and Mark S. Gordon. "The decomposition of hydrazine in the gas phase and over an iridium catalyst." *Zeitschrift für Physikalische Chemie,* Vol. 227, No.9-11, 2013, pp.1301-1336.