

Research Paper

Design of an Upper Stage Propulsion System by Multi-Objective Hybrid PSO

M. Nosratollahi^{1*}, M. Fatehi², A. Adami³

1. Department of Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2. PhD Candidate, Shahid Beheshti University, Aerospace Department, Tehran, Iran

3. Department of Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

* m_nosratollahi@sbu.ac.ir

Orbital transfer blocks have the task of transferring satellites to objective orbits from parking orbit. This paper will give attention to the optimal multidisciplinary design of the propulsion system of two liquid components, one of the most important subsystems of Orbital transfer blocks. Designing with multi-objective bipropellant system, based on minimum total mass and maximum Isp, and at the end mentioned costs and compared. For combinations of NTO as Oxidizer and fuels, which are: UDMH, MMH, Hydrazine and RP-1, then for usual structures utilized in this systems, design and optimization occurred by multi-objective hybrid Particle Swarm Optimization (PSO) algorithms.

Keyword: Upper Stage, System Design, Bi-propellant Propulsion System, Hybrid PSO Algorithms

¹ Associate Professor (Corresponding Author)

² M.Sc.

³ Assistant Professor

مقاله علمی - پژوهشی

طراحی سیستم پیشرانش دومؤلفه‌ای یک طبقه فوقانی با الگوریتم PSO هیبریدی چندهدفه

مهران نصرت‌الهی^{۱*}، محمد فاتحی^۲ و امیرحسین آدمی^۳

۱، ۲ و ۳- مجتمع تحقیقات فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

*nosratolahi@mut.ac.ir

بلوک‌های انتقال مداری وظیفه‌ی انتقال ماهواره‌ها از مدار پارکینگ به سایر مدارهای هدف را دارند، در این مقاله به طراحی بهینه یکی از مهم‌ترین زیرسیستم‌های آن یعنی زیرسیستم پیشرانش و از نوع دومؤلفه‌ای مایع، به صورت چندهدفه مبتنی بر حداقل جرم و حداکثر ضربه مخصوص پرداخته شده و در نهایت به مقایسه هزینه‌های آن نیز اشاره‌ای شده است. برای ترکیب‌های اکسید نیتروژن (NTO) به عنوان اکسیدانت و سوخت‌های دی‌متیل هیدرازین غیرمتقارن (UDMH)، مونومتیل هیدرازین (MMH)، هیدرازین و RP-1 (کراسین- نوع ۱) و برای سازه‌های معمول مورد استفاده در این سیستم‌ها طراحی و بهینه‌سازی توسط الگوریتم ازدحام ذرات (PSO) هیبریدی چندهدفه صورت گرفته است.

واژه‌های کلیدی: بلوک انتقال مداری، طراحی سیستمی، سیستم پیشرانش دومؤلفه‌ای، الگوریتم ازدحام ذرات هیبریدی

علائم و اختصارات

مقدمه

بلوک‌های انتقال مداری وظیفه‌ی انتقال ماهواره‌ها در فاز نهایی را دارند و محدوده عملکرد این بلوک‌ها در خارج از جو و در فاصله مدار پارکینگ به بالاست [۱]. بلوک انتقال مداری مانند سایر سیستم‌های انتقال فضایی شامل بخش‌هایی همچون پیشرانش، سازه، اویونیک، کنترل و تعیین وضعیت و سایر سیستم‌های دیگر مانند سیستم‌های کنترل دماست [۲].

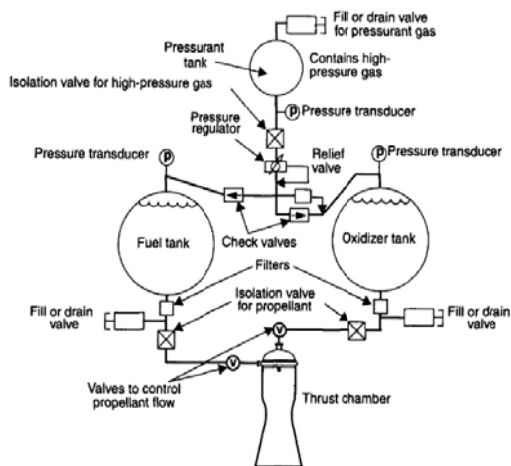
در شکل (۱) موتور طبقه فوقانی^۴ ماهواره‌بر آریان ۵ بنام Aestus قابل مشاهده است که بر روی طبقات فوقانی دو نوع ES و GS برای تزریق محموله به مدارهای LEO، SSO و GTO استفاده می‌گردد. در شکل، دو مخزن از چهار مخزن آلومینیومی پیشران NTO/MMH آن قابل مشاهده‌اند که دو مخزن سوخت کروی و دو مخزن اکسیدانت کمی کشیده‌تر است. این سامانه

Nitrogen Tetra Oxide (NTO)	اکسید نیتروژن
Unsymmetrical Di Methyl Hydrazine (UDMH)	مونو متیل هیدرازین
Mono Methyl Hydrazine (MMH)	کراسین - نوع ۱
Rocket Propellant type-1 (RP-1)	ازدحام ذرت
Particle Swarm Optimization (PSO)	مونومتیل هیدرازین
Mono Methyl Hydrazine	دی‌متیل هیدرازین غیرمتقارن
Unsymmetrical Di Methyl Hydrazine	مدار زمین آهنگ
Low Earth Orbit (LEO)	
Sun-Synchronous Orbit (SSO)	
Geostationary Transfer Orbit (GTO)	

۱. دانشیار (نویسنده مخاطب)

۲. کارشناس ارشد

۳. استادیار



شکل ۲- فرم کلی یک سیستم پیشرانش دومؤلفه‌ای سوخت مایع [۸]

سیستم پیشرانش دومؤلفه‌ای سوخت مایع

در شکل (۲) می‌توان فرم کلی یک سیستم پیشرانش دومؤلفه‌ای سوخت مایع با سیستم تغذیه مخازن تحت فشار را مشاهده کرد [۸]. همانگونه که در شکل مشخص است سه زیرسیستم کلی تراستر، تغذیه و مخزن‌های پیشران بخش عمده سیستم پیشرانش را تشکیل می‌دهند. در ادامه به توضیح مختصری در مورد هر یک از این سیستم‌ها و زیر بخش‌های هر یک که تأثیر محسوس در وزن سیستم دارد پرداخته می‌شود. مهم‌ترین بخش‌های یک تراستر شامل محفظه احتراق، نازل و درپوش آن است. به‌طورکلی محفظه تراست شامل اجزایی همچون انژکتور سوخت و منیفولد، جرقه‌زن، محفظه احتراق، خروجی نازل و ساختاری برای خنک‌کاری است [۸، ۹].

جدول ۱- اطلاعات کلی از برخی موتورهای سوخت مایع در بلوک‌های انتقال مداری [۱۰]

نام موتور	ترکیب پیشران	تراست [kN]	ضربه مخصوص [s]	فشار محفظه احتراق [MPa]
11D58M	LO ₂ /kerosene	84	355	4.4
RD-0210	N ₂ O ₄ /UDMH	582	327	14.8
Aestus	N ₂ O ₄ /MMH	30	325	1.0
YF-75	LO ₂ /LH ₂	79	440	3.7
LE-5	LO ₂ /LH ₂	122	452	3.8
HM7B	LO ₂ /LH ₂	63	444	3.5
Vinci	LO ₂ /LH ₂	180	465	6.1
RL-10B	LO ₂ /LH ₂	110	466	4.4

سیستم‌های تغذیه پیشران دومؤلفه‌ای سوخت مایع از لحاظ چگونگی تغذیه پیشران‌ها از مخازن ذخیره به محفظه تراست به دو دسته تحت فشار و توربوپمپی تقسیم می‌شوند. در این مقاله نوع اول یعنی مخزن تحت فشار برای سیستم تغذیه در نظر گرفته شده است. از گازهای مختلفی از جمله نیتروژن، هلیوم و غیره می‌توان

دارای یک محفظه احتراق و یک نازل زنگوله‌ای با سرعت خروج گاز 3240 ms^{-1} و تراست ۲۹ kN در خلأ است [۳]. با توجه به اینکه این طبقات فوقانی در ارتفاع‌های بالاتر از مدار پارکینگ عمل می‌نمایند و با افزایش ارتفاع فشار محیط (Pa) کاهش می‌یابد، امکان کار در فشار پایین برای خروجی از نازل (Pe) فراهم می‌گردد. این امر می‌تواند افزایش نسبت انبساط نازل را به همراه داشته باشد. کاهش نسبت Pe/Pc موجب افزایش Isp، کاهش قابل‌توجهی از دبی و حفظ سطح تراست می‌گردد. معمولاً موتورهای بلوک‌های انتقال مداری قابلیت کار در محیط فضا (فشار بسیار کم، تراست نسبتاً کم و ضربه مخصوص نسبتاً بالا (بیشتر از ۳۴۶۰ s برای هیدروژن اکسیژن) را دارند. جدول (۱) شامل برخی از این موتورهای و یک سری اطلاعات کلی در مورد آنهاست [۴، ۵]. معمولاً سیستم‌های پیشرانش دومؤلفه‌ای در کلاس تراست بالا می‌تواند به‌عنوان موتورهای اصلی طبقات فوقانی و تراسترهای با کلاس پایین‌تر می‌تواند به‌عنوان سیستم کنترل عکس‌العملی در آنها و ماهواره‌های بزرگ استفاده گردد [۶]. سیستم‌های پیشرانش دومؤلفه‌ای را می‌توان به نوعی به سه زیرسیستم کلی تقسیم کرد: تراستر، زیرسیستم تغذیه، مخزن‌های پیشران. بخش‌های اصلی یک محفظه تراست شامل صفحه انژکتور، محفظه احتراق، یک نازل مافوق صوت می‌باشد، این محفظه در منابع مختلف با نام‌های سیلندر تراست، سلول تراست، محفظه احتراق موشک و تراستر استفاده می‌شود. در این مقاله از دو نام محفظه تراست و تراستر استفاده شده است. معمولاً نام محفظه تراست برای موتورهای بزرگ (در مرجع ساتن [۷] برای تراست بیش از 1000lbf) و تراستر برای واحدهای تراست کوچک از جمله کنترل وضعیت و پیشران‌های الکتریکی اطلاق می‌شود.



شکل ۱- بلوک انتقال مداری EPS

دارد با وجود ضربه مخصوص (Isp) پایین‌تر، مزیت بیشتری دارد. در نتیجه انتخاب یک سیستم بهینه برای یک مأموریت داده شده در درجه اول به وزن کل سیستم (از جمله سوخت) در مقابل ضربه کل بستگی دارد [۱۴] به همین دلیل در مسئله چندهدفه بیان شده کمینه‌کردن جرم سیستم پیشرانش نسبت به بیشینه ضربه مخصوص دارای ضریب وزنی بیشتری است. از روش مجموع وزن‌ها در تعریف تابع چند هدفه در این مقاله استفاده شده است.

روند طراحی

در ابتدا بسته به نوع انتقال مدار، از مدار مبدأ به هدف و مانور مداری موردنیاز میزان ایمپالس موردنیاز محاسبه می‌گردد. در اینجا فرض بر نیاز به سیستم پیشرانشی با یک تراست و زمان سوزش مشخص شده است. برای طراحی بهینه سیستم پیشرانش ابتدا روابط محاسباتی جرم اجزای مختلف به دست می‌آید و سپس با در نظر گرفتن متغیرهای طراحی بهینه‌سازی مناسب انجام می‌شود. انتخاب متغیرهای طراحی با توجه به اثرات متناقض و متفاوت هریک بر میزان وزن کل سیستم مورد توجه قرار می‌گیرند، به‌عنوان مثال فشار محفظه احتراق (Pc) هم‌زمان بر روی ضربه مخصوص و وزن سازه اثر می‌گذارد. با مشاهده روابط حاکم افزایش ضربه مخصوص یک پارامتر عملکردی مناسب برای سیستم پیشرانش است ولی کاهش وزن نیز یکی دیگر از پارامترهای سنجش یک سیستم پیشرانش مطلوب است. فشار محفظه، فشار مخازن ذخیره‌سازی گاز برای فشارگذاری، نسبت اختلاط اکسیدایزر به سوخت^۵، حجم مخزن‌های ذخیره و نسبت انبساط نازل^۶ از جمله پارامترهای عملیاتی مهم و مؤثر بر سیستم هستند [۷، ۱۴]. با توجه به مطالب مذکور در این مقاله چهار متغیر طراحی به ترتیب فشار محفظه احتراق (Pc)، نسبت اکسیدایزر به سوخت (O/F Ratio)، شعاع مخزن فشارگذاری بر روی سوخت و شعاع مخزن فشارگذاری بر روی اکسیدایزر انتخاب شده است. برای بدست آوردن جرم اجزای مختلف سیستم پیشران فوق به ترتیب جرم مخازن پیشران، جرم مخازن فشارگذاری، جرم مؤلفه‌های سوخت، جرم نیتروژن استفاده شده برای اعمال فشار و جرم تراستر محاسبه می‌شود.

مخازن پیشران و پیشران

مخزن‌های ذخیره پیشران به‌طور کلی شامل وزن خود پیشران (سیال داخل مخزن) و دیگری وزن سازه مخزن است. برای مخزن ذخیره‌سازی می‌توان از اشکال گوناگون و همچنین سازه‌های مختلفی استفاده کرد. مخازن پیشران تحت تنش بالایی هستند و از جنس‌هایی از جمله آلومینیوم، فولاد ضدزنگ، تیتانیوم، آلیاژهای فولادی، پلاستیک تقویت شده با الیاف با یک پوشش نازک درونی از

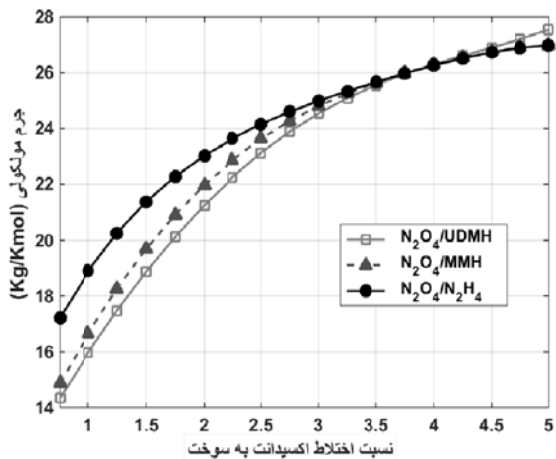
برای فشار گذاری استفاده کرد. یکی از عوامل انتخاب، زیاد نشدن وزن مخزن ذخیره و دیگری واکنش‌ناپذیری آن با پیشران‌هاست. نیتروژن گاز مناسبی برای چنین مواردی است و معمولاً هم این گاز به کار برده می‌شود، در این مقاله نیز از نیتروژن با نسبت گرمای ویژه ۱/۴ برای فشارگذاری استفاده شده است [۱۱].

مبانی طراحی

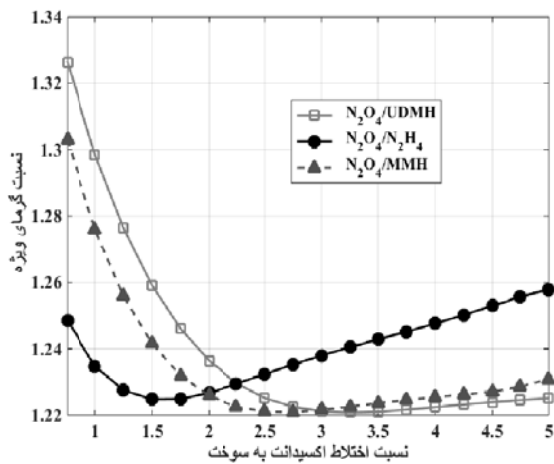
در انتخاب سیستم پیشرانش مناسب پارامترهای ایمنی، ریسک، هزینه، پشتیبانی زمینی و ارتباط با دیگر زیرسیستم‌ها یا تجهیزات زمینی اثرگذار هستند. طراحی یک سیستم پیشرانش مناسب شامل سه سطح از نیازمندی‌ها و الزامات است. در بالاترین سطح تعریف مأموریت است. در سطح دوم توسط الزامات سطح اول شرایط لازم برای پرواز وسیله تعیین می‌شود. در نهایت به کمک دو سطح ذکر شده الزامات سیستم پیشرانش بدست می‌آید که منجر به طراحی و توسعه این سیستم می‌شود. مشخصات بهینه تراست- زمان، قابلیت اطمینان، هزینه و غیره از این عوامل است. مأموریت وسیله و الزامات سیستم پیشرانش به سه عامل عملکرد، هزینه و قابلیت اطمینان وابسته است. برای هر مأموریت معمولاً یکی از معیارها از دو معیار دیگر اهمیت بیشتری دارد که این معیارهای انتخاب ممکن است در تضاد با یکدیگر باشند [۷، ۱۲]. در این مقاله، عملکرد سیستم، به‌عنوان معیار اصلی انتخاب شده است. این عملکرد با نسبت جرمی طبقه فوقانی رابطه مستقیم دارد. جرم سیستم پیشرانش یکی از مهم‌ترین بخش‌های نسبت جرمی طبقه فوقانی است. از عوامل اثرگذار بر جرم سیستم پیشرانش می‌توان به جرم سازه، انتخاب جنس سازه مناسب، درک بهتر و به‌کارگیری روابط نیروها و تنش‌ها و جرم سوخت اشاره کرد. در این پژوهش علاوه بر معیار نسبت جرمی حداکثرکردن ضربه مخصوص (Isp) به عنوان یکی از پارامترهای کارایی موتور انتخاب شده است. Isp بالاتر نیازمند طول نازل بیشتر و فشار عملیاتی بالاتر است که منجر به افزایش وزن سازه تراستر شده و می‌تواند مخازن را هم سنگین‌تر کند (سازه قوی‌تر). با نگرش سیستمی، شرایط بهینه وابسته به حداقل جرم کل سیستم پیشرانش (جرم خشک + جرم سوخت) می‌شود این بدان معنی است که در طراحی چنین سیستمی مقدار بهینه Isp حداکثر مقدار آن نیست و همچنین وزن خشک مطلوب حداقل مقدار نیست [۱۳]. همان‌طور که زمان مأموریت افزایش می‌یابد، سوخت و مخازن و بخشی از وزن کل سیستم افزایش می‌یابد، درحالی‌که وزن نازل‌ها، شیرها و لوله‌کشی ثابت می‌ماند. با مقایسه دو سیستم که وزن‌های ثابت و ضربه‌های مخصوص مختلف دارند ممکن است نشان دهد که سیستم با وزن ثابت پایین‌تر که وزن کلی کمتری هم

5. Oxidizer/Fuel, O/F Ratio

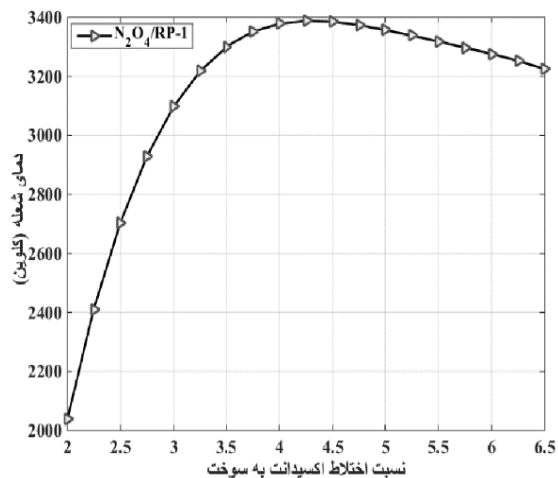
6. Expansion Area Ratio



شکل ۴- تغییرات جرم مولکولی با تغییر O/F برای اکسیدانت N_2O_4 و سوخت‌های MMH , $UDMH$, N_2H_4

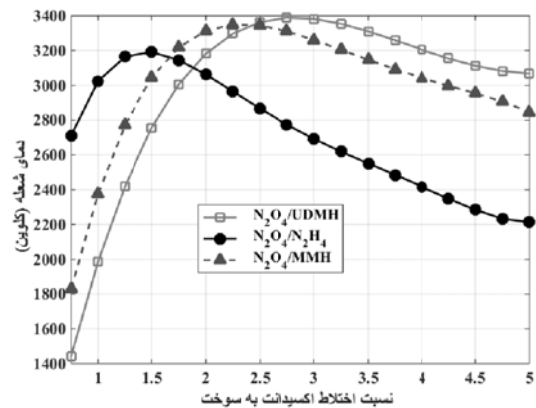


شکل ۵- تغییرات نسبت گرمای ویژه با تغییر O/F برای اکسیدانت N_2O_4 و سوخت‌های MMH , $UDMH$, N_2H_4



شکل ۶- تغییرات دمای شعله $N_2O_4/RP-1$ با تغییر O/F

فلز غیرقابل نفوذ برای جلوگیری از نشتی منافذ دیواره و غیره برای سازه در ساخت آن‌ها استفاده می‌گردد [۷]. انتخاب جنس سازه به موارد متعددی وابسته است حتی نوع سوخت نیز بر روی انتخاب آن وابسته است. به طور مثال سوخت مورد نظر با جنس سازه واکنش ندهد مثلاً مواد سازه سازگار با هیدرازین عبارتند از فولاد ضدزنگ خاص (۳۰۳، ۳۰۴، ۳۲۱ یا ۳۴۷)، نیکلو ۱۱۰۰ و ۳۰۳ سرباز آلومینیوم. آهن، مس و آلیاژهای آن (مانند برنج یا برنز)، مونل، منیزیم، رویواز برخی انواع آلیاژ آلومینیوم باید اجتناب شود. بسیاری از مواد موجب تجزیه هیدرازین می‌شوند که از جمله آهن، نیکل، کبالت را می‌توان نام برد. برای اطلاعات کامل در این باره می‌توان به مرجع [۱۵] مراجعه کرد. در این پژوهش مخازن با توجه به حداقل جرم سازه در واحد حجم، کروی فرض شده است. در مرحله اول طراحی از جنس‌های کامپوزیت کربن، فولاد ضدزنگ، تیتانیوم و آلیاژ آلومینیوم برای کلیه سازه‌ها استفاده می‌شود. از پیشران نیتروژن تترااکسید به‌عنوان اکسیدایزر و کراسین نوعی (Rp-1)، هیدرازین (N_2H_4)، مونومتیل هیدرازین (MMH) و دی متیل هیدرازین نامتقارن (UDMH) به‌عنوان سوخت استفاده شده است. ترکیب NTO/UDMH در موشک‌های بالستیک و موتورهای کمکی، ترکیب مورد علاقه پژوهشگران روس و چین است. ایالات متحده برای بسیاری از موتورهای کمکی ماهواره‌ها و طبقات فوقانی از پیشران دومؤلفه‌ای با ترکیب نیتروژن تترااکسید و مونو متیل هیدرازین (MMH) استفاده کرده و هم‌اکنون نیز در حال استفاده است. شاتل نیز برای مانور مداری از همین ترکیب استفاده می‌کند [۷]. شایان ذکر است که دمای شعله (Tc)، نسبت گرمای ویژه (γ) جرم مولکولی (M) هر یک از این ترکیب‌های پیشران بسته به تغییرات O/F متغیر است که در منابع مختلف به‌صورت جدول‌ها یا نمودارهایی آورده شده‌اند. در اینجا برای ترکیب مذکور بر روی داده‌های مراجع نمودارهایی برآش شده است که در شکل‌های (۳) تا (۸) قابل مشاهده می‌باشند؛ همچنین در مرجع [۱۶] نیز از همین روش استفاده شده است.



شکل ۳- تغییرات دمای شعله با تغییر O/F برای اکسیدانت N_2O_4 و سوخت‌های MMH , $UDMH$, N_2H_4

محاسبه شعاع مخزن و جرم سوخت و اکسیدانت

می‌توان به کمک دبی جرمی کل و نسبت جرم اکسیدانت به سوخت دبی جرمی سوخت را محاسبه کرد. به ترتیب جرم سوخت، حجم سوخت موجود و در نتیجه حجم مخزن سوخت و در آخر جرم مخزن سوخت حاصل می‌شود. ضریب پرشدگی ۰/۷۵ در نظر گرفته شده است (معمولاً این مقدار عددی بین ۰/۵ تا ۰/۹ است که بیانگر نسبت حجم پیشران به حجم کل مخزن است [۱۷]).

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}}{(o/f+1)} \quad (۴)$$

$$V_f = \frac{\dot{m}_f}{\rho_f} \quad (۵)$$

$$V_{tank f} = 1.33 * V_f \quad (۶)$$

$$R_{tank f} = \sqrt[3]{\frac{3 * V_{tank f}}{4 * \pi}} \quad (۷)$$

$$\delta_{tank} = \frac{R_{tank f} * P_{tank}}{2\sigma_{per}} \quad (۸)$$

$$M_{tank f} = 4 \pi R_{tank f}^2 * \rho_{str} * \delta_{tank} \quad (۹)$$

مطابق همین روند برای اکسیدانت نیز طی می‌شود.

زیرسیستم تغذیه پیشران

محاسبه جرم زیرسیستم تغذیه سوخت و اکسیدانت

رابطه (۱۰) نشان‌دهنده اجزای جرمی زیرسیستم تغذیه سوخت است:

$$M_{feeding f} = M_{pgt f} + M_{gof} + M_{pgf} \quad (۱۰)$$

این زیر سیستم شامل دو بخش گاز و سازه ذخیره‌سازی $M_{pgt f}$ است. گاز نیز خود به دو بخش گاز داخل مخزن ذخیره M_{pgf} و مقدار گازی که بر روی پیشران‌ها برای فشار گذاری قرار گرفته M_{gof} تقسیم می‌شود. این مقدار به نام گاز مرده نامیده می‌شود. با در نظر گرفتن ضریب پرشدگی، حجم گاز مرده ۰/۲۵ کل حجم مخزن مفروض شده است [۱۷] و لذا جرم این گاز به صورت رابطه (۱۱) قابل محاسبه است:

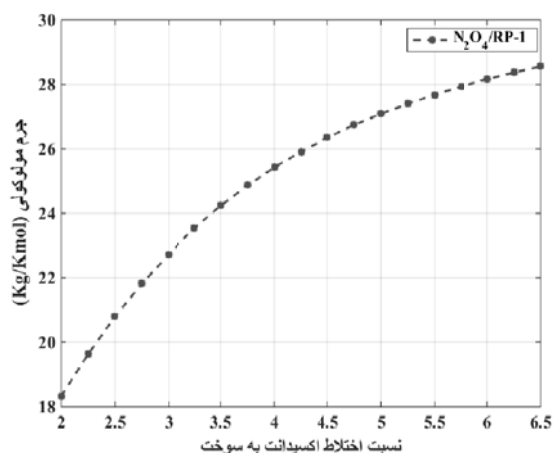
$$M_{gof} = \frac{P_{tank f} V_{gof}}{R_{N_2} T_{gof}} \quad (۱۱)$$

برای محاسبه جرم کل گاز ابتدا حجم کل گاز نیتروژن موجود را حساب کرده و از طریق آن جرم کل گاز به صورت رابطه (۱۲) تعیین می‌شود:

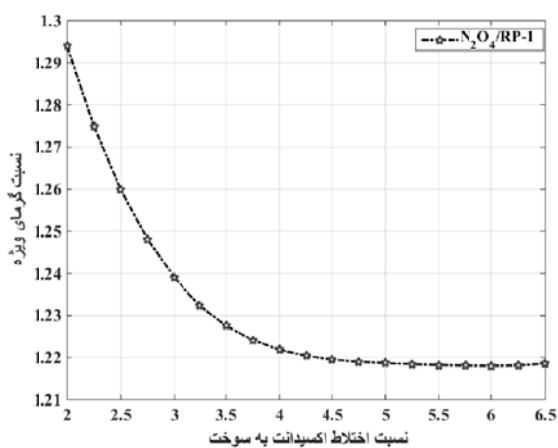
$$M_{gt} = \frac{P_{tank f} V_{total}}{R_{N_2} T_{gt f}} \quad (۱۲)$$

می‌توان بیشینه فشار مخزن گاز فشارنده سوخت و در نتیجه جرم مخزن گاز فشارنده سوخت را طبق روابط (۱۳) و (۱۴) محاسبه کرد:

$$\rho = \frac{M_{gt f} - M_{gof}}{V_{pgt f}} = \frac{P_{max}}{RT} \quad (۱۳)$$



شکل ۷- تغییرات جرم مولکولی NTO/RP-1 با تغییر O/F



شکل ۸- تغییرات نسبت گرمای ویژه NTO/RP-1 با تغییر O/F

برای بدست آوردن جرم مخزن پیشران نیاز به شعاع و فشار مخزن است، لذا به ترتیب ذیل عمل می‌شود. با توجه رابطه زیر که تغییرات فشار از محفظه احتراق به مخازن ذخیره را نشان می‌دهد فشار مخزن ذخیره برحسب فشار محفظه احتراق به دست می‌آید.

$$P_{tank} = P_c + \Delta P_{inj} + \Delta P_{pipe} \quad (۱)$$

قابل توجه است که ΔP_{inj} افت فشار ناشی از انژکتورها می‌باشد و در مراجع مختلف با مقادیری تقریب زده شده است. به عنوان مثال در مرجع [۸] با مقادیر $0.2 P_c$ و $0.3 P_c$ تخمین زده شده که در پژوهش حاضر این مقدار $0.25 P_c$ در نظر گرفته شده است. همچنین با توجه به مرجع [۵] و مقدار ΔP_{pipe} و ΔP_{cool} مقدار $0.15 P_c$ و $0.5 bar$ تخمین زده می‌شوند.

$$\Delta P_{inj} = 0.25 P_c, \Delta P_{pipe} = 0.5 bar, \Delta P_{cool} = 0.15 bar$$

لذا در پایان فشار مخزن را به صورت زیر مدل کرد:

$$P_{tank} = 1.4 P_c + 0.5 bar \quad (۳)$$

برای حل روابط بالا نیاز به محاسبه شعاع خروجی نازل و شعاع گلوگاه است که به کمک روابط آیزنتروپیک به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$\frac{P_c}{P_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

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

$$T = \dot{m}V_e + A_e P_e \quad (21)$$

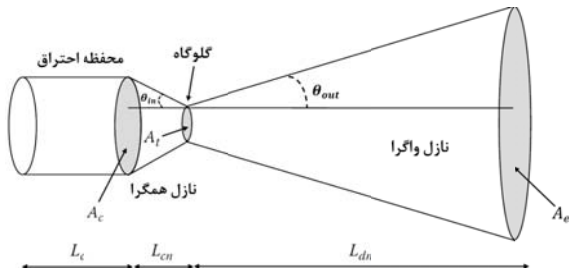
$$A_e = \frac{T - \dot{m}M_e \sqrt{\gamma R T_e}}{P_e}$$

$$A_e = \pi(R_e)^2$$

$$\left(\frac{A_e}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[\frac{2}{\gamma-1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}$$

$$A^* = \pi(R^*)^2$$

با جاگذاری شعاع‌های به دست آمده در روابط ابتدایی و در نظر گرفتن مقادیر $\theta_1 = 45^\circ$ و $\theta_2 = 15^\circ$ [۹، ۵] زوایای ورودی و ورودی همگرا و خروجی و اگر نازل می‌توان جرم نازل را محاسبه نمود. شمای کلی یک نازل همگرا- واگرا در شکل (۹) نمایش داده شده است.



شکل ۹- شمای کلی یک نازل همگرا - واگرا [۱۸]

جرم کل

تا این مرحله جرم تمامی زیرسیستم‌های سامانه پیشران دومیلفه‌ای شدند لذا در نهایت جرم کل به صورت ذیل محاسبه خواهد شد:

$$M_{total} = K_\sigma(M_{tank_f} + M_{tank_o} + M_{pgt_o} + M_{pgt_f} + M_{gof} + M_{go_o} + M_f + M_o + M_{cyl} + M_{cap} + M_{nozzle} + M_{pg_o} + M_{pg_f})$$

در آن ضریب تصحیح K_σ برابر با ۱/۵۵ برای جرم اتصالات و سایر تجهیزات به عنوان ضریب تصحیح در نظر گرفته شده است. حال با منتج شدن رابطه کلی جرم سیستم پیشران می‌توان وارد مرحله بهینه‌سازی شد. در بهینه‌سازی از الگوریتم ازدحام ذرات به صورت هیبریدی با تابع f_{mincon} نرم‌افزار متلب استفاده شده است. این الگوریتم از مهمترین الگوریتم‌هایی است که در حوزه‌ی هوش جمعی جای می‌گیرد که با الهام گرفتن از رفتار اجتماعی برخی از حیوانات مانند ماهی‌ها و پرندگان و غیره طراحی شده است. در این الگوریتم هر پرنده

$$M_{pgt_f} = \frac{4\pi R_{pgt_f}^3 P_{max} \rho_{str}}{2\sigma_{per}} \quad (14)$$

همین روند برای اکسیدایزر نیز قابل پیاده‌سازی است.

زیرسیستم محفظه تراستر

محفظه احتراق بخشی از محفظه تراست است که در آن احتراق یا سوختن پیشران‌ها صورت می‌گیرد. محفظه‌های کروی منجر به حداقل سطح داخلی و حداقل جرم سازه در واحد حجم می‌شوند اما ساخت آن‌ها گران است و چندین بار باید آزموده شود. امروزه ترجیح داده می‌شود که از محفظه‌های سیلندری (کمی به سمت مخروط ناقص) با یک صفحه انژکتور تخت و یک نازل همگرا- واگرا استفاده شود [۱۷]. در این مقاله نیز چنین هندسه‌ای در نظر گرفته شده است.

مدل کردن محفظه احتراق

شعاع و طول سیلندر برای محاسبه جرم محفظه احتراق سیلندری مورد نیاز است. در این صورت هندسه محفظه مشخص شده و با فرض $t_{lag} = 5ms$ به روش زیر محاسبه می‌گردد [۹، ۷]:

$$\rho_{prop} = \frac{\rho_o(\theta/f+1)}{\theta/f}$$

$$V_{inj} = 1.11 \sqrt{\frac{P_c}{\rho_{prop}}}$$

$$L_c = 1.2 * t_{lag} * V_{inj} \quad (15)$$

$$\rho_{comb} = \frac{P_c}{RT_c}$$

$$V_{comb} = \frac{t_{lag} \dot{m}_t}{\rho_{comb}}$$

$$R_c = \sqrt{\frac{V_{comb} L_c}{\pi}}$$

$$\delta_{cyl} = \frac{R_c P_c}{\sigma_{per}} \quad (16)$$

$$M_{cyl} = 2 \pi R_c * L_c * \rho_{str} * \delta_{cyl} \quad (17)$$

سپس محاسبه جرم درپوش:

$$\delta_{cap} = \frac{R_c P_c}{\sigma_{per}} \quad (18)$$

$$M_{cap} = \pi R_c^2 * \rho_{str} * \delta_{cyl} \quad (19)$$

مدل کردن نازل

در پایان نیز می‌بایست جرم نازل همگرا - واگرا انتهای تراستر را محاسبه کرد. رابطه محاسبه جرم نازل به صورت ذیل است:

$$M_{Nozzle} = \rho_{str}(S_{con} + S_{div})\delta_{nozzle}$$


$$S_{con} = \frac{\pi(R_c^2 - R^{*2})}{\tan \theta_1}$$

$$S_{div} = \frac{\pi(R_e^2 - R^{*2})}{\tan \theta_2} \quad (20)$$

$$\delta_{nozzle} = \frac{\delta_{cyl} + \delta_{end\ of\ nozzle}}{2}$$

$$\delta_{end\ of\ nozzle} = \frac{R_e P_e}{\sigma_{per}}$$

جدول ۲- اطلاعات موتور Aestus با نمونه طراحی شده بر اساس تراست و زمان سوزش

	Pic	Thrust (KN)	Burning Time (s)	M _{propellant} (Ton)
Aestus		29.6	1100	Near 10
Design	-	29.6	1100	10.260

Pc (bar)	O/F	Re (m)	P _{feeding} (bar)
11	1.9 - 2.05	0.65	17.7
10.8085	2	0.57	15.632

Eng. Length(m)	Isp (sec)		Expansion Ratio
2.2	324	9.3	84
2.2708	323.62	9.327	69.6

همانگونه که از نتایج حاصل بر می آید پاسخ های حاصل از طراحی با توجه به تراست ۲۹/۶ کیلونیوتن و زمان سوزش ۱۱۰۰ ثانیه ثابت به نمونه مورد نظر از لحاظ نزدیکی منطقی به نظر می‌رسد.

طراحی اولیه

در طراحی اولیه مورد نظر به ازای هر سوخت، سازه‌های مختلف از جمله فولاد ضد زنگ مدل (Stainless steel 304)، آلومینیوم سری ۷۰۷۵، کامپوزیت با الیاف کربن (Composite carbon fiber m55-ud) و تیتانیوم برای کلیه بخش‌های مختلف سازه استفاده شده و نتایج حاصل در جدول‌های (۳) تا (۶) و شکل‌های (۱۱) تا (۱۲) نمایش داده شده است.

جدول ۳- نتایج خروجی برای NTO/UDMH و سازه‌های مختلف
BT=1350s و T=19.6KN

جنس سازه	Titanium	Aluminum 7075	Composite carbon m55-ud	Stainless steel 304
جرم کل (Kg)	13816	13641	13154	13956
Isp (sec)	323.457	325.968	334.077	321.38
نسبت اختلاط	2.1853	2.1895	2.2051	2.1822
فشار محفظه (bar)	7.0467	9.3024	25.944	5.6673
جرم محفظه تراست (Kg)	13.6512	8.4338	1.4754	19.8327
شعاع خروجی نازل (m)	0.4821	0.4656	0.4112	0.4958

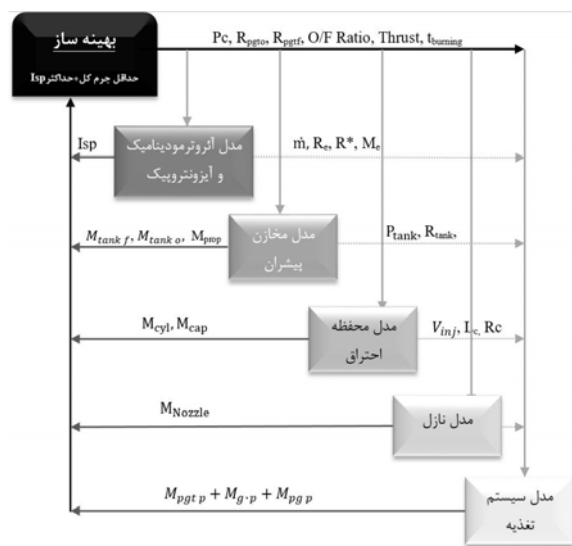
یا ماهی یا در اصطلاح ذره در فضای جستجوی تابعی که هدف، بهینه‌کردن آن است پخش می‌شود؛ اگرچه که بهینه‌سازی ازدحام ذرات شباهت بسیاری با الگوریتم ژنتیک دارد اما در واقع دارای ساختار ساده‌تری نسبت به آن می‌باشد. در این روش چندین ذره به طور همزمان به جستجو در فضای جواب می‌پردازند که از این منظر شبیه عملکرد کروموزوم‌ها در الگوریتم ژنتیک است؛ اما در روش ازدحام ذرات از ارتباط همزمان و متقابل میان مجموعه‌ی ذرات نیز بهره گرفته می‌شود در حالی که الگوریتم ژنتیک از این ارتباط بی‌بهره است. در جهت گیری هر ذره به طور خلاصه می‌توان گفت سه عامل تأثیر دارد:

۱. جایی که اکنون ذره در آن قرار دارد ممکن است مناسب باشد.
۲. جایی که تاکنون برای همان ذره بهترین مکان بوده.
۳. جایی که تاکنون بین تمامی عناصر بهترین مکان بوده.

روند کلی بهینه‌سازی به این صورت است که با پایان یافتن الگوریتم بهینه‌سازی سراسری ازدحام ذرات یک الگوریتم بهینه‌سازی محلی برای افزایش دقت در پاسخ شروع به کار می‌کند. بدین منظور از روش نقطه داخلی^۸ که در مسائل با مقیاس بزرگ پاسخ مناسب می‌دهد استفاده شده است [۱۱، ۱۹]. در شکل (۱۰) چارچوب کلی این بهینه‌سازی قابل مشاهده است.

صحه‌گذاری

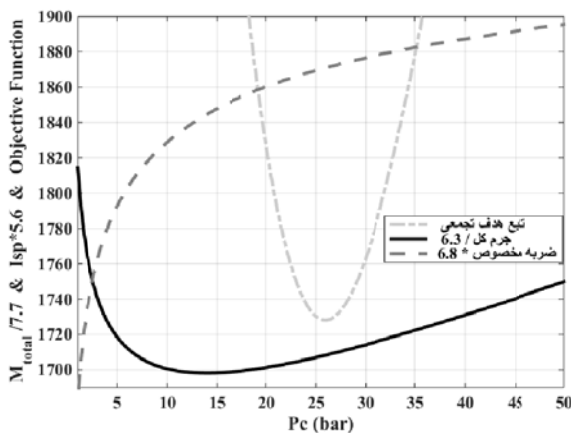
برای صحه‌گذاری از موتور طبقه فوقانی Aestus مذکور استفاده شده است. نتایج حاصل از بهینه‌سازی و طراحی با اطلاعات نمونه موجود [۳، ۲۰] در جدول (۲) آمده است:



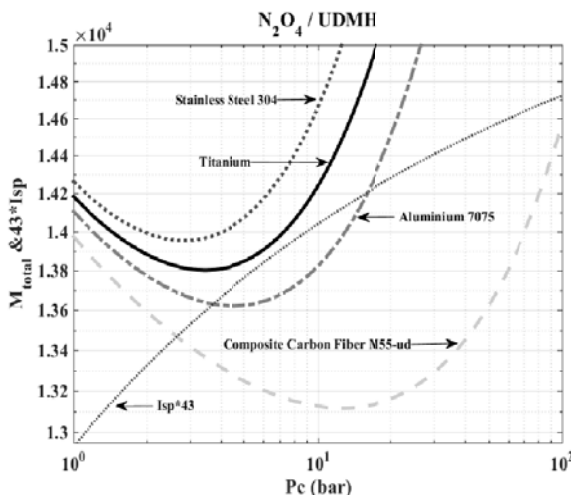
شکل ۱۰- چارچوب طراحی بهینه سیستم

Isp برابر با $334/077$ حاصل می‌گردد که در این حالت هر دو هدف را تقریباً مد نظر قرار داده و بهبود داده است.

در ادامه در شکل‌های (۱۲) تا (۱۵) تغییرات جرم کل و Isp را نسبت به چهار متغیر طراحی فشار محفظه (Pc)، شعاع مخزن تغذیه اکسیدانت (R_{pgto})، شعاع مخزن تغذیه سوخت (R_{pgtf}) و نسبت اختلاط (O/F Ratio) با فرض اینکه فقط Isp بیشینه باشد یا فقط جرم کل کمینه باشد برای ترکیب NTO/UDMH و برای چهار سازه نمایش داده شده است. به همین ترتیب برای سه ترکیب دیگر بعد از جدول‌های نتایج چندهدفه هریک از نمودارهای تک هدفه نیز نمایش داده شده است. توجه شود که برای همسان‌سازی اعداد برای نمایش بهتر مقدار Isp در مقیاسی ضرب شده است.



شکل ۱۱- تغییرات ضربه مخصوص، جرم کل و تابع هدف نسبت به تغییر فشار محفظه برای NTO/UDMH و سازه کامپوزیت کربن



شکل ۱۲- تغییرات Isp و جرم کل نسبت به تغییر فشار محفظه (Pc) برای NTO/UDMH

جنس سازه	Titanium	Aluminum 7075	Composite carbon m55-ud	Stainless steel 304
نسبت انبساط نازل	49.0237	60.8155	135.636	41.4216
شعاع مخزن تغذیه سوخت (m)	0.6483	0.6367	0.5654	0.6556
شعاع مخزن تغذیه اکسیدانت (m)	0.6893	0.6773	0.6029	0.6967
شعاع مخزن سوخت (m)	1.016	1.0129	1.003	1.0185
شعاع مخزن اکسیدانت (m)	1.0801	1.0776	1.0696	1.0823
دبی ($\frac{Kg}{s}$)	6.1794	6.1318	5.983	6.2194
دمای شعله (K)	3272.9	3274.6	3280.8	3271.6
جرم مولکولی ($\frac{Kg}{Kmol}$)	22.0098	22.0259	22.0864	22.008
نسبت گرمای ویژه	1.2312	1.2311	1.2307	1.2312

در شکل (۱۱) تغییرات تابع دو هدفه، ضربه مخصوص و جرم کل نسبت به تغییرات فشار محفظه قابل مشاهده است. برای تطابق مقداری بین این سه مقادیر Isp و جرم کل با مقیاس نمایش داده شده است. همان‌گونه که انتظار می‌رفت با توجه به دو هدف بیشینه کردن Isp و درعین حال کمینه کردن جرم کل، تابع هدف بهینه‌شده مورد نظر با لحاظ ضریب تأثیر بیشتر برای حداقل کردن جرم کل، در محدوده‌ای در بین حداقل جرم و حداکثر Isp قرار گرفته است.

نمودار داده‌شده برای سوخت UDMH و جنس کلی سازه کامپوزیت با الیاف کربن است، همان‌گونه که در نمودار نیز مشخص است اگر هدف تنها حداقل جرم برای سیستم پیشرانش بود این مقدار در فشار $13/9697$ بار و برابر با 13075 کیلوگرم حاصل می‌شد. همان‌گونه که در شکل هم مشخص است با توجه به اینکه به مقدار Isp توجهی نشده و فقط حداقل کردن جرم مدنظر است Isp نسبتاً کمتری حاصل می‌شود. حال اگر بیشینه ضربه مخصوص هدف قرار بگیرد با توجه به صعودی بودن تابع، این مقدار در کران بالای فشار بیشینه مقدار Isp را اختیار می‌کند. با بالا رفتن فشار جرم کل سازه‌ها نیز افزایش می‌یابد. با مدنظر قرار دادن هر دو هدف، بیشینه Isp و کمینه جرم کل همان‌گونه که از نتایج جدول (۳) و شکل (۱۱) مشخص است برای این سازه و سوخت فشار بهینه در مقدار $25/9440$ بار و در نتیجه جرم کلی برابر 13154 کیلوگرم و

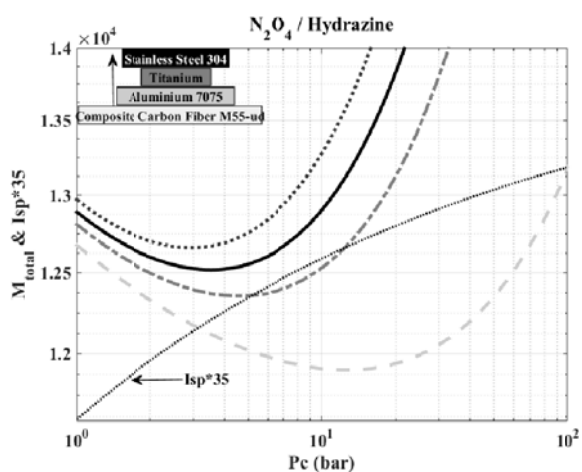
جدول ۴- نتایج خروجی برای NTO/Hydrazine و سازه‌های مختلف
BT=1350 و T=19.6KN

جنس سازه	جرم کل (Kg)	Isp (sec)	نسبت اختلاط
Stainless steel 304	12657	354.266	0.9536
Composite carbon m55-ud	11936	367.912	0.9638
Aluminium 7075	12369	359.121	0.9567
Titanium	12521	356.251	0.9548

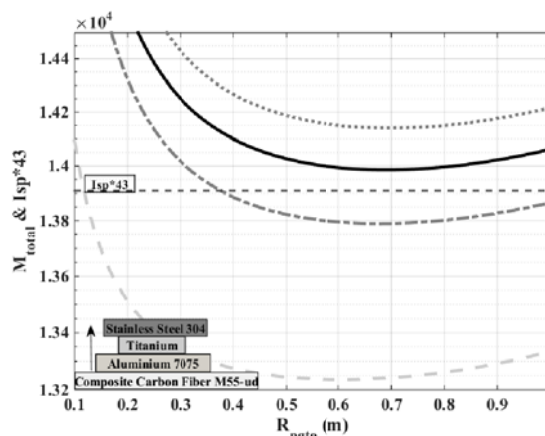
نسبت انبساط نازل	شعاع خروجی نازل (m)	جرم محفظه تراست (Kg)	فشار محفظه (bar)
41.3264	0.4913	24.8422	5.7751
134.3717	0.4068	1.6988	26.3637
60.1296	0.4616	10.2113	9.3882
47.9349	0.4792	17.0009	7.0017

شعاع مخزن اکسیدان (m)	شعاع مخزن تغذیه اکسیدان (m)	شعاع مخزن سوخت (m)	شعاع مخزن تغذیه سوخت (m)
0.9355	1.0709	0.6023	0.6895
0.9254	1.0557	0.5220	0.5954
0.9315	1.0655	0.5857	0.6698
0.9339	1.0687	0.5960	0.6819

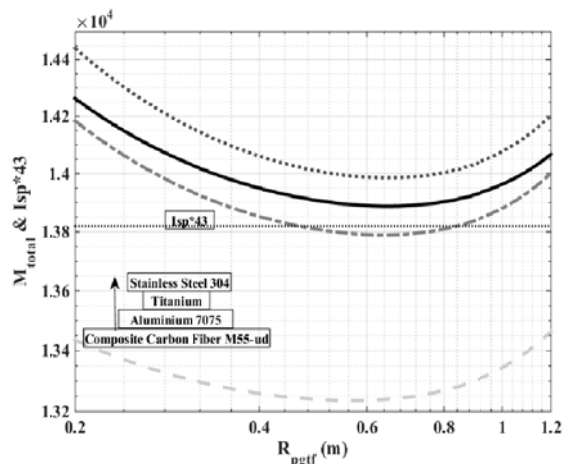
نسبت گرمای ویژه	جرم مولکولی ($\frac{Kg}{Kmol}$)	دمای شعله (K)	دبی
1.2368	16.346	2981.4	5.6420
1.2363	16.4165	2991.3	5.4328
1.2366	16.3673	2984.4	5.5657
1.2367	16.3541	2982.5	5.6106



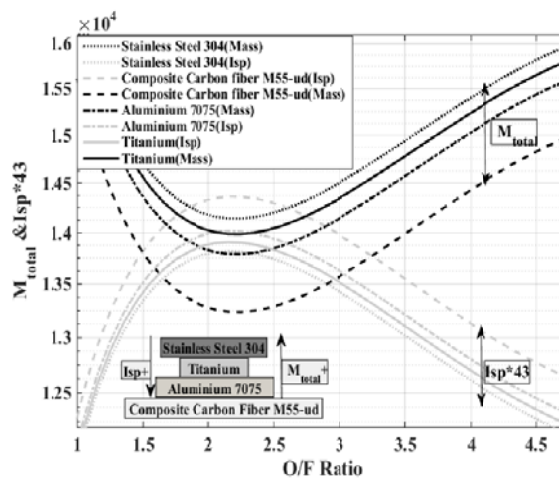
شکل ۱۶- تغییرات Isp و جرم کل نسبت به تغییر فشار محفظه (Pc) برای NTO/Hydrazine



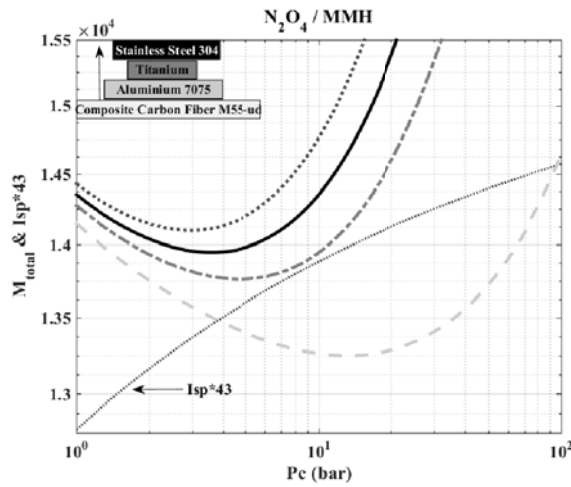
شکل ۱۳- تغییرات Isp و جرم کل نسبت به تغییر Rpgto برای NTO/UDMH



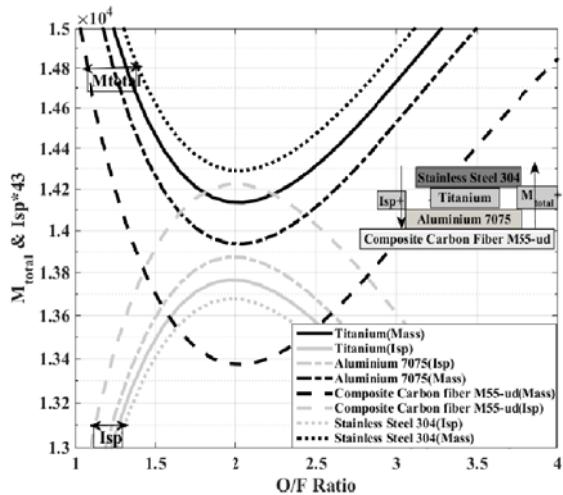
شکل ۱۴- تغییرات Isp و جرم کل نسبت به تغییر Rpgtr برای NTO/UDMH



شکل ۱۵- تغییرات Isp و جرم کل نسبت به تغییر O/F Ratio برای NTO/UDMH



شکل ۱۸- تغییرات Isp و جرم کل نسبت به تغییر فشار محفظه (Pc) برای NTO/MMH

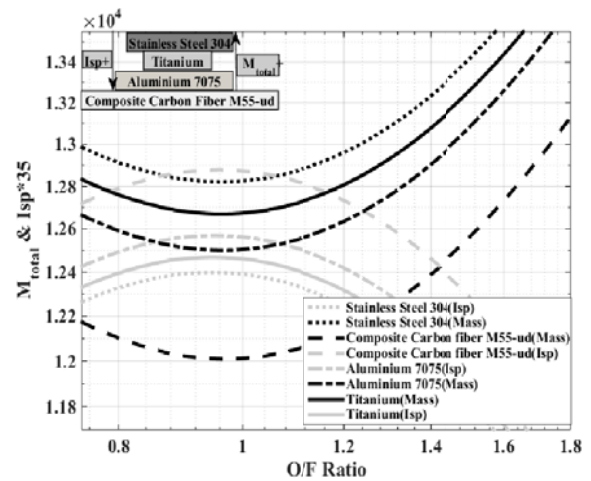


شکل ۱۹- تغییرات Isp و جرم کل نسبت به تغییر Ratio O/F برای NTO/MMH

جدول ۶- نتایج خروجی برای NTO/RP-1 و T=19.6KN و BT=1350

جنس سازه	جرم کل (Kg)	Isp (sec)	نسبت اختلاط
Stainless steel 304	14497	309.199	3.5166
Composite carbon m55-ud	13667	321.363	3.5440
Aluminum 7075	14169	313.489	3.5254
Titanium	14347	311.050	3.5202

فشار محفظه (bar)	جرم محفظه تراست (Kg)	شعاع خروجی نازل (m)	نسبت انبساط نازل
6.0769	17.6549	0.4937	44.2548
27.7253	1.3932	0.4105	145.0849
9.8474	7.7370	0.4647	64.4129
7.4397	12.3714	0.4812	51.7799



شکل ۱۷- تغییرات Isp و جرم کل نسبت به تغییر O/FRatio برای NTO/Hydrazine

جدول ۵- نتایج خروجی برای NTO/MMH و سازه‌های مختلف T=19.6KN و BT=1350

جنس سازه	جرم کل (Kg)	Isp (sec)	نسبت اختلاط
Stainless steel 304	14102	318.106	1.9947
Composite carbon m55-ud	13289	330.844	2.0087
Aluminum 7075	13784	322.703	1.9990
Titanium	13961	320.185	1.9965

فشار محفظه (bar)	جرم محفظه تراست (Kg)	شعاع خروجی نازل (m)	نسبت انبساط نازل
5.9104	19.4438	0.4963	43.4916
27.2885	1.4775	0.4120	143.9413
9.7252	8.3427	0.4662	64.0635
7.3759	13.4595	0.4827	51.5424

شعاع مخزن اکسیدانت (m)	شعاع مخزن تغذیه اکسیدانت (m)	شعاع مخزن سوخت (m)	نسبت شعاع مخزن
0.6492	0.6926	1.0080	1.0755
0.5609	0.5999	0.9934	1.0624
0.6307	0.6734	1.0028	1.0706
0.6421	0.6853	1.0057	1.0733

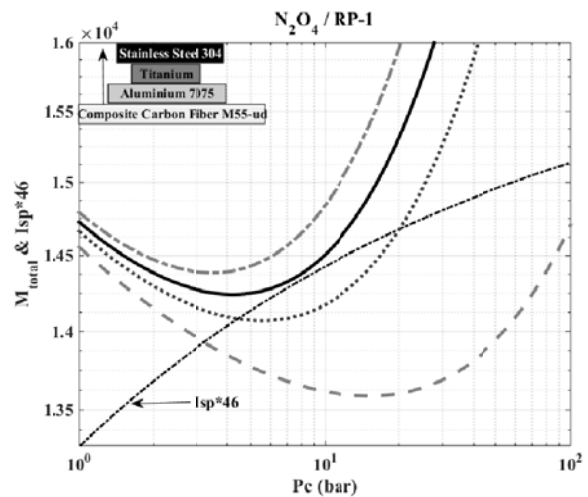
دبی (Kg/s)	دمای شعله (K)	جرم مولکولی (Kg/Kmol)	نسبت گرمای ویژه
6.2834	3311.9	23.0183	1.2259
6.0414	3315.4	23.0558	1.2257
6.1938	3313.0	23.0299	1.2259
6.2426	3312.4	23.0232	1.2259

برآورد اولیه

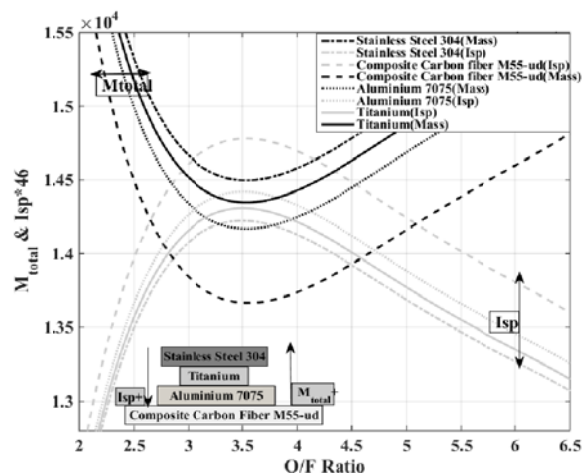
همان‌گونه که از جدول‌ها و نمودارها برمی‌آید فولاد ضدزنگ دارای بیشترین جرم کل و کامپوزیت کربن به دلیل چگالی کمتر و تنش مجاز بیشتر دارای کمترین جرم کل است. با توجه به تنش مجاز بالای آن قابلیت تحمل فشار بیشتر و در نهایت با فشار بالاتر ضربه مخصوص بیشتر حاصل می‌شود. در مخازن ذخیره پیرشان، مخازن کامپوزیتی نسبت به ساختارهای فلزی بدون شک ۴۰ تا ۶۰ درصد با کاهش وزن بیشتری همراه هستند و گسترش آن‌ها به‌عنوان جایگزین مناسب مورد توجه می‌باشند [۵]. نتایج پژوهش حاضر نشان می‌دهد که جنس کامپوزیت نسبت به فولاد ۳۰۴ برای مخزن سوخت حدود ۵۵٪ و برای مخزن تغذیه ۵۳/۶٪ با کاهش وزن روبرو بوده است. این پارامترها تنها پارامترهای طراحی برای انتخاب سازه نیست و به عوامل و پارامترهای دیگری نیز وابسته است، استفاده از جنس‌های کامپوزیتی در حال حاضر نیازمند بهبود شرایط کنونی آن از نظر عملکرد و خواص مواد، فناوری در دسترس آن، ایمنی و قابلیت اعتماد در طول مدت عمر آن و در نهایت کاهش هزینه‌های عملیاتی آن است. کامپوزیت‌های کربن شکننده هستند و نیازمند توجه به تمرکز تنش تولیدشده توسط برخی از ویژگی‌ها از جمله سوراخ‌ها، تغییرات ناگهانی در مقاطع، شیارها و یا پخ‌هاست که موجب کاهش استحکام استاتیکی با افزایش چشمگیر ضریب تمرکز تنش می‌شود. این در مقابل استفاده گسترده از آلیاژهای آلومینیوم و تیتانیوم است که انعطاف‌پذیری کافی آن‌ها موجب کاهش حساسیتشان نسبت به تمرکز تنش در بارگذاری‌های استاتیکی شده است، به علت‌های مذکور و همچنین مشکلات فراوان در تولید اشکال پیچیده ساخته‌شده علاقه‌ها به استفاده از کامپوزیت کربن تنها در ساخت اجزای نسبتاً ساده معطوف شده است (به‌عنوان مثال اجزای مرکزی تراست و نه اتصالات فیتینگ و فلنج‌ها). برخلاف فلزات، مدول‌های توده کششی و فشاری مواد کامپوزیت ممکن است به‌طور قابل توجهی متفاوت باشند که باعث پیچیده شدن پاسخ ارتعاشی آن‌ها شده است [۱۲]. با توجه به مطالب مذکور در این پژوهش در سیستم انتخابی مطلوب تنها برای ساخت مخازن ذخیره از آن‌ها استفاده می‌شود. با توجه به اینکه تراست هم از پیچیدگی و هم تغییرات مقاطع برخوردار است و همچنین تأثیر زیادی در وزن کل سیستم ندارد از فلزات برای ساخت ساده‌تر آن استفاده می‌شود. البته کار بر روی ساخت این نازل‌ها از سال‌های گذشته شروع شده در اوت سال ۱۹۹۵ پرت و ویتنی^۹ به توسعه مخروط خروجی این نازل‌ها برای موتور کرایوژنیک RL10B-2 برای سیستم پیش‌رانش طبقه فوقانی DELTA III پرداختند [۲۱، ۲۲] ناسا نیز در سال ۲۰۱۵ در مرجع [۲۳] به آزمون و ساخت این نازل‌ها پرداخته است.

شعاع مخزن اکسیدانت (m)	شعاع مخزن تغذیه سوخت (m)	شعاع مخزن سوخت (m)	شعاع مخزن تغذیه اکسیدانت (m)
1.1437	0.5872	0.9115	0.7368
1.1298	0.5074	0.8981	0.6383
1.1387	0.5704	0.9068	0.7163
1.1415	0.5808	0.9095	0.7289

نسبت گرمای ویژه	جرم مولکولی (Kg/Kmol)	دمای شعله (K)	دبی
1.2273	24.287	3304.3	6.4644
1.2268	24.3590	3311.0	6.2197
1.2271	24.3100	3306.5	6.3759
1.2272	24.2965	3305.2	6.4259



شکل ۲۰- تغییرات Isp و جرم کل نسبت به تغییر فشار محفظه (Pc) برای NTO/RP-1



شکل ۲۱- تغییرات Isp و جرم کل به تغییر O/F Ratio برای NTO/RP-1

طراحی و نتایج پایانی

در طراحی پایانی برای مخازن فشارگذاری با توجه به نکات مذکور و فشار کاری بالای آن‌ها از جنس کامپوزیت کربن استفاده شده است. معمولاً از جنس‌های مختلفی برای ساخت آن‌ها از جمله نوع دیگر کامپوزیت کربن تقویت‌شده با الیاف پلیمری CFRP، الیاز تیتانیوم مانند Ti-6Al-4V و الیازهای آلومینیوم می‌توان استفاده کرد [۲۴].

[۲۵]. برای مخازن پیشران، سازه‌های معمول پرکاربردی چون آلومینیوم و الیازهای آن از جمله سری ۲۰۰۰ و ۶۰۰۰ فولادهای ضدزنگ مانند سری ASIS300 خصوصاً نوع 304L (1.4306)، الیازهای تیتانیوم Ti99.4 (3.7034.1) و Ti6Al4V STA (3.7164.7) که در ساختار سازه مخازن NTO (or MON) /MMH مورد استفاده قرار می‌گیرند. در پژوهش حاضر با توجه به تناسب ترکیب‌های مورد استفاده و همچنین وزن کم، از آلومینیوم ۷۰۷۵ برای سازه مخازن پیشران استفاده شده است [۲۶-۲۸]. معمولاً بسته به شرایط مختلف کاری ضرایب ایمنی متفاوتی در طراحی مخزن‌های ذخیره بین ۱/۱ تا ۱/۵ انتخاب می‌شود که در سیستم‌های فضایی عدد ۱/۵ انتخاب می‌شود [۱۴]. محفظه تراست را می‌توان به نوعی به دو بخش اصلی محفظه احتراق و نازل همگرا- واگرا تقسیم کرد. برای محفظه احتراق از جنس‌هایی همچون الیاز مس، فولاد ضدزنگ، استیل کربن، کلوبیوم (یانوبیوم)، مولبدن، ایریدیوم، رنیم، تانتالی موردیوم می‌توان استفاده کرد. هریک از این جنس‌ها را می‌توانند بسته به کاربرد، اندازه تراست و نوع سوخت استفاده شوند. الیاز مس معمولاً برای سوخت اکسیژن- هیدروژن با نسبت اختلاط کمتر از ۶ استفاده می‌شود. برای نمونه می‌توان به موتور طبقه فوقانی Vinci اشاره کرد، اما برای سوخت‌ها و سیستم‌های مشابه طراحی برای طبقه فوقانی جنس فولاد ضدزنگ پیشنهاد شده است. لذا در این پژوهش برای محفظه احتراق این جنس انتخاب شده است [۷، ۲۹] و [۳۰]. برای نازل نیز جنس‌های مشابه با محفظه احتراق استفاده می‌گردد که در این طراحی مشابه موتور R-4D-15 که از ترکیب NTO/MMH و با فشار محفظه‌ای نزدیک به ۱۰ بار از جنس تیتانیوم استفاده می‌شود [۷]. حال با انتخاب سازه‌های مناسب برای هر بخش طراحی سیستم پیشران طبقه فوقانی مطلوب برای چهار نوع ترکیب پیشران مذکور به ترتیب در جدول (۷) نمایش داده شده است.

در ادامه نمودارهای تغییرات چهار متغیر طراحی نسبت به جرم کل و ضربه مخصوص هرکدام به صورت تک هدفه برای سیستم نهایی انتخابی و انواع ترکیب پیشران قابل مشاهده است.

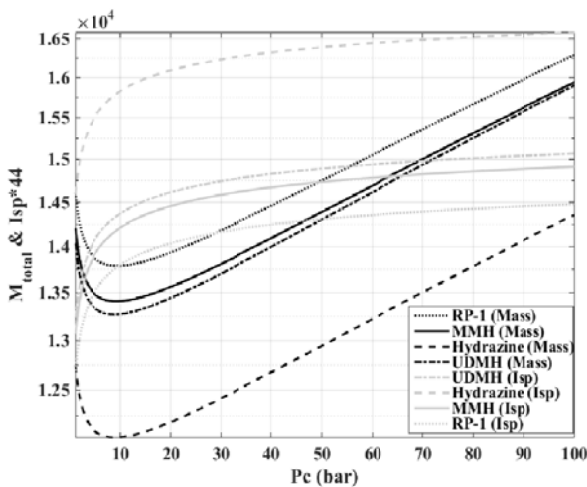
جدول ۷- نتایج بهینه‌سازی برای ترکیبات مختلف پیشران و سازه‌های انتخابی

نسبت اختلاط	Isp (sec)	جرم کل (Kg)	ترکیب پیشران
2.1977	330.440	13356	NTO/UDMH
0.9604	363.850	12113	NTO/Hydrazine
2.0041	327.189	13495	NTO/MMH
3.5356	317.9705	13882	NTO/RP-1

نسبت انبساط نازل	شعاع خروجی نازل (m)	جرم محفظه تراست (Kg)	فشار محفظه (bar)
92.5564	0.4358	7.3737	15.9375
90.5737	0.4324	8.7635	15.9089
97.8547	0.4365	7.3095	16.7093
99.9892	0.4340	6.8184	17.2732

شعاع مخزن اکسیدانت (m)	شعاع مخزن سوخت (m)	شعاع مخزن تغذیه اکسیدانت (m)	شعاع مخزن تغذیه سوخت (m)
1.07316	1.0074	0.5724	0.5373
0.9283	1.0602	0.4951	0.5654
1.0660	0.9976	0.5697	0.5331
1.1336	0.9018	0.6065	0.4825

نسبت گرمای ویژه	جرم مولکولی (Kg/Kmol)	دمای شعله (K)	دبی (Kg/s)
1.2309	22.0579	3277.9	6.0488
1.2365	16.3930	2988.0	5.4934
1.2258	23.0435	3314.3	6.1089
1.2270	24.3369	3309.0	6.2860



شکل ۲۲- تغییرات ضربه مخصوص و جرم کل نسبت به تغییر فشار محفظه (Pc)

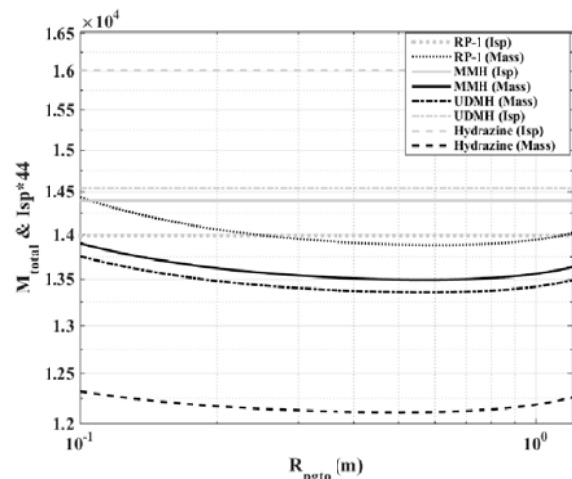
همان‌گونه که در نمودار تغییرات فشار قابل مشاهده است با فرض تک هدفه، حداقل جرم کل در فشارهای نزدیک ۱۰ بار روی می‌دهد با فرض تک هدفه بیشینه ضربه مخصوص در کران بالای فشار اتفاق می‌افتد در صورتی که فشار بهینه برای تابع هدف مفروض که هر دو هدف کمینه جرم کل و بیشینه ضربه مخصوص را مدنظر قرار دهد همان‌گونه که در جدول مشخص است در فشاری بین این دو فشار بدست می‌آید. به همین صورت برای سایر متغیرهای طراحی در نمودارهای دیگر نیز به همین‌گونه است. به عنوان مثال در شکل (۲۵) که تغییرات تابع هدف به نسبت اختلاط اکسیدکننده به سوخت را نمایش می‌دهد، همان‌گونه که قابل مشاهده است بهینه‌ترین مقادیر بسته به نوع سوخت متغیر است. برای سوخت MMH/NTO این مقدار تقریباً در حوالی بازه ۱/۹ تا ۲/۱ است. این در حالی است که برای ترکیب Hydrazine/NTO این مقدار در حوالی ۱/۳ و برای ترکیب UDMH/NTO تقریباً در نزدیکی ۲/۵ مقدار اکسترمم خود را اختیار می‌کند. به همین ترتیب برای دو متغیر طراحی دیگر در دو شکل (۲۳) و (۲۴) مقادیر بهینه متغیرها بسته به نوع سوخت قابل مشاهده است. همان‌گونه که از شکل‌ها نیز بر می‌آید مقادیر بهینه در مکانی در بین بازه طراحی حاصل شده است و یکی از عوامل مهم در تغییرات این مقادیر بسته به نوع سوخت برای فشارگذاری به حساب می‌آید.

هزینه سازه و سوخت

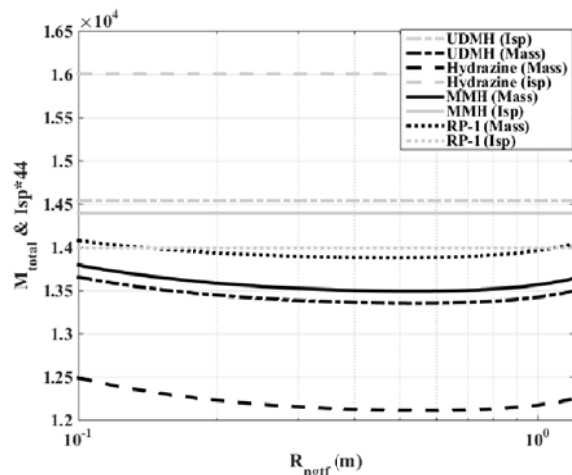
یکی از مهم‌ترین عوامل در انتخاب هر جنس سازه برای یک وسیله نقلیه هوافضایی، کل هزینه در طول عملکرد آن سازه است. از هزینه تولید اولیه آن تا بازنشسته شدن وسیله نقلیه که شامل هزینه‌هایی همچون هزینه ماده خام اولیه، پروسه و تولید، تعمیر و نگهداری و بازیافت و دفع باید لحاظ شود [۳۱]. هزینه سازه یکی از فاکتورهای اصلی هزینه کل سیستم است که در سیستم پیشرانش شامل هزینه‌ی مواد سازه خام اولیه، مخزن‌های ذخیره و فشارگذاری، مراحل ساخت و تولید از جمله پرچ، جوشکاری، نورد و سایر می‌شود مراجع [۳۲، ۳۳] بر روی هزینه سیستم پیشرانش پژوهش انجام داده‌اند. سازه‌های مورد استفاده در سیستم پیشرانش انتخابی شامل کامپوزیت کربن برای مخازن فشارگذاری، آلومینیوم ۷۰۷۵ برای مخازن پیشران، فولاد ضدزنگ ۳۰۴ برای محفظه احتراق و تیتانیوم برای نازل می‌باشد. هزینه مواد اولیه خام مورد استفاده به صورت زیر در جدول (۸) آمده است [۳۴-۳۶].

جدول ۸- مقادیر نسبت هزینه به وزن

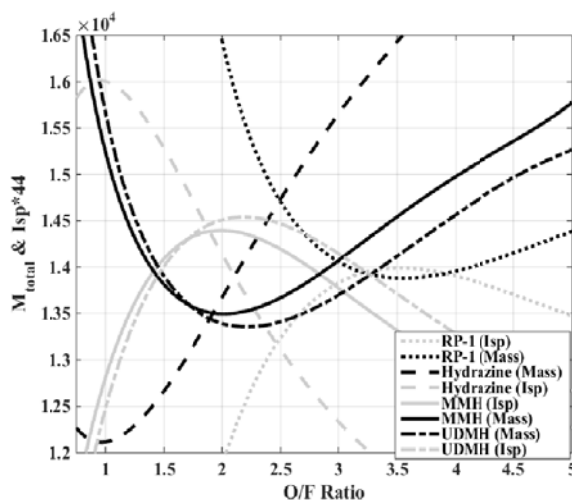
جنس سازه	Aluminum 7075	Stainless steel 304	Carbon Composite	Titanium
\$/Kg	15.3	3.8	85	45



شکل ۲۳- تغییرات ضربه مخصوص و جرم کل نسبت به تغییر R_{pgto} به صورت تک هدفه



شکل ۲۴- تغییرات ضربه مخصوص و جرم کل نسبت به تغییر R_{pgtrf} به صورت تک هدفه



شکل ۲۵- تغییرات ضربه مخصوص و جرم کل نسبت به تغییر O/F Ratio

در جدول (۹) نتایج حاصل به ازای سوخت‌های مختلف آمده است. شایان ذکر است که این هزینه‌ها قابل استناد نیست زیرا تنها هزینه ماده خام در نظر گرفته شده و سایر موارد از جمله هزینه تولید که سهم عمده‌ای را هم دارد در نظر گرفته نشده است. این مقادیر تنها به دلیل مقایسه نسبی آورده شده‌اند. برای تخمین هزینه دقیق‌تر می‌توان به مراجع مذکور رجوع کرد. به فرض مثال برای محاسبه هزینه موتور با سوخت‌های قابل ذخیره مانند این پژوهش دو رابطه وابسته به جرم کل، دبی و تراست به صورت زیر ارائه شده‌اند:

$$Cost = 54700 Mass^{1.726} Thrust^{-0.971} \dot{m}^{0.03} \quad (25)$$

$$Cost = 347 Mass^{1.718} Thrust^{-0.043} \dot{m}^{-0.827} \quad (26)$$

جدول ۹- مقادیر نسبی هزینه‌ها به ازای ماده خام اولیه برای ترکیبات مختلف

نوع ترکیب	هزینه پیشرانو گاز فشارگذاری	هزینه سازه
NTO/UDMH	1.8700e+6	1.8035e+4
NTO/Hydrazine	1.6641e+6	1.5940e+4
NTO/MMH	1.8847e+6	1.8423e+4
NTO/RP-1	1.4255e+6	1.8881e+04

تفاوت هزینه ماده خام با سازه ساخته شده‌هاست پایین بودن هزینه سازه است به فرض مثال از آنالیز انجام شده بر روی ماهواره بر دلتا ۲ نشان می‌دهد که گاهی تا ۱۰۰۰ برابر قیمت سازه خام هزینه برای ساخت وسیله مورد نظر می‌شود، (میزان نسبت هزینه (دلار) به جرم (پوند) ماهواره بر دلتا ۲ بازه ۲۰۰ تا ۲۰۰۰ دلار بر پوند است درحالی‌که هزینه برخی از مواد خام مصرفی در آن ۱ یا ۲ دلار بیشتر نیست) [۳۸]. در دسترس بودن و کم‌هزینه بودن از ملاحظات بسیار مهم در انتخاب یک سوخت است. در کاربردهای نظامی، باید به تدارکات تولید، عرضه و تأمین، ذخیره‌سازی و عوامل دیگری نیز توجه شود. فرایند تولید باید ساده باشد، مواد شیمیایی و تجهیزات ساده و عادی و مواد خام در دسترس باشند. معمولاً استفاده از سوخت سمی یا کرایونیک از نوع قابل ذخیره و غیرسمی آن گران‌تر است، چراکه نیاز به مراحل اضافی در عمل دارد. از جمله این مراحل می‌توان به مقررات ایمنی بیشتر، ویژگی‌های طراحی اضافی، روند چک کردن طولانی‌تر قبلاً ز پرتاب و اغلب کارکنان آموزش دیده شده اشاره کرد.

نتیجه‌گیری

در این پژوهش به بررسی معیار عملکرد سیستم با دو هدف کمینه کردن جرم کل و بیشینه کردن Isp که در درجه دوم اهمیت بود پرداخته شد.

تیتانیوم معمولاً به‌عنوان سازه اصلی برای ساخت مجموعه به دلیل هزینه بالای شکل‌دهی و سازه آن استفاده نمی‌شود. علاوه بر آن نسبت تنش مجاز به چگالی، که از عوامل مهم انتخاب سازه در صنایع هوافضاست، برای این سازه در جدول، یکی به آخر مانده و فقط بالاتر از فولاد است. بزرگی آن مقدار یعنی سازه‌ای با تنش مجاز بیشتر و چگالی کمتر است. آلومینیوم به گرانی تیتانیوم نیست علاوه بر آن نسبت تنش مجاز به چگالی مناسبی نیز دارد، لذا معمولاً قابلیت کاربرد در حجم وسیع‌تری را دارد. فولاد به دلیل چگالی بسیار بالا و سنگین کردن سازه معمولاً برای سیستم فضایی در دسترس است ولی هزینه پایینی دارد، به همین دلیل تنها برای ساخت محفظه احتراق از آن استفاده شده که این بخش معمولاً تنها حدود ۶ الی ۷ درصد جرم کل موتور را شامل می‌شود.

کامپوزیت‌های کربن از لحاظ نسبت تنش به چگالی عالی هستند ولی هزینه‌های ساخت بسیار بالایی دارند که قابل مقایسه با نوع فلزی نیست، پس تنها در ساخت مخازن فشارگذاری به تبع شرکت ATK استفاده شده است که معمولاً فشارهای بالا و اندازه کوچک‌تر دارند. دانشگاه پوردو برای یک پروژه برای ساخت یک مخزن کم‌حجم با اندازه دلخواه از این سازه با شرکت ATK، هزینه‌ای برابر با دو میلیون دلار و زمان دو سال برآورد کرده است. بنابراین در مخزن‌های ذخیره پیشران با حجم دلخواه از سازه آلومینیوم استفاده شده است. در این پژوهش به منظور یک مقایسه تقریبی بین بخش‌های مختلف برای یک سوخت نسبت به سوخت دیگر با توجه به جنس سازه یکسان در همه از فرم نسبی هزینه نسبت به ماده خام اولیه استفاده شده است.

$$Cost_{Str} = C_1 * M_{inert} \quad (23)$$

برای پیشران‌ها و گاز فشارنده نیتروژن نیز به همین صورت:

$$Cost_{propellant} = C_2 * M_{Oxidizer} + C_3 * M_{Fuel} \quad (24)$$

$$Cost_{pressurant} = C_4 * M_{pressurant}$$

که به ترتیب C1 تا C4 نسبت هزینه به جرم $(\frac{\$}{kg})$ سازه‌ها، اکسیدانت، سوخت و گاز فشارنده است. برای هر یک از سه سوخت UDMH و Hydrazine، MMH و اژانس لجستیک وزارت دفاع ایالات متحده در اکتبر ۲۰۱۵ قیمت واحد یکسان در واحد دلار بر کیلوگرم $(\$/Kg)$ و برای اکسیدانت NTO برابر با $\$36/31$ بیان کرده است [۳۷]. تقریباً از لحاظ قیمتی هر سه در یک رنج قیمت می‌باشند. برای RP-1 مقدار $\$3/943$ بیان شده [۳۳] که از لحاظ قیمتی استفاده از این سوخت به صرفه‌تر است ولی برای سیستم‌های طراحی شده با توجه به مقادیر متفاوت جرمی هزینه‌های متفاوتی حاصل می‌شود. برای نیتروژن به‌عنوان فشارنده مقدار $\$112/75$ داده شده است.

جدول ۱۰- رتبه‌بندی ترکیبات مختلف در یک شرایط خاص طراحی با معیارهای متفاوت (بهترین حالت=۱)

معیار	معیار هزینه	معیار هزینه	معیار	نوع ترکیب
جرم کل	سازه	پیشران	Isp	NTO/
۳	۳	۴	۳	MMH
۴	۴	۱	۴	RP-1
۱	۱	۲	۱	Hydrazine
۲	۲	۳	۲	UDMH

مراجع

- [1] Nosrattollahi, M., Basohbat Novinzadeh; A.R., Zakeri; M., Bemani; V. and Emadi Noori, Y., "Integrated Design of Orbital Transfer Block in an Optimized and Multistep Converged Environment," *Journal of Space Science and Technology*, Vol.7. No. 4, Winter 2015, pp. 27 -37.
- [2] Hammond, W.E., *Design Methodologies for Space Transportation Systems*, AIAA, 2001.
- [3] AESTUS: Upper Stage Engine manual ASTRIUM Space Transportation, 2015.
- [4] Ley, W., Klaus W. and Willi H., eds. *Handbook of Space Technology*, Vol. 22. John Wiley & Sons, 2009.
- [5] Bruno, C. and Accettura, A.G., *Advanced Propulsion Systems and Technologies, Today to 2020*. Vol. 223, Amer Inst of Aeronautics &, 2008.
- [6] Moon, Yongjun, et al. "Design Specifications Of H₂O₂/Kerosene Bipropellant Rocket System For Space Missions," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 33, No. 1, 2014, pp. 118-121.
- [7] Sutton, George P., and Oscar B., *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, 2016.
- [8] Humble, R.W., Gary N. Henry, and Wiley J. Larson, eds. *Space Propulsion Analysis and Design*. Vol. 1. New York: McGraw-Hill, 1995.
- [9] Adami, Amirhossein, Mortazavi, M. and Nosratollahi M., "A New Approach in Multidisciplinary Design Optimization of Upper-Stages Using Combined Framework." *Acta Astronautica*, Vol. 114, 2015, pp.174-183.
- [10] Tajmar, M., *Advanced Space Propulsion Systems*, Springer Science & Business Media, 2012.
- [11] Fatehi, M., Nosratollahi, M., Adami, A.H. and Taherzadeh, S.M., "Designing Space Cold Gas Propulsion System using Three Methods: Genetic Algorithms, Simulated Annealing and Particle Swarm," *International Journal of Computer Applications*, Vol. 118, No. 22, 2015.
- [12] Fortescue, P., Swinerd, G. and Stark, J. eds. *Spacecraft systems engineering*, John Wiley & Sons, 2011.
- [13] Adami, A.H. and et al. "Multidisciplinary Design Optimization and Analysis of Hydrazine Monopropellant Propulsion System." *International Journal of Aerospace Engineering* 2015.
- [14] Huzel, D.K., and H. Huang, D., *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, AIAA, Vol. 147, 1992.

در بخش آخر به صورت تقریبی و مقایسه‌ای به معیار هزینه هم اشاره‌ای کردید. در ابتدا و طراحی اولیه طراحی سیستم پیشرانش برای انواع ترکیب پیشران و سازه یکپارچه از یک جنس انجام شد. از نتایج حاصل آن تناقض تأثیر متغیرهای طراحی به وضوح بر روی هر یک از معیارها قابل مشاهده است، به فرض مثال افزایش فشار محفظه (PC) باعث افزایش ضربه مخصوص و از طرف دیگر سازه قوی‌تر و در نتیجه افزایش وزن سیستم را می‌طلبد. در نهایت مقادیر متغیرهای حاصل از طراحی به‌هزای ترکیبات پیشران مختلف و سازه‌های یکپارچه قابل مقایسه بودند که سیستم با سازه یکپارچه کامپوزیت کربن دارای حداقل وزن و حداکثر Isp و سیستم با سازه فولاد ضدزنگ در پایین‌ترین حالت یعنی حداکثر جرم و حداقل Isp می‌باشد. در بین سوخت‌ها ترکیب هیدرازین/ نیتروژن تترا اکسید دارای بهترین وضعیت و ترکیب NTO/RP-1 بدترین وضعیت را به صورت نسبی داشت. با اشاره به مشکلات و مباحث سیستم‌هایی با جنس یکپارچه، یک سیستم عملی‌تر با سازه‌های مشخص برای هر بخش با دلایل مذکور تعریف گردید و به‌هزای سوخت‌های مختلف مقایسه شد. نتایج حاصل از طراحی این سیستم مطلوب به‌هزای ترکیب‌های مختلف پیشران برای یک حالت خاص از تراست و زمان سوزش در سه معیار بیشینه ضربه مخصوص، کمینه جرم و هزینه نسبی کمتر در یک شرایط خاص مذکور در جدول (۱۰) مقایسه شده است. لازم به ذکر است که نتایج حاصل از این طراحی با توجه به اینکه تمام معیارها و شرایط در نظر گرفته نشده است لزوماً نتیجه حتمی نیست ولی با توجه به این شرایط و معیارها نتایج حاصل به صورت زیر قابل بیان است.

در این شرایط هیدرازین و دی متیل هیدرازین نامتقارن انتخاب‌های مناسبی هستند هرچند مونومتیل هیدرازین نیز می‌تواند انتخاب مناسبی باشد زیرا نسبت به UDMH از نظر Isp تنها ۱٪ کمتر و از نظر جرم کل ۱٪ بیشتر است. ممکن است که در شرایط و معیارهای دیگر با پاسخ متفاوت روبرو بود به فرض مثال همان‌گونه که در شکل ۲۴ مشخص است در صورتی که نسبت اختلاط (O/F ratio) مطلوب در طراحی کمتر از مقدار تقریبی ۱.۷ باشد سیستم پیشران MMH دارای ضربه مخصوص بیشتر و زمانی که بیشتر از این مقدار باشد سیستم پیشران UDMH ضربه مخصوص بیشتر دارد، از همین روست که در موتور طبقه فوقانی مثل Aestus به‌طور مثال از ترکیب NTO/MMH و برای طبقه فوقانی Fregat از ترکیب NTO/UDMH استفاده می‌شود. در نهایت باید اشاره گردد که از منظر بهینه‌سازی، انتخاب معیار مناسب تأثیر مهمی بر نتایج خواهد داشت. همان‌طور که نشان داده شد. افزایش ضربه ویژه منجر به حداقل جرم سیستم پیشرانش نمی‌شود.

- [27] Muhalim, N. M. F. and Krishnan, S., "Design of Nitrogen-Tetroxide/Monomethyl-Hydrazine Thruster for Upper Stage Application," Published 2013.
- [28] Tam, Walter H. and et al., "Low Cost Derivative Tanks for Spacecraft and Launch Vehicles," *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 35th, Los Angeles, CA*. 1999.
- [29] Muhalim, N.M.F. B., and Subramaniam Krishnan. "Design of Nitrogen-Tetroxide/ Monomethyl-Hydrazine Thruster for Upper Stage Application," Published 2013.
- [30] Available: [On Line], <http://www.space-propulsion.com/launcher-propulsion/rocket-engines/vinci-rocket-engine.html>
- [31] Mouritz, A.P., *Introduction to Aerospace Materials*, Elsevier; 2012 May 23.
- [32] Nieroski, John S., and Edward I. Friedland. "Liquid Rocket Engine Cost Estimating Relationships," *AIAA Paper*, 1965, 65-533.
- [33] Frank, C., Pinon, O., Tyl, C. and Mavis, D.N., "New Design Framework For Performance, Weight, and Life-Cycle Cost Estimation of Rocket Engines," 6th European Conference for Aerospace Sciences - EUCASS At: Krakow, Poland 2015.
- [34] Available, [On line]: <http://www.metalprices.com>
- [35] Shama Rao N., Simha T.G.A., Rao K.P., Ravi Kumar G. V. V., Carbon Composites are Becoming Competitive and Cost Effective (Infosys), 2015
- [36] Available, [On line]: <https://www.midweststeelsupply.com>.
- [37] Defense Logistics Agency, "Aerospace Energy Standard Prices for DOD Customers Effective 1 Oct 2015," tech. rep, DLA, 2015.
- [38] Ventura, Mark. The Lowest Cost Rocket Propulsion System, 42nd AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2006.
- [15] Schmidt, E.W., *Hydrazine and Its Derivatives, Preparation, Properties, Applications*, 2nd ed., John Wiley & Sons, New York, 2001.
- [16] Sanford Gordon, Bonnie J. McBride, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA, Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, 1994, Technical Report.
- [17] Erichsen, P., "Spacecraft Propulsion with System Impulse Performance Analysis," 2011.
- [18] Taylor, Travis S., *Introduction to Rocket Science and Engineering*. CRC Press, 2017.
- [19] Global Optimization Toolbox, Matlab User guide, 2019.
- [20] Available, [On Line]: <http://www.space-propulsion.com/launcher-propulsion/rocket-engines/aestus-rocket-engine.html>
- [21] Lacoste, M. and et al. "Carbon/Carbon Extendible Nozzles," *Acta astronautica*, Vol. 50, No. 6 2002, pp.357-367.
- [22] Potapov, A., Shtefan, Y. and Lichman, E., "Research of Material for Uncooled Nozzle Extensions of Liquid Rocket Engines," *Acta Astronautica*, Vol. 64, No.1, 2009, pp. 22-27.
- [23] Valentine, P.G., Lee, R. Allen, P. Gradl and et al., "Upper Stage Engine Composite Nozzle Extensions," Conference: 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015.
- [24] Propellant Tank Lineup IHI Aero Space Data Sheet, IHI Aerospace Co., Ltd, in Available, [On Line]: <https://www.ihico.jp/ia/en/products/space/tanks/index.html>
- [25] Available, [On Line]: http://www.psi-pci.com/Data_Sheets1_main.htm
- [26] Available, [On Line]: Aerojet Propellant Tank Data Sheet.