

Multi-Disciplinary Optimization Conceptual Design of The Launcher Based On Non-Turbopump Propulsion Systems

Hanieh Eshaghnia^{1*}, Mehran Nosratollahi², Amirhossein Adami³ and Hadi Dastori⁴

1, 4. M.Sc., Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2. Associate Professor, Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

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

*Corresponding Author's E-mail: he.aerospace@gmail.com

Abstract

Turbopump propulsion systems have been used in almost all launch vehicles. With the advancement of manufacturing technologies, especially in the use of composite and lightweight structures, the use of non-turbopump propulsion systems has been considered due to the reduction of operating costs. This study has been investigated the multi-disciplinary optimization design of a two-stage launch vehicle using a pressure-fed propulsion system for both stages. Two main propulsion systems including gas-pressure and self-pressure feeding systems, have been evaluated in different configurations on two launcher stages. To extracting the optimum and possible solution, the launcher mission also has been added as a design variable in the optimization algorithm. The launcher has been extracted and introduced for each specific configuration of the launcher to achieve a certain orbital altitude with the maximum carrying payload and minimum gross mass. For this purpose, the AAO multidisciplinary optimization design framework has been used. The system-level and subsystem optimizer of the GA-SQP algorithm have been chosen.

Keywords: Launcher, Multidisciplinary optimization design, Pressure-fed propulsion system, Gas-pressure and self-pressure system, System design



COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

How to cite this article:

H. Eshaghnia, M. Nosratollahi, A.H. Adami and H. Dastori, "Multi-Disciplinary Optimization Conceptual Design of the Launcher Based on Non-Turbopump Propulsion Systems," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 15, No. 1, pp. 121-136, 2022 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1286>.

طراحی مفهومی بهینه چندموضوعی پرتابگر مبتنی بر سیستم‌های پیش‌رانش غیر توربوپمپی

حانیه اسحاق نیا^{۱*}، مهران نصرت‌الهی^۲، امیرحسین آدمی^۳ و هادی دستوری^۴

مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

* ایمیل نویسنده مخاطب: he.aerospace@gmail.com

چکیده

سیستم پیش‌رانش، مؤلفه‌ای اصلی در وسایل هوایی - فضایی محسوب می‌شود. تقریباً در تمامی ماهواره‌برها از سیستم پیش‌رانش توربوپمپی استفاده شده است. با ارتقای فناوری‌های ساخت، به‌خصوص در استفاده از سازه‌های کامپوزیتی و سبک، استفاده از سیستم‌های پیش‌رانش غیر توربوپمپی با توجه به کاهش هزینه‌های عملیاتی مورد توجه قرار گرفته است. بر اساس این رویکرد نوین، در این تحقیق به طراحی بهینه چندموضوعی یک ماهواره‌بر دو طبقه با استفاده از سیستم پیش‌رانش تحت فشار برای هر دو طبقه پرداخته خواهد شد. دو دسته اصلی سیستم‌های پیش‌رانش غیر توربوپمپی شامل تغذیه رگلاتوری و دمشی در ساختارهای مختلف در دو طبقه ماهواره‌بر مورد ارزیابی قرار گرفته و استخراج جواب بهینه و ممکن مأموریت پرتابگر نیز به عنوان یک متغیر طراحی در الگوریتم بهینه‌سازی اضافه شده است. بر این اساس پرتابگری برای رسیدن ارتفاع مداری مشخص با قدرت حمل حداکثر بار محموله و حداقل جرم برخاست برای هر ساختار پرتابگر استخراج و معرفی می‌شود. برای این منظور از چارچوب طراحی بهینه چندموضوعی AAO استفاده شده و بهینه‌ساز سطح سیستم و زیرسیستم، الگوریتم بهینه‌ساز تلفیقی GA-SQP انتخاب شده است تا رسیدن به پاسخ بهینه کلی را مطمئن سازد.

واژه‌های کلیدی: پرتابگر، طراحی بهینه چندموضوعی، سیستم پیش‌رانش تحت فشار، سیستم رگلاتوری و سیستم دمشی، طراحی سیستمی

علائم و اختصارات

L_c	طول محفظه احتراق		
M	عدد ماخ		
MDO	بهینه‌سازی چندموضوعی	A^*	سطح مقطع گلوگاه نازل
M_{rocket}	جرم کل پرتابگر	A_c	مساحت سطح محفظه
OF	نسبت اختلاط اکسیژن به سوخت	A_{cyl}	مساحت بخش استوانه‌ای مخزن
P_t	فشار محصولات احتراق در گلوگاه نازل	A_e	سطح مقطع خروجی نازل
P_c	فشار محفظه احتراق	AAO	روش همه با هم
R_c	شعاع محفظه احتراق	a_t	سرعت صوت در گلوگاه نازل
T	تراست	D	نیروی پسا
T_c	دمای محفظه احتراق	IDF	امکان‌پذیری موضوعی اختصاصی
V_c	حجم محفظه احتراق	L	نیروی برآ
v_e	سرعت گازهای احتراق در خروجی نازل	L^*	طول مشخصه
ρ_{str}	چگالی سازه		
ρ_t	چگالی محصولات احتراق در گلوگاه نازل		
γ	نسبت گرمای ویژه		
ϵ	نسبت تراکم محفظه احتراق		

۱. کارشناسی ارشد
۲. دانشیار
۳. استادیار
۴. کارشناسی ارشد

مقدمه

مؤلفه اصلی در هر پرتابگر سیستم پیشرانش آن است که نیروی جلوبرندگی وسیله را فراهم می‌کند. به منظور تحت فشار قراردادن مخازن اکسیدکننده و سوخت باید از سیستم تغذیه کمک گرفت. این سیستم به دو نوع توربومپی^۵ و تحت فشار^۶ دسته‌بندی می‌شود. نوع اول می‌تواند به گونه‌ای طراحی و ساخته شود که سبک باشد؛ ولی پیچیدگی سیستم افزایش خواهد یافت. یکی از ساده‌ترین و رایج‌ترین روش‌های تغذیه پیشران‌ها از مخازن مربوطه به موتور، استفاده از یک گاز با فشار بالاست، به عبارت دیگر موتورهای راکتی با سیستم‌های تغذیه تحت فشار گاز، بسیار قابل اعتماد هستند. این سیستم تغذیه اساساً به دو نوع خود فشارنده/دمشی (SPFS^۷) و رگلاتوری (GPFS^۸) دسته‌بندی می‌شود که هر کدام می‌توانند تک- پایه یا دو-پایه باشند.

سامانه‌های تک-پایه قادر به تأمین تراست پایدار هستند. ضربه ویژه حدود ۲۲۵ ثانیه و تراست‌های ۰/۵ نیوتن تا چند کیلو نیوتن را به دست می‌دهند. به‌طور معمول برای کنترل وضعیت در فضاپیماها کاربرد دارند. سامانه‌های دو-پایه، اگرچه دارای هزینه و پیچیدگی بیشتر هستند، یک عملکرد/راندمان بسیار تطبیق‌پذیر و بالا، با ضربه ویژه‌ای حدود ۳۱۰ ثانیه و محدوده‌ای وسیع از تراست (چند نیوتن تا چند صد کیلو نیوتن) فراهم می‌کنند. این سیستم‌ها می‌توانند برای ضربه^۹ و تراستی پایدار مورد استفاده قرار گیرند.

در سال ۲۰۰۴، چاکروبورتی و بائور با بررسی رویکرد میکروکازم، مزیت‌های هزینه‌ای استفاده از سیستم پیشرانش تحت فشار را به‌منظور کاهش هزینه‌های حمل و نقل ارائه و جنبه‌های مربوط به مقیاس‌گذاری فناوری پیشرانش برای ماهواره‌برهای سبک، متوسط و سنگین را توصیف می‌کنند [۱]. حسینی و همکاران در سال ۲۰۱۱ طراحی بهینه چند موضوعی یک پرتابگر یک‌بارمصرف را با هدف تعیین الگوریتم بهینه‌سازی انجام دادند [۲]. در همین سال نیز استنلی در رساله دکتری خود سیستم‌های فشاری^{۱۰} برای موتورهای راکتی دومؤلفه‌ای کوچک به منظور امکان‌سنجی بهبود عملکرد و راندمان راکت‌ها مورد مطالعه و بررسی قرار داد [۳]. در سال ۲۰۱۲ هاشمی و همکاران طراحی آماری یک ماهواره‌بر سبک سوخت مایع را با طراحی بهینه چندموضوعی آن مقایسه نمودند؛ الگوریتم بهینه‌سازی چندموضوعی روش همه‌باهم (AAO^{۱۱}) و بهینه‌ساز تلفیقی GA-SQP به کار گرفته شده است [۴]. نصرت‌الهی و همکاران در سال ۲۰۱۳ طراحی مفهومی یک

موتور دمشی را برای بلوک انتقال مداری انجام دادند [۵]. در همین سال نیز علیخانی و همکاران الگوریتم طراحی مفهومی موتور پیشران مایع در سیکل کاری تغذیه تحت فشاری را بر اساس پارامترهای عملکردی توسعه دادند [۶]. همچنین لی و همکاران یک سیستم تغذیه تحت فشار برای موتور راکتی هیبرید ارائه کردند [۷]. روش‌ی‌یان و همکاران نیز به طراحی مفهومی بهینه چندموضوعی یک حامل انسان دو مرحله‌ای اقدام کردند که در آن از الگوریتم ژنتیک و روش سیمپلکس به‌عنوان الگوریتمی ترکیبی استفاده شده است [۸]. سارزی و همکاران در سال ۲۰۱۴ با مروری بر پرتابگرهای خانواده اسکورپیوس^{۱۲} (ماهواره‌برهایی با سیستم تغذیه تحت فشار) روند عملکردی آن‌ها را بررسی نمودند. رویکرد سیستم تغذیه تحت فشار در معماری این پرتابگرها، از طریق توسعه مخازن پیشران و گاز تماماً کامپوزیتی که جرم آن‌ها نصف مخازن فلزی است، امکان‌پذیر است. علاوه‌براین با استفاده از هلیوم گرم، عملکرد سیستم را افزایش و جرم سیستم تحت فشار را نیز کاهش می‌دهد [۹]. آدمی و همکاران در سال ۲۰۱۵، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی سیستم پیشرانش تک‌پایه هیدروژن پراکسید با استفاده از GA و SQP را نیز به چاپ رسانید [۱۰]. هربرت و همکاران در سال ۲۰۱۶ سیستم‌های پیشرانش متان/اکسیژن مایع تحت فشار برای MARE، Morpheus و کاربردهای آتی این سیستم مورد تحلیل و بررسی قرار داده و قابلیت‌های آن شرح داده شده است [۱۱]. در مرجع [۱۲] در سال ۲۰۱۷، متسوموتو و همکاران یک سیستم تغذیه پیشران جدید را تحت عنوان سیستم تغذیه خودفشارنده/دمشی برای موتورهای راکتی سوخت مایع پیشنهاد دادند. در همین سال کارول در پایان‌نامه ارشد خود طراحی سیستمی یک پرتابگر زیرمداری متان مایع/اکسیژن مایع DAEDALUS، یک پرتابگر اکتشافی زیرمداری با سیستم تغذیه تحت فشار رگلاتوری را به انجام رسانید [۱۳]. مطالعه و کاربرد طراحی ماهواره‌بر با روش‌های بهینه‌سازی چند موضوعی در سال ۲۰۱۸ توسط بروات و همکاران صورت پذیرفت. این پژوهش بر چند نمونه از روش‌های بهینه‌سازی چند موضوعی که اخیراً توسعه یافته است (مثل بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی با تجزیه عرضی^{۱۳} فرآیند طراحی، بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی تحت عدم قطعیت^{۱۴}) به همراه کاربرد آن‌ها در طراحی ماهواره‌بر متمرکز است تا مزایای اثرات کوپلینگ را بین فیزیک‌های مختلف در فرآیند طراحی نشان دهد [۱۴]. در مرجع [۱۵] که در سال ۲۰۱۹ انجام شد، ملچر و مورهد، ویژگی‌های پایداری احتراق متان را برای موتور اصلی متان/اکسیژن پروژه مورفوس که دارای تراست ۲۲/۲۴ kN و سیستم تغذیه پیشران تحت فشار به‌منظور کاربرد پیشران‌های کرایوژنیک است، تحت بررسی قرار دادند. در همین سال اسحاق‌نیا در پایان‌نامه ارشد خود طراحی

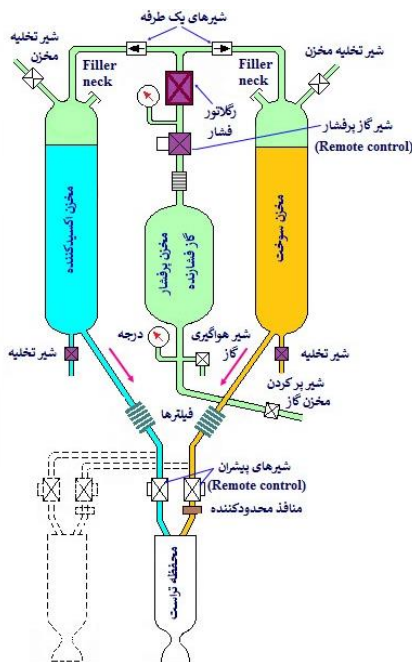
5. Turbopump
6. Pressure-fed
7. Self-Pressurized Fed system
8. Gas-Pressurized Fed system
9. Pulsing
10. Pressurization
11. All-At-Once

12. Scorpis
13. Transversal decomposition
14. Uncertainty

مزایای استفاده از سیستم SPF عبارت است از: (۱) ساده‌ترین روش تغذیه پیشران به موتور و مطمئن‌تر، (۲) ارزان‌تر، به دلیل دارا بودن اجزای کمتر. معایب: (۱) فشار مخزن، تراست و نرخ جریان پیشران به‌عنوان تابعی از زمان متغیر است، (۲) ضربه ویژه تابعی درجه دو از فشار محفظه (برای سامانه‌های تک- پایه هیدرازینی) و افت‌ها نیز متغیر با زمان است، (۳) تغییر سرعت جریان و فشار ورودی موتور باعث ایجاد مشکل در استفاده از سیستم تغذیه دمشی برای سامانه‌های دوپایه می‌شود. تأثیر معایب ذکر شده بر سامانه‌های تک پایه، ضعیف‌تر است [۱۹].

سیستم پیشران GPF

یک سیستم GPF فشار را در مخازن در فشار از پیش تعیین شده‌ای کنترل می‌کند. فشارنده در این سیستم در فشار بالایی (۳۵۰-۲۰۰ bar) در مخزن/ مخازن مجزایی ذخیره می‌شود. پیشران تزریقی به موتور در فشار کنترل‌شده‌ای تأمین می‌شود و نیروی تراست در طی زمان احتراق متفاوت نیست. پناستی که در سیستم GPF وجود خواهد داشت، پیچیدگی آن نسبت به نوع SPF است. برای سامانه‌های تک-پایه، تنها مزیت میزان ساز/ تنظیم‌کننده، تراست ثابت به‌عنوان تابعی از زمان می‌باشد؛ اما برای سامانه‌های پیشران دو-پایه، تنظیم‌کننده به منظور ثابت نگه‌داشتن نرخ جریان هر پیشران و در نسبت اختلاط صحیح، ضروری است. وزن مخزن فشارنده، اساساً برای هر فشار اولیه، برای وزن معینی از گاز، ثابت است. به منظور عملکرد صحیح، رگلاتور به یک فشار ورودی در حدود ۶/۸۹ bar بالاتر از فشار خروجی نیاز دارد. بنابراین گاز غیرقابل استفاده به دام افتاده در مخازن فشارنده باید در حداقل فشار ورودی رگلاتور محاسبه شود [۱۹]. شماتیک این سیستم در شکل ۲ به نمایش گذاشته شده است.



شکل ۲- سیستم پیشران رگلاتوری [۱۸]

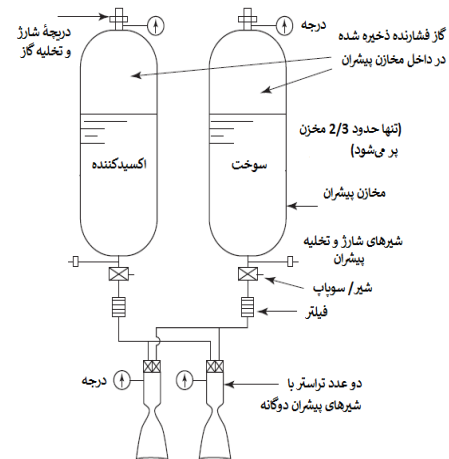
پرتابگری را انجام داده که مجهز به سیستم پیشران غیرتوربوپمپی است. در این پژوهش هر دو نوع سیستم پیشران تحت فشار مورد طراحی قرار گرفته است [۱۶]. در سال ۲۰۲۰ بروالت و همکاران یک رویکرد بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی چند سطحی را برای طراحی وسایل فضایی چند مأموریت ارائه داده‌اند. روش پیشنهادی برای پرتابگرهایی با دو مأموریت مختلف (پیکربندی قابل استفاده مجدد به مدار SSO و پیکربندی یک‌بارمصرف به مدار GTO) با استفاده از MDO چند هدفه برای تخمین هزینه محاسباتی با شبیه‌سازی‌های موضوعی متمرکز است [۱۷].

سیستم پیشران تحت فشار

فشارنده یا گاز تحت فشار، باید در تماس با پیشران‌ها، بی‌اثر باشد و وزن مولکولی پایین آن‌ها نیز مطلوب است. اغلب دو نوع فشارنده هلیوم و نیتروژن به کار می‌رود. الزامات فشارنده عبارت است از: (۱) غیر سمی بودن، (۲) قابلیت نگهداری در دمای اتاق، (۳) دمای بحرانی پایین و (۴) فشار بحرانی معقول. این ویژگی‌ها به بهبود عملکرد/ کارایی کل سیستم موتور راکتی کمک می‌کند. الزام سوم به کاهش طول مبدل حرارتی کمک می‌کند؛ درحالی‌که الزام چهارم یک فاکتور کلیدی برای طراحی کل سیستم است. اگر فشار بحرانی کم باشد، نمی‌توان مخازن سوخت و اکسیدکننده را تحت فشار زیاد قرار داد. با این حال، اگر فشار بحرانی زیاد باشد، نسبت فشار برای شارژر نیز باید بالا باشد تا فشار مایع را به فشار بحرانی افزایش دهد.

سیستم پیشران SPF

در سیستم پیشران SPF که تصویر آن در شکل ۱ قابل مشاهده است، از مخازن مجزایی برای فشارنده استفاده نمی‌شود؛ بلکه گاز فشارنده در همان مخازن پیشران وجود خواهد داشت. به دلیل آنکه گاز فشارنده از جنس همان پیشران است، در نتیجه سیستم مجاز به کاهش فشار خواهد بود.

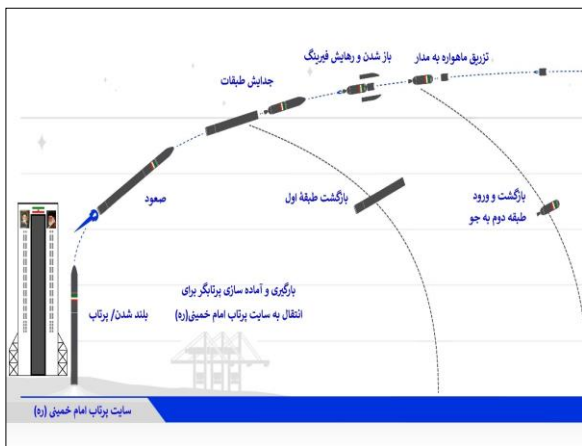


شکل ۱- سیستم پیشران دمشی [۱۸]

بیشتری است، پیشرانش GPF را برای طبقه اول و نوع SPF را برای طبقه دوم مورد انتخاب واقع می‌گردد. به منظور مقایسه نتایج حاصل از طراحی، مأموریتی یکسان برای هر سه پرتابگر، یعنی ارسال حداکثر بارمحموله با حداقل وزن برخاست به مدار ۲۵۰ کیلومتری در نظر گرفته می‌شود. پروفیل مأموریتی پرتابگر در شکل ۳ به نمایش گذاشته شده است.

جدول ۱- مقایسه دو نوع سیستم پیشرانش تحت فشار [۱۸]

نوع فشار / تراست	رگلاتوری	دمشی
فشار تراست	اساساً ثابت است	با مصرف پیشران کاهش می‌یابد
ذخیره‌سازی گاز	حجم فضای آزاد ۳٪-۱۰٪ در مخازن فشار- بالای مجزا	حجم فضای آزاد ۳۰٪-۶۰٪ در مخازن پیشران و در همان فشار
مزایا	- تغذیه در فشار ثابت، جریان پیشران تقریباً ثابت و ایجاد فشار نسبتاً ثابت - کنترل بهتر نسبت اختلاط	- سیستم ساده‌تر - گاز مورد نیاز کمتر - جرم مرده (inert mass) کمتر - عدم وجود مخزن گاز فشار- بالا
معایب	- پیچیدگی نسبتاً بیشتر، ایجاد افت فشار کم - گاز ذخیره‌شده تحت فشار بالا، اغلب برای مدت طولانی است. - گاز فشارنده بیشتری نیاز است.	- کاهش تراست همراه با زمان سوزش - پیشران باقیمانده تقریباً زیاد در انتهای عملیات - موتور باید در طیف گسترده‌ای از مقادیر تراست و دامنه‌ای متوسط از نسبت اختلاط پایدار باشد. - پیشران‌ها تحت فشار باید ذخیره شوند.



شکل ۳- پروفیل پروازی پرتابگر [۱۶]

متغیرها، پارامترها، قيود، الزامات و انتخاب‌های طراحی که در طراحی مد نظر قرار گرفته است را می‌توان در جدول ۲ مطالعه کرد. شایان ذکر است که برای استفاده از تعداد ۹ عدد موتور در طبقه اول پرتابگر، تحقیق جداگانه‌ای صورت پذیرفته است. بر اساس نتایج مربوط به مرجع [۱۶] برای تعداد موتور ۵، ۷ و ۹، بهترین ساختار مربوط به استفاده از ۹ عدد موتور است.

در سیستم رگلاتوری، حداقل حجم فضای خالی مخزن^{۱۵} باید حدود ۳٪ حجم مخزن پیشران برای فشارنده باشد تا هنگام برون‌شارش^{۱۶} جریان عبوری از رگلاتور، پاسخ پایداری داشته باشد. علاوه بر رگلاتور فشار، شیرهای اطمینان برای حفاظت از مخزن در صورتی که رگلاتور نتواند باز شود، ضروری است. همچنین خوب است که یک دیافراگم پاره‌شونده^{۱۷} در بالادست شیر اطمینان قرار گیرد، به طوری که فشارنده بر حسب میزان نشتی جایگاه سوپاپ، هدر نرود. این احتیاط از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است؛ اگر هلیوم فشارنده باشد. برای سامانه‌های دو پایه، فضای خالی هر مخزن پیشران باید جدا گردد تا از اختلاط بخار جلوگیری به عمل آید. تعادل فشاری برای یک سیستم رگلاتوری یک نقطه واحد است؛ چرا که در طی عملیات فشار مخزن پیشران متفاوت نیست [۱۹].

مقایسه دو سیستم پیشرانش رگلاتوری و دمشی

اجزای یک سیستم پیشرانش تحت فشار می‌تواند به شرح ذیل باشد:

- ۱- مخازن سوخت و اکسیدکننده
- ۲- مجموعه‌ای از محفظه تراست‌ها
- ۳- مخزن / مخازن فشارنده

تمام سیستم‌های تغذیه شامل، لوله‌کشی، مجموعه‌ای از سوپاپ / شیرها، تجهیزات جانبی^{۱۸} برای پرکردن و معمولاً نیز برای (تخلیه^{۱۹} و مکش^{۲۰}) پیشران‌های مایع، فیلترها، ابزارهای کنترلی^{۲۱} برای شروع، توقف و تنظیم جریان و عملکرد آن‌ها هستند [۱۸].

سیستم‌های پیشرانش تحت فشار به‌طورکل شامل زیرسیستم‌های مخازن پیشران، مخزن / مخازن فشارنده، زیرسیستم تغذیه، اتصالات و لوله‌کشی‌ها می‌باشند. مقایسه‌ای کلی در جدول ۱ ارائه شده است.

تعریف مسئله

رویکرد حاضر در طراحی پرتابگرها، قابلیت اطمینان بالا، کاهش هزینه‌ها و افزایش سادگی در عین راندمان بالا هست. در این پژوهش یکی از راه‌هایی که برای دستیابی به این مقصود پیشنهاد می‌شود، جایگزینی پیشرانش توربومپی با پیشرانش تحت فشار در پرتابگرهای سوخت مایع است. بدین منظور سه نوع پرتابگر با سیستم‌های پیشرانش منحصراً GPF، منحصراً SPF و هیبرید^{۲۲} (G&SPF) طراحی خواهد شد. هر سه پرتابگر دو طبقه خواهند بود. پرتابگر نوع سوم به دلیل آنکه طبقه اول پرتابگر نیازمند انرژی

15. Ullage
16. Outflow
17. Brust disk
18. Provision
19. Draining
20. Flushing
21. Control device
22. Gas and Self-Pressurized Fed

جدول ۲- متغیرها، پارامترها، قیود، الزامات و انتخاب‌های طراحی

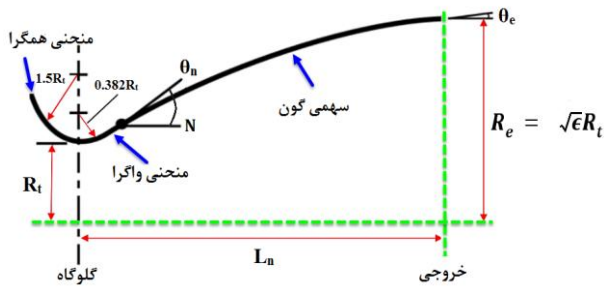
متغیرهای طراحی	جرم محموله
	نسبت سوخت به اکسیدکننده طبقات
	زمان سوزش مراحل
پارامترهای طراحی	قطر مخازن
	مشخصات مدار مقصد
	خواص مکانیکی- حرارتی سازه موتور، مخازن و بدنه پرتابگر
	خواص شیمیایی پیشران‌ها
قیود طراحی	برخی از مشخصه‌های هندسی موتور، مخازن، دماغه پرتابگر
	نسبت طول به قطر موشک و نسبت طول به قطر هر یک از طبقات (برای کل موشک $6 < \frac{L_{missile}}{D_{missile}} < 16$)
	برای طبقه اول $5 < \frac{L_{stage_1}}{D_{stage_1}} < 12$ و برای طبقه دوم $3 < \frac{L_{stage_2}}{D_{stage_2}} < 5.5$
	قطر هر یک از طبقات از قطر خروجی نازل موتور همان طبقه بیشتر باشد.
	نسبت ضریب بار حاصله برای هر یک از مراحل پرتابگر از مقداری معین کمتر یا بیشتر نباشد (طبقه اول $n_1 \geq 1.2$ و طبقه دوم $n_2 \geq 0.5$)
	اختلاف سرعت مداری و سرعت پرتابگر، صفر شود.
	اختلاف ارتفاع مداری و ارتفاع پرتابگر، صفر شود.
	محلی که اجزای جدا شده از موشک در آن سقوط می‌کنند باید ایمن و مناسب باشد.
	دو طبقه بودن پرتابگر
	یکسان بودن قطر طبقات اول و دوم
الزامات طراحی	ثابت بودن تراست برای موتور طراحی شده (۱۵۰ kN)
	تعداد موتور طبقات اول و دوم (طبقه اول ۹ عدد و طبقه دوم ۱ موتور)
	ثابت بودن فشار محفظه احتراق (۶۰ bar)
	ثابت فرض کردن فشار مخازن فشارنده
	شعاع مخازن فشارنده ۰/۵ برابر شعاع مخازن پیشران در نظر گرفته شده‌اند.
	ارتفاع مداری ۲۵۰ km
	فشار خروجی نازل در سطح دریا و خلأ به ترتیب ۰/۶ bar و ۰/۱ bar
انتخاب‌های طراحی	موتور طبقه دوم از نوع موتور طبقه اول است؛ تنها تفاوت آن، فشار خروجی برابر با فشار خلأ و در نتیجه طراحی نازل است.
	جنس سازه مخازن کامپوزیتی است.
	جنس سازه پوسته بدنه، آلومینیوم 6061-T6 هست.
	جنس سازه موتور، کبالت کروم
	جنس فیرینگ پرتابگر، کامپوزیت کربن
	نوع گاز فشارنده به کار رفته در پیشران‌ش رگلاتوری (هلیوم)
	نوع پیشران‌های مورد استفاده (متان مایع و اکسیژن مایع)

مدل‌سازی موضوعات روابط حاکم

جدول ۳- مشخصات پیشران‌ها و گاز فشارنده

سیال	متان (CH ₄)	اکسیژن (O ₂)	هلیوم (He)
فشار بحرانی (bar)	۴۵.۹۹	۵۰.۴۳	۲.۳
دمای بحرانی (K)	۱۹۰.۵۶	۱۵۴.۵۸	۲.۱۵
ثابت گاز (J/kg.K)	۵۱۸.۲۸	۲۵۹.۸۴	۲۰۷۷.۱
چگالی (kg/m ³)	۴۲۲.۶	۱۱۴۱	۱۲۴.۹۷۶
فشار فوق بحرانی (bar)	۶۴۸.۶۴۳	۸۷۸.۰۱۸	-

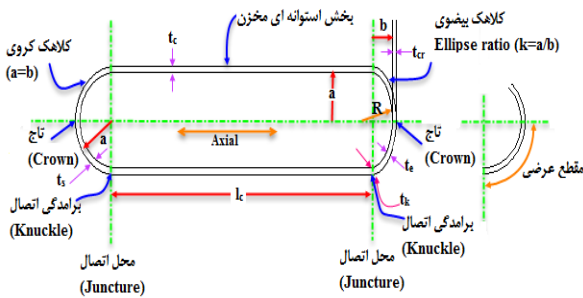
در این بخش مدل‌سازی موضوعات درگیر در طراحی پرتابگر دو طبقه ارائه شده است. با توجه به حجم معادلات و روابط حاکم بر موضوعات مختلف، در این پژوهش سعی شده است تا موارد اصلی به صورت خلاصه ارائه شود و برای اطلاعات بیشتر به مراجع ذکر شده در هر بخش رجوع گردد. نوع سوخت، اکسیدکننده و گاز فشارنده برای هر سه ساختار مورد بررسی، ثابت است که در جدول ۳ برخی از مشخصات آن‌ها خلاصه شده است.



شکل ۵- شماتیک نازل [۱۶]

مدل‌سازی زیرسیستم مخازن تحت فشار

در صورتی که به شکل ۶ توجه شود، اجزای اصلی یک مخزن پیش‌ران را نشان می‌دهد.



شکل ۶- المان‌های اصلی یک مخزن [۲۰]

روابطی که در ادامه ارائه می‌شود را می‌توان برای محاسبه حجم، ضخامت دیواره، مساحت سطح دیواره و وزن شکل‌های مختلف باک به کار برد.

حجم، مساحت سطح و وزن کپ‌های بیضوی دو انتهای مخزن به فرم معادلات (۵) است [۲۰]:

$$(V_e)_{cap} = \frac{2\pi a^2 b}{3}$$

$$(A_e)_{cap} = a^2 + \frac{\pi b^2 \ln\left[\frac{(1+e)}{(1-e)}\right]}{2e}$$

$$e = \text{eccentricity} = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}$$

$$(W_e)_{cap} = \pi a^2 t_e \rho$$

که a نیم قطر بزرگ کپ، معادل با شعاع بخش استوانه‌ای مخزن؛ b نیم قطر کوچک کپ و e نسبت بیضویت هست. حجم، مساحت سطح و وزن بخش استوانه‌ای به فرم روابط (۶) خواهد بود [۲۰]:

$$V_c = \pi a^2 l_c$$

$$A_c = 2\pi a l_c$$

$$W_c = 2\pi a l_c t_c \rho$$

بلوک مربوط به مدل‌سازی مخازن پیش‌ران به صورت شکل ۷ تدوین شده است.

مدل‌سازی زیرسیستم موتور

به دلیل آنکه فرآیند درون محفظه تراست یک فرآیند آیزنتروپیک (آنتروپی ثابت) است، می‌توان با تعریف گرمای ویژه و استفاده از دیگر مشخصات گاز مورد نظر، روابط ترمودینامیکی را برای فشار، دما، سرعت صوت و چگالی در مقاطع مختلفی از محفظه تراست استفاده کرد. این روابط به صورت معادلات (۱) بیان می‌شوند [۲۰]:

$$\frac{\rho_t}{\rho} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right]^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$\frac{a_t}{a} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right]^{0.5}$$

$$\frac{P_t}{P} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{T_t}{T} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right]^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

بلوک مدل‌سازی موضوع پیش‌رانش و جریان داده مربوطه به صورت شکل ۴ استخراج شده است.



شکل ۴- بلوک طراحی موتور

رابطه نسبت مساحت نازل در معادله (۲) داده شده است [۲۰، ۲۱]:

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

مقدار تقریبی حجم، مساحت سطح کل دیواره‌ها و شعاع محفظه احتراق به ترتیب با معادلات (۳) بیان می‌شود [۲۰]:

$$V_c = A_t \left[L_c \epsilon_c + \frac{1}{3} \sqrt{\frac{A_t}{\pi}} \cot \theta \left(\epsilon_c^{1/3} - 1 \right) \right]$$

$$A_c = 2L_c \sqrt{\pi \epsilon_c A_t} + \csc \theta_c (\epsilon_c - 1) A_t$$

$$R_c = \sqrt{\frac{V_c}{\pi L_c}}$$

$$L^* = \frac{V_c}{A_t}$$

برای طراحی نازل می‌توان از روابط (۴) بهره گرفت:

$$v_e = \sqrt{\frac{2g\gamma}{\gamma-1} RT_c \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

$$A_e = \frac{\dot{m} \sqrt{\frac{T_c R}{\gamma}}}{M_e P_c} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4)$$

$$L_n = \frac{0.8(\sqrt{\epsilon}-1)R_t}{\tan 15^\circ}$$

هندسه گلوگاه با استفاده از یک شعاع مادون صوت منحنی که برابر $1.5R_t$ و یک شعاع مافوق صوت منحنی که $0.382R_t \approx$ است، یافت می‌شود؛ در شکل ۵ قابل مشاهده است.

$$M_{gas} = \frac{P_{tank}}{R_{gas} T_{tank}} \times (V_{tank} + V_{gas}) \quad (7)$$

که V_{tank} حجم مخزن پیشران و V_g حجم گاز فشارنده به فرم زیر خواهند بود:

$$V_{tank} = \frac{V_{propused}}{0.9} \quad (8)$$

$$V_g = \frac{4}{3} \pi r_{gtank}^3$$

برای محاسبه فشار گاز فشارنده در شروع کارکرد سیستم از رابطه زیر استفاده می‌گردد که حدود ۱۰٪ به عنوان حاشیه اطمینان در نظر گرفته می‌شود (رابطه ۹) [۲۰]:

$$P_{gtank} = 1.1 \times \left(\frac{M_{gas}}{V_{gas}} \right) \times R_{gas} \times T_{gtank} \quad (9)$$

۲- پیشران‌ش SPF

روابط مدل‌سازی سیستم دمشی به صورت معادله (۱۰) است:

$$B = \frac{P_{gtanki}}{P_{gtankf}} = \frac{V_{gtankf}}{V_{gtanki}} \quad (10)$$

$$V_{gtanki} = \frac{V_u}{B-1}$$

که B نسبت دمشی^{۲۴}، V_{gtanki} حجم فضای خالی اولیه، V_{gtankf} حجم فضای خالی نهایی، P_{gtanki} فشار اولیه گاز، P_{gtankf} فشار نهایی گاز و V_u حجم پیشران غیرقابل استفاده هستند. فشار محفظه ۶۰ bar در نظر گرفته می‌شود. از طرفی فشار مخازن در انتهای عملیات برابر است با رابطه (۱۱):

$$(P_{tank})_{end} = P_{comb} + \Delta P_{lost} \quad (11)$$

که ΔP_{lost} افت فشار در مسیر تغذیه پیشران هست؛ شامل، افت فشار در خطوط تغذیه / لوله‌ها، انژکتور و سیستم خنک‌کاری در نظر گرفته می‌شود:

$$\Delta P_{lost} = \Delta P_{injector} + \Delta P_{line} + \Delta P_{cooling} \quad (12)$$

افت فشار در خنک‌کاری پوششی می‌تواند بین ۱۰٪ تا ۲۰٪ فشار محفظه متغیر باشد. با توجه به مراجع [۲۲، ۲۳] مقدار افت فشار در لوله‌ها، انژکتور و سیستم خنک‌کاری به ترتیب به صورت روابط (۱۳) به دست می‌آید:

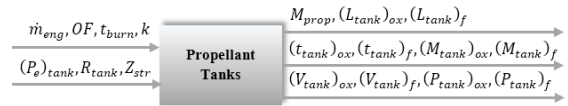
$$\Delta P_{line} = (0.05 - 1) P_{comb}$$

$$\Delta P_{injector} = 0.075 P_{comb} \quad (13)$$

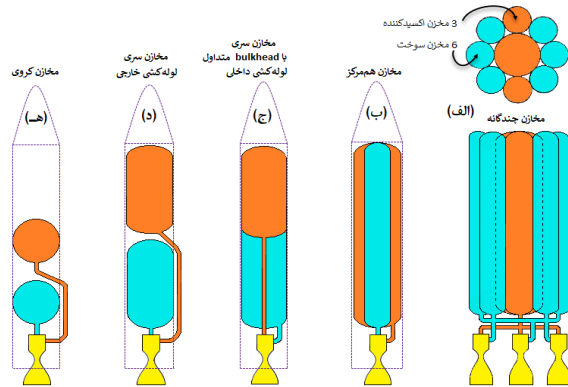
$$\Delta P_{cooling} = 0.15 P_{comb}$$

مدل‌سازی زیرسیستم سازه

به منظور صرفه‌جویی در تعداد صفحات مقاله از ارائه صرف نظر شده است. برای دسترسی به روابط هر یک از زیرسیستم‌های پوسته، طبقه



شکل ۷- بلوک مخازن پیشران

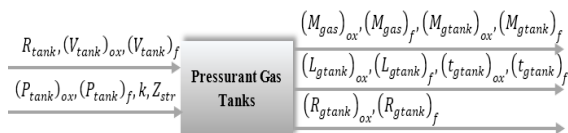


شکل ۸- طرح‌های متداول مخازن در سیستم‌های پیشران‌ش سوخت مایع [۱۶]

مطابق با شکل ۸ طرح (ج) برای نحوه قرارگیری مخازن پیشران انتخاب می‌شود. در هر طبقه، دو مخزن برای پیشران در نظر گرفته شده به صورت سری در بدنه جای می‌گیرند و توسط یک بالکهد^{۲۳} از یکدیگر جدا می‌شود.

مدل‌سازی زیرسیستم تغذیه پیشران

برای مدل‌سازی این موضوع روابط حاکم بر هر دو نوع سیستم تغذیه SPF و GPF ارائه می‌شود. بلوک دیاگرام مدل‌سازی مخازن فشارنده مطابق با شکل ۹ است.



شکل ۹- بلوک مخازن فشارنده

۱- پیشران‌ش GPF

با توجه به مرجع [۱۸]، حجم اولیه گاز فشارنده در حدود ۱۰٪ حجم کل مخزن پیشران در نظر گرفته می‌شود. در انتهای کارکرد سیستم پیشران‌ش، باید فشار مخزن گاز فشارنده حداقل برابر با فشار مورد نیاز مخزن پیشران باشد. از طرف دیگر مخزن پیشران به دلیل مصرف شدن پیشران، تنها دارای گاز فشارنده‌ای در فشار مخازن پیشران است. مخازن پیشران در فشاری ثابت (مجموع فشار محفظه احتراق و افت فشار در طی مسیر تغذیه) در حدود ۷۶ bar قرار دارند؛ به عبارت دیگر فشار مخازن پیشران در ابتدا و انتهای عملیات برابر است. جرم گاز فشارنده با رابطه (۷) بیان می‌شود [۲۰]:

M_{engine} جرم مجموعه موتور و $M_{structure}$ جرم سازه هستند. جرم مخازن سوخت و اکسیدکننده را به ترتیب می‌توان از روابط (۱۵) و (۱۶) به دست آورد [۲۰]:

$$M_{tank_f} = (2(A_e)_{cap} + A_{cyl}) \times d_{tank_f} \times \rho_{str} \quad (15)$$

$$M_{tank_{ox}} = ((A_e)_{cap} + A_{cyl}) \times d_{tank_{ox}} \times \rho_{str} \quad (16)$$

عموماً ضخامت هر دو مخزن مساوی و برابر با ضخامت بیشتر در نظر گرفته می‌شود. همچنین در هر طبقه برای هر یک از مخازن سوخت و اکسیدکننده یک مخزن هلیوم مجزا در نظر گرفته شده است.

جرم مجموعه موتور که شامل جرم محفظه احتراق، نازل و سیستم خنک‌کاری است، به صورت معادله (۱۷) بیان می‌شود:

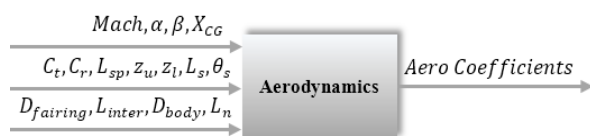
$$M_{engine} = M_{comb} + M_{nozzle} + M_{TPS} + M_{valve} \quad (17)$$

جرم سازه شامل جرم فیرینگ، پوسته (طبقه اول، دوم و میانی)، بالک‌ها و دامن می‌باشد که در معادله (۱۸) نمایان است:

$$M_{structure} = M_{body-shell} + M_{skirt} + M_{fin} + M_{fairing} \quad (18)$$

موضوع آیرودینامیک

به منظور استخراج ضرایب آیرودینامیکی، نرم‌افزار Missile DATCOM به کار گرفته شد. ورودی این نرم‌افزار، شرایط پروازی (ماخ، زاویه حمله و ارتفاع)، سطح مرجع، طول مرجع و شکل هندسی است. خروجی‌های آن، ضرایب آیرودینامیکی پرتابگر است که در شبیه‌سازی مسیر به کار خواهد رفت. مهم‌ترین خروجی موضوع آیرودینامیک که تأثیر زیادی بر شکل دامن انتهایی موشک دارد، ضریب ممان پیچ است که معیاری برای پایداری آیرودینامیکی پرتابگر در تمام رژیم‌های پروازی خواهد بود. بلوک مدل‌سازی موضوع آیرودینامیک و جریان داده مربوطه، به صورت شکل ۱۵ است.



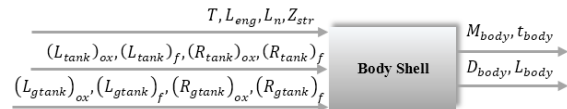
شکل ۱۵- بلوک آیرودینامیک

موضوع شبیه‌سازی

بهینه‌سازی برنامه زاویه پیچ یکی از مهم‌ترین بخش‌های این قسمت است که گاهی از آن در مراجع به‌عنوان یک موضوع مستقل یاد می‌شود. با تعیین زاویه جدایش طبقات، برنامه زاویه فراز قابل تدوین است که بازه ۲۰ الی ۷۰ درجه برای آن در نظر گرفته شده است. این زاویه تغییرات متفاوتی را از خود در بازه‌های زمانی مختلف نشان می‌دهد.

میانی، فیرینگ، بالک‌ها و دامن می‌توان از مراجع [۲۰، ۱۶] استفاده کرد. در نهایت زیربخش‌های مربوط به سازه مدل‌سازی شد که بلوک‌های مربوطه به صورت شکل ۱۰ تا شکل ۱۴ تدوین شده است.

برای مدل‌سازی پوسته بدنه الگوریتم طراحی نیازمند پارامترهایی ورودی از موتور و مخازن است.



شکل ۱۰- بلوک پوسته بدنه

چون قطر طبقات پرتابگر یکسان در نظر گرفته شده است، طبقه میانی به صورت پوسته‌ای استوانه‌ای که نازل موتور طبقه دوم در آن جای دارد، طراحی شد.



شکل ۱۱- بلوک طبقه میانی

از معادلات سهمی به منظور مدل‌سازی فیرینگ، استفاده شد.



شکل ۱۲- بلوک فیرینگ

مجموعه بالک‌ها، چهار عدد به صورت ۹۰ درجه نسبت به یکدیگر طراحی شدند. مجموعه بالک و دامن برای پایداری‌سازی آیرودینامیکی پرند طراحی شدند.



شکل ۱۳- بلوک بالک‌ها



شکل ۱۴- بلوک دامن

محاسبه جرم کل

جرم ناخالص برخاست پرتابگر به‌طور کل، متشکل از جرم پیش‌ران، گاز فشارنده، موتورها، مخازن پیش‌ران و فشارنده، پوسته بدنه، فیرینگ، قفسه میانی، بالک‌ها و دامن می‌باشد که به فرم رابطه (۱۴) است:

$$M_{rocket} = M_{tank} + M_{gtank} + M_{engine} + M_{structure} \quad (14)$$

که M_{tank} جرم مخازن پیش‌ران، M_{gtank} جرم مخازن فشارنده،

است. در مسائل نسبتاً کوچک، روش AAO، مانند IDF، کاربرد دارد و اجازه محاسبات موازی را می‌دهد. بنابراین، زمان محاسبه به شکل قابل ملاحظه‌ای می‌تواند کاهش یابد [۲۴].

هر دو چارچوب AAO و IDF برای ارزیابی نتایج این تحقیق پیاده‌سازی شده است. بر اساس نتایج استخراج شده در مرجع [۱۶]، از منظر همگرایی، سرعت رسیدن به پاسخ و زمان اجرا روش AAO نتایج بهتری را ارائه کرد. ماتریس طراحی برای طراحی بهینه چندموضوعی پرتابگر دو طبقه در چارچوب AAO در شکل ۱۷ به تصویر کشیده شده است. در طراحی از نرم‌افزار متلب به منظور تحلیل نتایج بهره گرفته شده است تا نتایج و خروجی‌ها به شکلی منطقی مورد ارزیابی قرار گیرند. پارامترهای اصلی تنظیم شده بهینه‌ساز در جدول ۴ ارائه شده است:

جدول ۴- پارامترهای تنظیم شده بهینه‌ساز

الگوریتم ژنتیک (GA)	
۱۰۰	جمعیت اولیه
۲۰	تعداد نسل
۱۰	احتمال جهش
۰/۷	احتمال تقاطع (ضریب تلفیق)
۰/۰۵	ضریب جهش
الگوریتم برنامه‌ریزی درجه دوم (SQP)	
۲۰۰	حداکثر تعداد تکرار
۰/۰۰۰۰۱	تولرانس تابع هدف
۰/۰۰۰۰۱	تولرانس متغیر طراحی

صحه‌گذاری الگوریتم طراحی بهینه چندموضوعی

با توجه به مطالعات و بررسی‌های صورت گرفته، از نمونه پرتابگرهای تحت فشار عملیاتی (ماهواره‌برهای Scorpius) و در حال توسعه (ماهواره‌بر Terran)، اطلاعات و داده‌های کاملی در دسترس نیست؛ لذا صحه‌گذاری نتایج به صورت مستقیم در خصوص کل موشک ماهواره‌بر عملاً ممکن نگردید. از طرفی با توجه به آنکه بخش عمده‌ای از جرم پرتابگر مربوط به سیستم پیش‌ران‌ش آن بوده، از این رو در صحه‌سنجی الگوریتم طراحی، دو گام طی شده است. در گام نخست، با استفاده از یک نمونه موتور موجود (با پیش‌ران مشابه) و در گام دوم با استفاده از یک نمونه طبقه فوقانی (به دلیل مشابهت در استفاده از سیستم پیش‌ران‌ش و مخازن تحت فشار)، صورت پذیرفت که در ادامه بخشی از آن ارائه می‌گردد [۱۶].

این بخش از صحه‌گذاری، مربوط به موتور تحت فشار متان اکسیژن طراحی شده با نمونه موجود موتور لئون-۱ در مرجع [۲۵] انجام پذیرفته که در جدول ۵ به نگارش در آمده است.

بلوک دیاگرام موضوع شبیه‌سازی مسیر و جریان داده مربوطه، به صورت شکل ۱۶ هست.



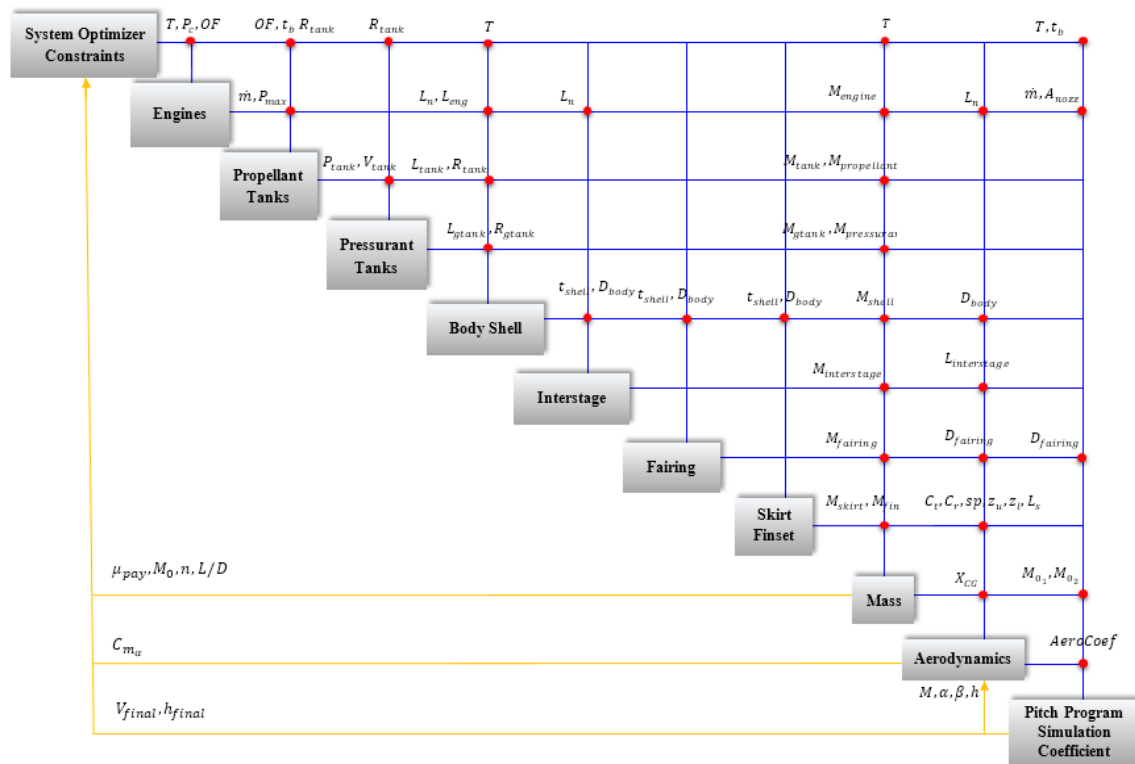
شکل ۱۶- بلوک شبیه‌سازی

الگوریتم بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی

طراحی بهینه چندموضوعی (MDO) مجموعه‌ای از روش‌های طراحی سیستم‌های مهندسی است که چندین موضوع را مدیریت می‌کند. هدف روش‌های MDO این است که از مزیت کوپلینگ‌ها و تقابلات بین موضوعات مختلف بهره‌گیر تا به طراحی همراه با بهینگی کلی دست پیدا کند. همان‌طور که قبلاً ذکر شد، ساختار پرتابگر به صورت راکتی دو طبقه است. به منظور طراحی بهینه چندموضوعی پرتابگر (MDO) یک بهینه‌ساز تلفیقی از الگوریتم ژنتیک (GA) و برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی (SQP) به کار گرفته شد.

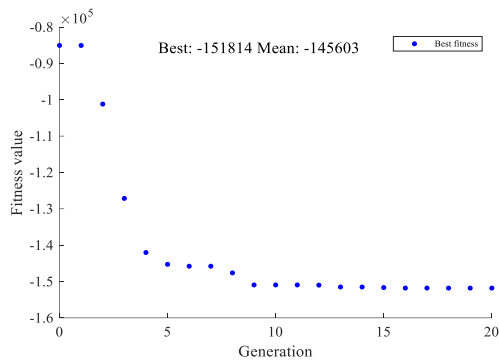
در ادامه از روش‌های تک سطحی MDO که عبارت‌اند از روش AAO و IDF^{۲۵}، توضیح مختصری ارائه شده است. در IDF یک بهینه‌ساز در سطح سیستم استفاده می‌شود و بلوک‌های تحلیلی در زیرسیستم‌های مختلف فراخوان می‌شوند. در این روش، بهینه‌ساز مسئول هماهنگ‌سازی بین زیرسیستم‌های مختلف نیز هست و متغیرهای اضافی را جهت تضمین آن به کار می‌برد. در هر تکرار زیرسیستم‌های مختلف به صورت جداگانه امکان‌پذیر هستند، اما کوپلینگ بین آن‌ها تضمین نمی‌شود. در IDF هماهنگی حل در هر تکرار تضمین می‌شود و فقط در همگرایی این اتفاق رخ می‌دهد؛ بنابراین نباید پیش از دستیابی به همگرایی متوقف شود. این روش تجزیه، به طور قابل ملاحظه‌ای تعداد متغیرها را افزایش می‌دهد، اما این امکان را فراهم می‌کند تا راندمان بهینه‌سازی بهبود یابد. بدین سبب در هر تکرار در زیرسیستم‌های مختلف یک تحلیل انفرادی انجام می‌گیرد [۲۴].

روش AAO، مسئله بهینه‌سازی و معادلات زیرسیستم‌های مختلف را هم‌زمان حل می‌کند؛ ابتدایی‌ترین روش MDO است. کنترل فرآیند به بهینه‌ساز سطح سیستم واگذار می‌شود که هدف بهینه‌سازی تابع معیار کلی را دنبال می‌کند و ارزیابی‌های زیرسیستمی را فراخوانی می‌کند. طراحی و ارزیابی‌ها در سطوح زیرسیستم و سیستم در یک زمان انجام می‌شوند. بنابراین، تمرکز مسئله در این حالت نسبت به IDF از اهمیت بیشتری برخوردار

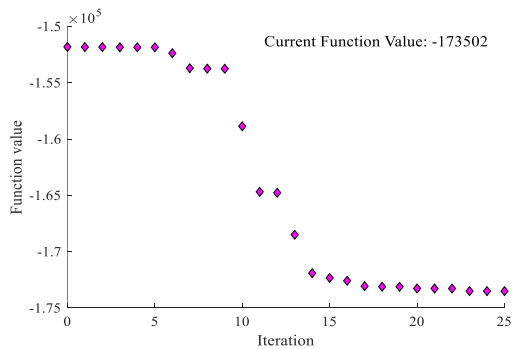


شکل ۱۷ - ماتریس ساختار طراحی

همگرایی الگوریتم‌های GA و SQP در شکل ۱۸ الی شکل ۲۱ به تصویر کشیده شده است.



شکل ۱۸ - الگوریتم GA پرتابگر G&SPF با چارچوب AAO



شکل ۱۹ - الگوریتم SQP پرتابگر G&SPF با چارچوب AAO

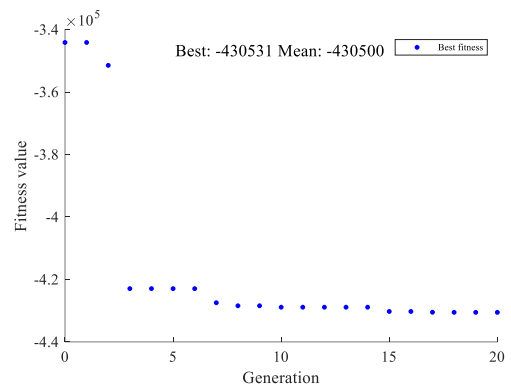
جدول ۵ - صحنه گذاری موتور پرتابگر تحت فشار با نمونه موتور موجود (با پیشران مشابه) [۱۶]

برخی از مشخصات موتور متان / اکسیژن Leon 1						
ϵ_c	θ_c	زمان سوزش (s)	ضربه ویژه (s)	طول مشخصه (cm)	فشار محفظه (bar)	تراست (kN)
۵/۲۵	۴۰°	۱۰	۳۰۰	۹۰	۷۲	۹
خطا	موتور متالوکس		Leon 1		پارامتر	
۵/٪۴	۹/۷۱۷۹		۹/۲۲		نسبت انبساط نازل	
۱/٪۰۰	۷/۲۴۴۵۸۱		۷/۳۱۸		قطر محفظه (cm)	
۱/٪۶	۹/۸۵۶۷۳۴		۹/۷۰۲		قطر خروجی نازل (cm)	
۰/٪۷۱	۳/۱۶۱۷۹۲		۳/۱۸۴۴۵		قطر گلوگاه (cm)	
۳/٪۲۶	۱۷/۱۴۱۴۴۴		۱۷/۷۱۹		طول محفظه (cm)	

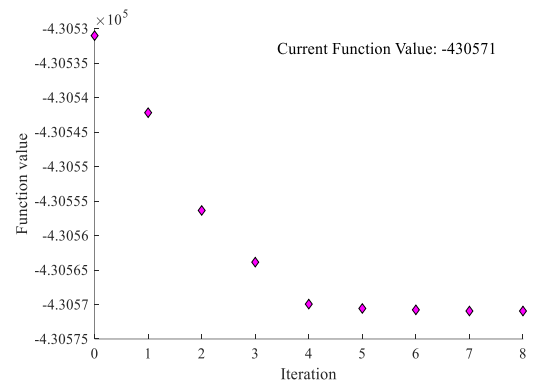
نتایج حاصل از طراحی

با توجه به طراحی‌های انجام شده، مشخص شد که پرتابگر SPF قابلیت انجام مأموریت تعریف شده را دارا نیست؛ لذا تصمیم بر آن شد یک پرتابگر G&SPF و یک پرتابگر GPF طراحی شود. بر این مبنا با استفاده از طراحی چندموضوعی و الگوریتم تلفیقی GA-SQP با استفاده از یک جمعیت اولیه ۱۰۰ تایی به تعداد ۲۰ نسل (همانطور که در جدول ۴ بدان اشاره شد) طراحی پرتابگرها انجام گرفت. روند

مجموعه پرتابگر		
۱	$(t_{shell})_2$	ضخامت پوسته بدنه (mm)
۷۴	$(M_{shell})_2$	جرم پوسته بدنه (kg)
۷۵۴۲	$(M_{prop})_2$	جرم پیشران (kg)
۱۵۰	T_2	تراست طبقه دوم (kN)
۱۷۵/۵	$(t_{burn})_2$	زمان سوزش (sec)
۱۶۷۴	$(M_f)_2$	جرم متان (kg)
۲۸۲/۱	$(M_f)_{dead}$	جرم گاز مرده متان (kg)
۱۸۲/۸	$(M_{ftank})_2$	جرم خشک مخزن (kg)
۰/۹۵	$(L_{ftank})_2$	طول مخزن (m)
۹/۸	$(t_{ftank})_2$	ضخامت مخزن (mm)
۴۹۶۷	$(M_{ox})_2$	جرم اکسیژن (kg)
۶۱۸/۳	$(M_{ox})_{dead}$	جرم گاز مرده اکسیژن (kg)
۳۱۲/۲	$(M_{oxtank})_2$	جرم خشک مخزن (kg)
۲/۰۴	$(L_{oxtank})_2$	طول مخزن (m)
۹/۸	$(t_{oxtank})_2$	ضخامت مخزن (mm)
۳۷۵/۸	$(M_{eng})_2$	جرم موتور (kg)
۲/۹۶	OF_2	نسبت اکسیژن به سوخت
۳۶۲/۷۸	Isp_2	ضربه ویژه (sec)
طبقه میانی		
۲.۵۳	D_{inter}	قطر پوسته (m)
۳.۱	L_{inter}	طول پوسته (m)
۱	t_{inter}	ضخامت پوسته (mm)
طبقه اول		
۷۱۲۸۸	$(m_0)_1$	جرم ناخالص طبقه (kg)
۲/۵۳	$(D_{body})_1$	قطر طبقه (m)
۲۷/۴	$(L_{body})_1$	طول طبقه (m)
۱	$(t_{shell})_1$	ضخامت پوسته بدنه (mm)
۵۸۵	$(M_{shell})_1$	جرم پوسته بدنه (kg)
۶۵۹۵۵	$(M_{prop})_1$	جرم پیشران (kg)
۱۳۵۰	T_1	تراست طبقه اول (kN)
۱۳۶/۲	$(t_{burn})_1$	زمان سوزش (sec)
۵۰۸	$((M_{gas})_f)_1$	جرم هلیوم (kg)
۸۰۶	$((M_{gtank})_f)_1$	جرم خشک مخزن (kg)
۶/۶	$((L_{gtank})_f)_1$	طول مخزن (m)
۱۳/۷	$((t_{gtank})_f)_1$	ضخامت مخازن (mm)
۶۲۸	$((M_{gas})_{ox})_1$	جرم هلیوم (kg)
۱۰۰۰	$((M_{gtank})_{ox})_1$	جرم خشک مخزن (kg)
۸/۲	$((L_{gtank})_{ox})_1$	طول مخزن (m)
۱۳/۷	$((t_{gtank})_{ox})_1$	ضخامت مخازن (mm)
۱۵۱۴۱	$(M_f)_1$	جرم متان (kg)



شکل ۲۰- الگوریتم GA پرتابگر GPF با چارچوب AAO



شکل ۲۱- الگوریتم SQP پرتابگر GPF با چارچوب AAO

نتایج حاصل از طراحی بهینه دو ساختار پرتابگر، در جدول ۶ و جدول ۷ به ترتیب ارائه شده است.

جدول ۶- نتایج طراحی بهینه پرتابگر G&SPF

مجموعه پرتابگر		
۸۰۵۹۵	M_{rocket}	جرم ناخالص برخاست (kg)
۷۰۱	M_{pay}	جرم محموله (kg)
۳۷/۱	L_{rocket}	طول پرتابگر (m)
۲۲/۴۶	θ_{sep}	زاویه جدایش طبقات (deg)
۰/۰۰۸۷	μ_{pay}	نسبت جرم محموله به جرم کل پرتابگر
-۰.۰۰۰۰۲	err_h	اختلاف ارتفاع پرتابگر و ارتفاع مدار مقصد
-۰.۰۰۰۰۰۷	err_v	اختلاف سرعت پرتابگر و سرعت مدار مقصد
فیرینگ		
۵۲/۲	M_{faring}	جرم فیرینگ (kg)
۲/۵۳	D_{faring}	قطر فیرینگ (m)
۲/۶۵	L_{faring}	طول فیرینگ (m)
۱	t_{faring}	ضخامت پوسته فیرینگ (mm)
طبقه دوم		
۸۵۳۹	$(m_0)_2$	جرم ناخالص طبقه (kg)
۲/۵۳	$(D_{body})_2$	قطر طبقه (m)
۳/۴۵	$(L_{body})_2$	طول طبقه (m)

مجموعه پرتابگر			
۶/۷	$(L_{body})_2$	طول طبقه (m)	
۱	$(t_{shell})_2$	ضخامت پوسته بدنه (mm)	
۱۴۸	$(M_{shell})_2$	جرم پوسته بدنه (kg)	
۱۴۳۱۶	$(M_{prop})_2$	جرم پیش‌ران (kg)	
۱۵۰	T_2	تراست طبقه دوم (kN)	
۳۳۹	$(t_{burn})_2$	زمان سوزش (sec)	
۱۳۳	$((M_{gas})_f)_2$	جرم هلیوم (kg)	هلیوم و مخزن فشارنده برای متان
۲۰۳	$((M_{gtank})_f)_2$	جرم خشک مخزن (kg)	
۱.۸	$((L_{gtank})_f)_2$	طول مخزن (m)	
۱۴/۲	$((t_{gtank})_f)_2$	ضخامت مخازن (mm)	
۱۴۳	$((M_{gas})_{ox})_2$	جرم هلیوم اکسیژن (kg)	هلیوم و مخزن فشارنده برای اکسیژن
۲۱۹	$((M_{gtank})_{ox})_2$	جرم خشک مخزن (kg)	
۱/۹	$((L_{gtank})_{ox})_2$	طول مخزن (m)	
۱۴/۲	$((t_{gtank})_{ox})_2$	ضخامت مخازن (mm)	
۳۶۴۷	$(M_f)_2$	جرم متان (kg)	متان و مخزن
۱۲۴	$(M_{ftank})_2$	جرم خشک مخزن (kg)	
۱/۵	$(L_{ftank})_2$	طول مخزن (m)	
۴/۱	$(t_{ftank})_2$	ضخامت مخزن (mm)	
۱۰۶۶۹	$(M_{ox})_2$	جرم اکسیژن (kg)	اکسیژن و مخزن
۱۹۳	$(M_{oxtank})_2$	جرم خشک مخزن (kg)	
۲/۷	$(L_{oxtank})_2$	طول مخزن (m)	
۴/۱	$(t_{oxtank})_2$	ضخامت مخزن (mm)	
۳۷۵	$(M_{eng})_2$	جرم موتور (kg)	موتور
۲/۹	OF_2	نسبت اکسیژن به سوخت	
۳۶۳/۲	Isp_2	ضربه ویژه (sec)	
طبقه میانی			
۲/۶	D_{inter}	قطر پوسته (m)	
۳/۱	L_{inter}	طول پوسته (m)	
۱	t_{inter}	ضخامت پوسته (mm)	
طبقه اول			
۶۳۹۰۵	$(m_0)_1$	جرم ناخالص طبقه (kg)	
۲۶	$(D_{body})_1$	قطر طبقه (m)	
۲۳/۵	$(L_{body})_1$	طول طبقه (m)	
۱	$(t_{shell})_1$	ضخامت پوسته بدنه (mm)	
۵۲۴	$(M_{shell})_1$	جرم پوسته بدنه (kg)	
۵۸۸۸۰	$(M_{prop})_1$	جرم پیش‌ران (kg)	
۱۳۵۰	T_1	تراست طبقه اول (kN)	
۱۲۴/۷	$(t_{burn})_1$	زمان سوزش (sec)	
۵۴۹	$((M_{gas})_f)_1$	جرم هلیوم (kg)	هلیوم و مخزن فشارنده برای متان
۸۶۳	$((M_{gtank})_f)_1$	جرم خشک مخزن (kg)	
۶/۶	$((L_{gtank})_f)_1$	طول مخزن (m)	
۱۴/۲	$((t_{gtank})_f)_1$	ضخامت مخازن (mm)	

مجموعه پرتابگر			
۶۱۶	$(M_{ftank})_1$	جرم خشک مخزن (kg)	مخزن
۷.۸	$(L_{ftank})_1$	طول مخزن (m)	
۴	$(t_{ftank})_1$	ضخامت مخزن (mm)	
۵۰۸۱۱	$(M_{ox})_1$	جرم اکسیژن (kg)	اکسیژن و مخزن
۸۲۳	$(M_{oxtank})_1$	جرم خشک مخزن (kg)	
۱۰.۸	$(L_{oxtank})_1$	طول مخزن (m)	
۴	$(t_{oxtank})_1$	ضخامت مخزن (mm)	
۳۱۸	$(m_{eng})_1$	جرم موتور (kg)	موتور
۳/۳۵	OF_1	نسبت اکسیژن به سوخت	
۲۸۴/۲	Isp_1	ضربه ویژه (sec)	
دامن			
۳۳	M_{skirt}	جرم دامن (kg)	
۰/۶۱	L_{skirt}	طول دامن (m)	
۴/۴	D_{skirt}	قطر دامن (m)	
۳۲/۶	θ_{skirt}	زاویه دامن (deg)	
۱	t_{skirt}	ضخامت سازه دامن (mm)	
بالک			
۱۳/۵	M_{fin}	جرم مجموعه بالک‌ها (kg)	
۰/۳۵	S_{fin}	طول بالک (m)	
۹/۱۱	θ_{fin}	زاویه بالک (deg)	
۰/۳۹	C_{tip}	وتر نوک بالک (m)	
۰/۴۵	C_{root}	وتر ریشه بالک (m)	
۵۰	w_{tip}	عرض نوک بالک (mm)	
۶۰	w_{root}	عرض ریشه بالک (mm)	
۱	t_{fin}	ضخامت سازه بالک (mm)	

جدول ۷- نتایج طراحی بهینه پرتابگر GPF

مجموعه پرتابگر		
۸۱۶۸۷	M_{rocket}	جرم ناخالص برخاست (kg)
۱۷۵۸	M_{pay}	جرم محموله (kg)
۳۸.۵	L_{rocket}	طول پرتابگر (m)
۳۳.۲۷	θ_{sep}	زاویه جدایش طبقات (deg)
۰.۰۲۱	μ_{pay}	نسبت جرم محموله به جرم کل پرتابگر
۰.۰۰۰۱	err_h	اختلاف ارتفاع پرتابگر و ارتفاع مدار مقصد
۰.۰۰۰	err_v	اختلاف سرعت پرتابگر و سرعت مدار مقصد
فیرینگ		
۱۰۰	M_{faring}	جرم فیرینگ (kg)
۲.۶	D_{faring}	قطر فیرینگ (m)
۴.۶	L_{faring}	طول فیرینگ (m)
۱	t_{faring}	ضخامت پوسته فیرینگ (mm)
طبقه دوم		
۱۵۸۵۵	$(m_0)_2$	جرم ناخالص طبقه (kg)
۲.۶	$(D_{body})_2$	قطر طبقه (m)

با توجه به داده‌های جداول فوق، بهینه‌ترین پرتابگر G&SPF، بارمحموله ۷۰۰ کیلوگرمی را به ارتفاع ۲۵۰ کیلومتری حمل می‌کند؛ درحالی‌که پرتابگر GPF برای چنین مأموریتی قادر به حمل بارمحموله ۱۷۵۸ کیلوگرمی است. هر دو نوع پرتابگر در محدوده وزنی ۸۰-۸۲ تن، طول کل ۳۷-۳۹ متر و قطر ۲.۵-۲.۶ متر طراحی شده‌اند؛ اما با این تفاوت که μ_{pay} و میزان بار محموله قابل حمل توسط هر یک قابل توجه است. پرتابگر GPF پتانسیل بهتر و بیشتری را به نسبت G&SPF نشان می‌دهد ($\mu_{pay} = 0.021$).

همچنین پرتابگر GPF با قابلیت حمل بارمحموله ۷۰۰ کیلوگرمی (بارمحموله پرتابگر G&SPF در جدول ۶)، طراحی شد. برخی از داده‌های ابعادی و وزنی این نوع پرتابگر را می‌توان در جدول ۸ مشاهده کرد.

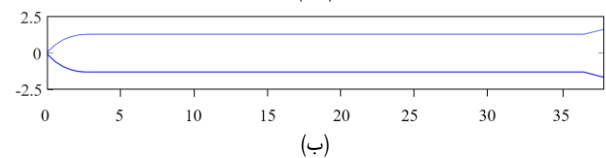
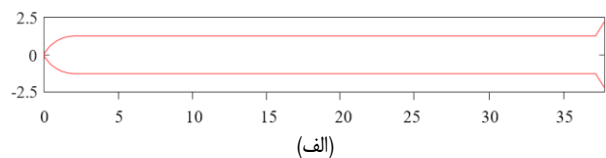
جدول ۸- پرتابگر GPF با محموله ثابت ۷۰۰ kg

مجموعه پرتابگر		
۵۵۳۸۹	M_{rocket}	جرم ناخالص برخاست (kg)
۷۰۰	M_{pay}	جرم محموله (kg)
۲۶	L_{rocket}	طول پرتابگر (m)
۲۴/۳	θ_{sep}	زاویه جدایش طبقات (deg)
۰/۰۱۲۶	μ_{pay}	نسبت جرم محموله به جرم کل پرتابگر
طبقه دوم		
۶۷۹۹	$(m_0)_2$	جرم ناخالص طبقه (kg)
۲/۸	$(D_{body})_2$	قطر طبقه (m)
۴/۲	$(L_{body})_2$	طول طبقه (m)
۵۷۷۶	$(M_{prop})_2$	جرم پیشران (kg)
۱۵۰	T_2	تراست طبقه دوم (kN)
۱۵۳/۲	$(t_{burn})_2$	زمان سوزش (sec)
طبقه اول		
۷۱۲۸۸	$(m_0)_1$	جرم ناخالص طبقه (kg)
۲/۸۶	$(D_{body})_1$	قطر طبقه (m)
۱۵/۴۶	$(L_{body})_1$	طول طبقه (m)
۴۳۷۵۴	$(M_{prop})_1$	جرم پیشران (kg)
۱۳۵۰	T_1	تراست طبقه اول (kN)
۹۲/۶۷	$(t_{burn})_1$	زمان سوزش (sec)

از مقایسه نتایج جدول ۶ و جدول ۸ مشخص شد که برای حمل یک بارمحموله ۷۰۰ کیلوگرمی، اگر از پرتابگر GP به جای پرتابگر GSP استفاده شود، می‌توان با هزینه‌ای کمتر (به‌عبارت‌دیگر پرتابگری با ابعاد کوچک‌تر) مأموریت تعریف شده را به انجام رسانید. بر اساس نتایج استخراج شده، بهترین پرتابگر GPF قادر به حمل بارمحموله ۷۰۰ کیلوگرمی با وزن و μ_{pay} به ترتیب ۵۵۳۸۹

مجموعه پرتابگر			
۵۲۹	$((M_{gas})_{ox})_1$	جرم هلیوم (kg)	هلیوم و مخزن فشارنده برای اکسیژن
۸۳۲	$((M_{gtank})_{ox})_1$	جرم خشک مخزن (kg)	
۶/۴	$((L_{gtank})_{ox})_1$	طول مخزن (m)	
۱۴/۲	$((t_{gtank})_{ox})_1$	ضخامت مخازن (mm)	
۱۶۳۶۵	$(M_f)_1$	جرم متان (kg)	متان و مخزن
۶۵۰	$(M_{ftank})_1$	جرم خشک مخزن (kg)	
۷/۸	$(L_{ftank})_1$	طول مخزن (m)	
۴/۱	$(t_{ftank})_1$	ضخامت مخزن (mm)	
۴۲۵۲۲	$(M_{ox})_1$	جرم اکسیژن (kg)	اکسیژن و مخزن
۶۸۱	$(M_{oxtank})_1$	جرم خشک مخزن (kg)	
۸/۶	$(L_{oxtank})_1$	طول مخزن (m)	
۴/۱	$(t_{oxtank})_1$	ضخامت مخزن (mm)	
۳۱۵	$(m_{eng})_1$	جرم موتور (kg)	موتور
۲/۶	OF_1	نسبت اکسیژن به سوخت	
۲۹/۷	Isp_1	ضربه ویژه (sec)	
دامن			
۳۶	M_{skirt}	جرم دامن (kg)	
۱/۳	L_{skirt}	طول دامن (m)	
۳/۳۲	D_{skirt}	قطر دامن (m)	
۷۵/۵	θ_{skirt}	زاویه دامن (deg)	
۱	t_{skirt}	ضخامت سازه دامن (mm)	
بالک			
۴۳/۵	M_{fin}	جرم مجموعه بالک‌ها (kg)	
۰/۹۶	S_{fin}	طول بالک (m)	
۱۴/۹	θ_{fin}	زاویه بالک (deg)	
۰/۵۴	C_{tip}	وتر نوک بالک (m)	
۰/۸	C_{root}	وتر ریشه بالک (m)	
۴۳/۶	w_{tip}	عرض نوک بالک (mm)	
۶۴/۵	w_{root}	عرض ریشه بالک (mm)	
۱	t_{fin}	ضخامت سازه بالک (mm)	

شماتیکی از این دو نوع پرتابگر که از نرم‌افزار MD به دست آمده، در شکل ۲۲ نشان داده شده است.



شکل ۲۲- الف) پرتابگر G&SPF و ب) پرتابگر GPF

نمودن مبحث پایداری آبرودینامیکی در روند طراحی مفهومی بهینه و ۳) استفاده از بهینه‌ساز دو مرحله‌ای به منظور بهینه‌سازی برنامه پیچ موشک در هر تکرار اشاره نمود. همچنین این پژوهش می‌تواند زمینه‌ساز طراحی و دستیابی به فناوری پرتابگر تحت فشار در کشور باشد که در صورت بهره‌گیری از این فناوری، می‌توان، شاهد کاهش چشمگیری در هزینه‌های طراحی، توسعه و ساخت، کاهش ریسک و پیچیدگی در حوزه پرتاب و ارسال انواع ماهواره‌ها به فضا بود.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] S. Chakroborty and T. Bauer, "Using pressure-fed propulsion technology to lower space transportation costs," in *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Lauderdale- Florida, AIAA, 2004, p. 3358.
- [2] M. Hosseini, A. Toloie, M. Nosratollahi and A. Adami, "Multidisciplinary design optimization of an expendable launch vehicle," in *Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies- RAST2011*, IEEE, 2011, pp. 702-707.
- [3] S. Stanley, "Preliminary Design of a Pressurization System for Small Bipropellant Rocket Engines," University of Texas at Arlington (PhD Thesis), 2011.
- [4] M. Hashemi, H. Darabi و J. Roshanian, "Comparison Between Traditional Method (Statistical Method) and Multidisciplinary Optimization Method (AAO) in Designing of a Lightweight Liquid Propellant LV," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 5, no. 1, pp. 61-72, 2012.
- [5] M. Nosratollahi, A. Novin zadeh, M. Zakeri and Y. Emadi nori, "Conceptual design of blowdown engine of upperstage," in *13th Conference of the Iranian Aerospace Association*, Tehran, University of Tehran, Faculty of Science and New Technologies, 2013.
- [6] M. r. Alikhani, M. Eskandari and H. Karimi, "Develop a conceptual design algorithm of a liquid rocket engine in pressurizing fed cycle based on performance parameters," *13th Conference of the Iranian Aerospace Association*, Tehran, University of Tehran, Faculty of Science and New Technologies, 2013.
- [7] J. Li, N. Yu, P. Zeng and G. Cai, "Design and integrated simulation of a pressurized feed system of the dual-thrust hybrid rocket motor," *Science China Technological Sciences*, vol. 56, no. 4, pp. 989-1000, 2013.
- [8] J. Roshanian, H. Darabi و H. Zare, "Multidisciplinary Conceptual Design Optimization of Manned Launch Vehicle Using Combined Algorithm," *Aerospace Mechanics Journal*, شماره ۴, جلد ۱۰, pp. 33-44, 2014.
- [9] N. Sarzi-Amade, T. Bauer, J. Wertz and M. Rufer, "Sprite, a very low-cost launch vehicle for small satellites," in *Proceedings of the 12th Reinventing Space Conference*, Springer, 2017, pp. 165-178.

کیلوگرم و ۰/۰۱۲۶ به ارتفاع ۲۵۰ کیلومتری است؛ درحالی‌که همین مأموریت برای پرتابگر G&SPF، با وزن برخاست و μ_{pay} به ترتیب ۸۰۵۹۵ کیلوگرم و ۰/۰۰۸۷ به انجام می‌رسد. این موضوع از مقدار بهینه نسبت جرمی بارمحموله (μ_{pay}) مشخص می‌باشد که در پرتابگر نوع GPF به میزان ۴۴/۸٪ درصد بهبود یافته است. با توجه به مشابه بودن پیشرانش طبقه اول هر دو پرتابگر، میزان پیشران مصرفی طبقه اول در پرتابگر G&SPF نسبت به GPF به ترتیب از ۶۵۹۵۵ به ۴۳۷۵۴ کیلوگرم به اندازه ۳۳/۷٪ کاهش داشته است. طول پرتابگر G&SPF، ۳۷/۱ متر است درحالی‌که طول پرتابگر GPF، ۲۶ متر است که به میزان ۳۰٪ کوتاه‌تر شده است. این کاهش طول با افزایش ۱۰/۷٪ در قطر به ترتیب از ۲/۵۳ به ۲/۸ متر جبران شده است. در نهایت به‌طور خلاصه می‌توان گفت وزن کل پرتابگر GPF به نسبت پرتابگر G&SPF به میزان ۳۱٪ کاهش یافته است که برتری پرتابگر GPF را بر G&SPF نشان می‌دهد.

نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر، با استفاده مدل‌سازی موضوعات مختلفی نظیر پیشرانش، سازه، آبرودینامیک و شبیه‌سازی، طراحی بهینه چندموضوعی سه نوع پرتابگر با انواع سیستم‌های پیشرانش تحت فشار انجام پذیرفت. با توجه به عدم آگاهی از امکان‌پذیری چنین پرتابگرهایی، مأموریت پرتابگرها نیز متغیر و به‌گونه‌ای انتخاب گردید که حداکثر جرم محموله با کمترین وزن برخاست محقق گردد. نتایج نشان‌دهنده امکان‌پذیری استفاده از هر دو نوع سیستم پیشرانش برای پرتابگر است. اگرچه استفاده از سیستم پیشرانش SPF در هر دو طبقه پرتابگر، امکان رسیدن به مدار انتخابی را مقدور نمی‌سازد؛ در مقابل استفاده از سیستم پیشرانش GPF در هر دو طبقه و نیز ترکیبی از این سیستم پیشرانش و سیستم پیشرانش SPF در طبقات یک پرتابگر در رسیدن به مدار انتخابی را امکان‌پذیر ساخته است.

بر اساس نتایج تحقیق، در صورتی‌که برای یک بارمحموله مشخص (۷۰۰ kg) بهینه‌ترین و بهترین پرتابگرهای G&SPF و GPF طراحی شوند، به میزان ۴۴/۸٪ در μ_{pay} بهبود حاصل خواهد شد. همچنین ۳۱٪ کاهش وزن، ۳۳/۷٪ کاهش پیشران مصرفی در طبقه اول، ۳۰٪ کاهش طول و ۱۰/۷٪ افزایش قطر در پرتابگر GPF نسبت به G&SPF وجود خواهد داشت.

بر اساس مطالب و نتایج ذکر شده، استفاده از پرتابگر GPF برتری محسوسی نسبت به پرتابگر G&SPF را از منظر جرم برخاست و بار محموله، ابعاد و هزینه ایجاد می‌کند.

از نوآوری‌های این تحقیق می‌توان به: (۱) مدل‌سازی سیستم پیشرانش غیر توربوپمپی برای یک موشک ماهواره‌بر، (۲) اضافه

- Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 57, no. 2, pp. 373-390, 2020.
- [18] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*, Canada: Wiley, 2017.
- [19] C. D. Brown, *Spacecraft Propulsion*, Ohio: AIAA, 1930.
- [20] D. K. Huzel and D. H. Huang, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [21] A. Adami, M. Mortazavi, M. Nosratollahi, M. Taheri and J. Sajadi, "Multidisciplinary design optimization and analysis of hydrazine monopropellant propulsion system," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2015, 2015.
- [22] F. A. Silva Mota, "Modeling and Simulation of Launch Vehicles Using Object-Oriented Programming," Instituto Nacional De Pesquisas Espaciais, São José, PhD Thesis, 2015.
- [23] R. W. Humble, G. N. Henry and W. J. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*, New York, San Francisco, Auckland Bogota: United states Department of Defence and the National Aeronautics and Space Administration- McGraw-Hill, Inc, 1997.
- [24] M. Delalat, "Multidisciplinary design optimization of the passenger transmission system to the suborbital space", MSc Thesis, Aerospace Engineering University Complex, Tehran, Malek Ashtar University of Technology, 2012.
- [25] A. J. Masterman, "The Leon 1: A 3D Printed Liquid Methane/ Liquid Oxygen Pressure-fed Rocket Propulsion System," The Faculty of the Department of Aerospace Engineering San Jose State University, 2015.
- [10] A. Adami, M. Mortazavi and M. Nosratollahi, "Multidisciplinary design optimization of hydrogen peroxide monopropellant propulsion system using GA and SQP," *International Journal of Computer Applications*, vol. 113, no. 9, 2015.
- [11] E. A. Hurlbert, M. J. Atwell, J. C. Melcher and R. L. Morehead, "Integrated Pressure-Fed Liquid Oxygen/Methane Propulsion Systems-Morpheus Experience, MARE, and Future Applications," in *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA, 2016, p. 4681.
- [12] J. Matsumoto, S. Okaya, H. Igoh and J. Kawaguchi, "Concept of a self-pressurized feed system for liquid rocket engines and its fundamental experiment results," *Acta Astronautica*, vol. 133, pp. 166-176, 2017.
- [13] J. Carroll, "System sizing design of liquid oxygen/liquid methane DAEDALUS sub-orbital vehicle," Master of science in mechanical engineering, the university of Texas, El Paso, 2017.
- [14] L. Brevault, M. Balesdent and S. Defoort, "Preliminary study on launch vehicle design: Applications of multidisciplinary design optimization methodologies," *Concurrent Engineering*, vol. 26, no. 1, pp. 93-103, 2018.
- [15] J. C. Melcher and R. L. Morehead, "Combustion stability characteristics of the project morpheus liquid oxygen/liquid methane main engine," in *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014, p. 3681.
- [16] H. Eshaghnia, "Multidisciplinary design optimization of a two stage launcher with non-torbo pump propulsion system", MSc Thesis, Aerospace Engineering University Complex, Tehran, Malek Ashtar University of Technology, 2020.
- [17] L. Brevault, M. Balesdent and A. Hebbal, "Multi-objective multidisciplinary design optimization approach for partially reusable launch vehicle design,"