

Research Paper

Performance Evaluation of a Launch Vehicle with Non-Turbopump Propulsion System Based on Multidisciplinary Analysis (MDA)

Hanieh Eshaghnia^{1*}, Mehran Nosratollahi² and Amirhossain Adami³

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

3. Satellite & amp; amp, LV center, Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

* he.aerospace@gmail.com

A new approach to the design and development of launchers is the use of advanced technologies to reduce design and development costs as much as possible. In this paper, an approach to reduce costs and increase reliability is proposed, which is based on the use of a non-turbo pump propulsion system (pressure-fed propulsion system) instead of a turbo pump propulsion system. For this purpose, the multidisciplinary conceptual design optimization of a two-stage launch vehicle with a pressure-fed propulsion system with the aim of sending max payload with a least gross mass to the orbit (500 km) in terms of structure, aerodynamics, propulsion, pressure vessels, simulation, and pitch program disciplines. Then, the sensitivity analysis was performed on the optimum launcher to determine the efficiency of the launcher at different orbital heights and the ability to carry a suitable payload.

Keywords: Launcher, Propulsion System, Pressure-Fed System Feeding, Multidisciplinary Design Optimization, Sensitivity Analysis.

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

مقاله علمی - پژوهشی

بررسی کارایی یک پرتابگر با سیستم پیشرانش غیر توربوپمپی مبتنی بر تحلیل چند موضوعی (MDA)

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

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

*eshaghnia_haniye@mut.ac.ir

رویکرد جدید در طراحی و توسعه پرتابگرها استفاده از فناوری‌های پیشرفته در کاهش هزینه‌های طراحی و توسعه تا حد ممکن است. در این مقاله رویکردی برای کاهش هزینه‌ها و افزایش قابلیت اطمینان پیشنهاد شده است که مبتنی بر استفاده از سیستم پیشرانش غیرتوربوپمپی (سیستم پیشرانش تحت فشار) به جای سیستم پیشرانش توربوپمپی است. بدین منظور طراحی بهینه مفهومی چند موضوعی یک ماهواره‌بر دو طبقه با سیستم پیشرانش تحت فشار با هدف قابلیت ارسال حداکثر بار محموله با حداقل جرم ناخالص برخاست به مدار ۵۰۰ کیلومتری زمین با لحاظ موضوعات سازه، آیرودینامیک، پیشرانش، مخازن تحت فشار، شبیه‌سازی حرکت و برنامه پیچ بهینه، انجام پذیرفته است. بدین ترتیب پرتابگر بهینه از منظر دستیابی به مدار ۵۰۰ کیلومتری با فناوری سیستم پیشرانش بدون توربوپمپ استخراج می‌شود. در ادامه آنالیز حساسیت بر روی پرتابگر بهینه صورت پذیرفته تا میزان کارایی پرتابگر در ارتفاع‌های مداری مختلف و قابلیت حمل بار مفید متناسب، مشخص شود.

واژه‌های کلیدی: پرتابگر، سیستم پیشرانش، سیستم تغذیه تحت فشار، طراحی بهینه چند موضوعی، آنالیز حساسیت

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 (نویسنده مخاطب)
۲. دانشیار
۳. استادیار

مقدمه

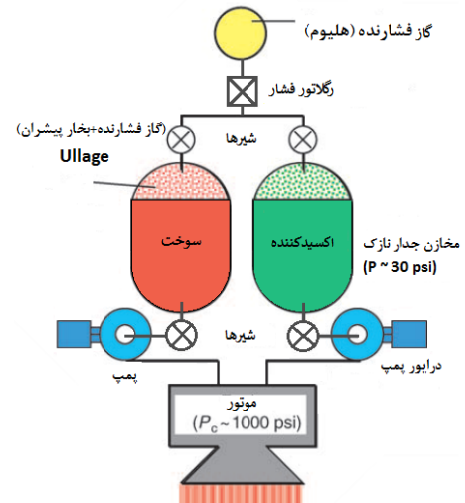
با توجه به محدودیت‌های موجود در صنعت فضا یعنی هزینه بالای توسعه و مقاومت در برابر تغییر، رویکرد جدید توسعه‌ای مورد استفاده برای طراحی پرتابگرها آن است که پرتابگرها باید تا حد امکان ساده و مقاوم باشند. دو عملکرد اصلی سیستم‌های تغذیه پیشران، افزایش فشار پیشران‌ها و ارسال آن‌ها در نرخ جریان جرمی طراحی به محفظه تراست است. بر اساس چگونگی تحت فشار قرارگیری پیشران‌ها و تغذیه آن‌ها به محفظه تراست، سیستم‌های پیشران‌ها به دو نوع پیشران‌ها می‌تواند بر تغذیه توربوپمپ/ تحت پمپ و پیشران‌ها می‌تواند بر تغذیه تحت فشار تقسیم‌بندی می‌شوند [۱] که تصویر آن در شکل ۱ قابل مشاهده است. با توجه به این موضوع در جدول ۱ مقایسه‌ای از به کارگیری این دو نوع سیستم پیشران‌ها در ماهواره‌ها ارائه شده است.

جدول ۱- مقایسه ماهواره‌برهایی با سیستم پیشران‌ها توربوپمپ و تحت فشار [۲]

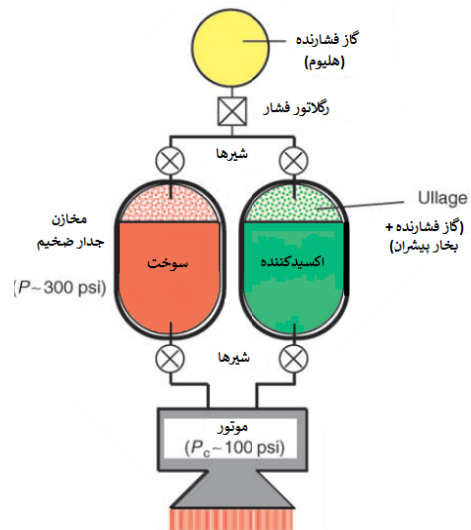
| مشخصات | سیستم تحت فشار | سیستم توربوپمپ |
|--------------------|----------------|-----------------------------|
| پیچیدگی | ساده | پیچیده |
| تکرارپذیری هزینه | ارزان | گران |
| ضربه ویژه | خوب | کمی بیشتر از سیستم تحت فشار |
| رشد هزینه | پایین | بالا |
| رشد ریسک | پایین | متوسط |
| برنامه توسعه | کوتاه | طولانی |
| قابلیت اطمینان | بالا | پایین |
| قطعات | کم | زیاد |
| تولرانس | پایین | خوبی بالا |
| قابلیت روشن/ خاموش | آسان و کوتاه | دشواری و طولانی |
| سختی/ مقاومت مخزن | بالا | کم |
| مقاومت بررسی | بالا | کم |
| سطح مقطع عرضی | زیاد | مناسب |
| نوع شکست | بی‌خطر/ ملایم | فاجعه‌آمیز |
| وزن | سنگین | سبک |

سیستم‌های پیشران‌ها تحت فشار^۳ به منظور تغذیه پیشران‌ها از گاز فشارنده کمک می‌گیرند. یک سیستم تحت فشار دمشی^۴، نیازمند مخازن فشار، اجزاء و لوله‌هایی با فشار بالاست. این سیستم باعث بهبود عملکرد مطلوب سامانه می‌شود. به منظور بررسی عملکرد مطلوب سامانه می‌بایست برآورد هزینه و ریسک مخازن و اجزاء مدنظر قرار گیرد. زیرا با استفاده از مخازن پرفشار و اجزاء مربوطه، احتمال خرابی و شکست در مخازن نسبت به مخازن مورد استفاده در سیستم‌های توربوپمپی بالاتر است. به طور مشابه یک سیستم تحت فشار رگلاتوری^۵ نیز عملکردی مطلوب را ارائه می‌دهد، اما نیاز به افزودن یک مخزن گاز فشارنده برای حفظ فشار مخازن سوخت و اکسیدکننده دارد که پیچیدگی و هزینه را اضافه می‌کند.

تحلیل و بهینه‌سازی چند موضوعی روشی است که آنالیز و بهینه‌سازی یک سیستم کامل را با در نظر گرفتن صریح روابط و هم‌افزایی‌های مهم بین موضوعات امکان‌پذیر می‌کند. این منجر به طرح‌هایی می‌شود که از روش‌های متعارف برتر هستند. طراحی یک پرتابگر جدید از ابتدای مطالعات معماری اولیه تا تعاریف دقیق از عملکرد، مجموعه‌ای کامل از رشته‌ها را شامل می‌شود که عبارتند از: پیشران‌ها، سیستم کنترل حرارتی، سازه، آیرودینامیک، آنالیز مأموریت، کنترل پرواز و طرح‌بندی مراحل. تمامی این موضوعات، اثراتی متقابل و کوپلینگ‌هایی کم و بیش قوی بین یکدیگر دارند. علاوه بر این، تمامی



(الف)



(ب)

شکل ۱- (الف) سیستم پیشران‌ها توربوپمپ، (ب) سیستم پیشران‌ها تحت فشار [۱]

3 Pressure-fed
4 Self-Pressurized Fed (SPF)
5 Gas-Pressurized Fed (GPF)

در سال ۲۰۰۴ چاکروبورتی و بائور^۷ رویکرد میکروکازم^۸ را برای توسعه ماهواره‌برهای تحت فشار کم‌هزینه بررسی کردند. در این پژوهش مزیت‌های هزینه‌ای استفاده از این سیستم پیشرانش نشان داده شده است و جنبه‌های مربوط به مقیاس‌گذاری فناوری پیشرانش را برای ماهواره‌برهای سبک، متوسط و سنگین توصیف می‌کند. استفاده از مخازن و موتورهای کاملاً کامپوزیتی موجب کاهش وزن قابل توجهی در این نوع ماهواره‌برها می‌شود [۲].

حسینی و همکاران در سال ۲۰۱۱ طراحی بهینه چند موضوعی یک پرتابگر یک‌بارمصرف را انجام دادند. این مطالعه با دو هدف تعیین الگوریتم بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی یک ماهواره‌بر و ایجاد یک مسئله آزمایشی به نسبت واقع‌گرایانه برای امکان ارزیابی تکنیک MDO انجام پذیرفت. به همین جهت موضوعات وزن و سائزینگ، مشخصات پیشرانشی، آیرودینامیک و دینامیک پرواز برای ایجاد مدل سیستم کل ماهواره‌بر یکپارچه‌سازی شدند [۴].

استنلی^۹ در رساله دکتری خود در سال ۲۰۱۱ پژوهشی را در رابطه با راکت‌های تحت فشار با عنوان طراحی اولیه سیستم‌های فشاری^{۱۰} برای موتورهای راکتی دو مؤلفه‌ای کوچک انجام داد. وی در این تحقیق امکان بهبود عملکرد و راندمان راکت‌ها را از طریق توسعه سیستم‌های فشاری مورد بررسی قرار داده است [۵].

در مرجع [۶] علیخانی و همکاران مقاله‌ای را تحت عنوان تدوین الگوریتم طراحی مفهومی موتور موشک سوخت مایع در سیکل تغذیه فشاری بر اساس پارامترهای عملکردی در سال ۲۰۱۳ منتشر نمودند. این الگوریتم طراحی با استفاده از روابط تحلیلی و تجربی موجود تبیین شده است. از این الگوریتم می‌توان برای انجام محاسبات اولیه عملکردی و جرمی برای مرحله طراحی مفهومی موتورهای پیشران مایع با سیکل کاری تغذیه فشاری استفاده نمود.

سارزی-اماده^{۱۱} و همکاران در سال ۲۰۱۴ در مقاله‌ای با عنوان اسپریت^{۱۲} پرتابگری بسیار کم‌هزینه برای ماهواره‌های کوچک، با مروری بر پرتابگرهای خانواده اسکورپیوس^{۱۳} (ماهواره‌برهایی با سیستم تغذیه تحت فشار) روند عملکردی آن‌ها را بررسی می‌کنند. رویکرد سیستم تغذیه تحت فشار در معماری پرتابگرهای اسکورپیوس از طریق توسعه مخازن پیشران و گاز تماماً کامپوزیتی که جرم آن‌ها نصف مخازن فلزی است، امکان‌پذیر است. علاوه بر این، با استفاده از هلیوم گرم عملکرد سیستم را افزایش و جرم سیستم تحت فشار را نیز کاهش می‌دهد [۷].

آن‌ها در سطح سیستم یا سطح زیرسیستم و یا هر دو با هم در تعامل‌اند. آن‌ها اطلاعات و قیود بی‌شماری را چه مشترک و چه محلی مدیریت می‌کنند. بنابراین، پروژه نهایی یک فرآیند تحلیل و طراحی بهینه چند موضوعی است.

در این مقاله کاهش هزینه و افزایش قابلیت اطمینان به صورت فی و نه کمی (طراحی بهینه مبتنی بر قابلیت اطمینان یا طراحی مقاوم) بیان شده است که دلایل عمده آن با استناد به مراجع منتشر در ادامه به طور خلاصه ارائه شده است. در اصل هدف از این پژوهش طراحی مفهومی بهینه چندموضوعی یک موشک حامل با سیستم‌های پیشرانش تحت فشار با سوخت هیدروکربنی متان/اکسیژن است. دلیل عمده انجام این پژوهش، امکان‌پذیری ساخت یک موشک ماهواره‌بر با سیستم پیشرانش غیرتوربوپمپی است. این موضوع در دهه اخیر در امریکا، مطرح و در حال توسعه و آزمایش است. مزایای اصلی آن شامل: (۱) پیچیدگی کم و به تبع آن هزینه پایین یک سیستم تحت فشار به جای یک سیستم توربوپمپ، (۲) قابلیت دسترسی آسان و ارزان‌تر بودن پیشران متان نسبت به سایر پیشران‌های متداول موجود، (۳) به دلیل استفاده از پیشران سبز (متان/اکسیژن) تمهیدات و الزامات مورد نیاز برای به حداقل رساندن اثرات زیست محیطی کمتر می‌باشد که این امر موجب کاهش هزینه می‌شود، (۴) استفاده از مخازن تماماً کامپوزیتی که موجب کاهش وزن و ابعاد پرتابگر و به دنبال آن کاهش هزینه می‌شود و (۵) افزایش قابلیت اطمینان به دلیل آن که درصد خرابی و نارسایی در یک سیستم تحت فشار (بدون قطعات متحرک) نسبت به یک سیستم توربوپمپ کمتر است. اما به دلیل کاهش فشار کاری موتور و کاهش ضربه مخصوص، در یک سیستم پیشرانش عظیم غیرتوربوپمپی انتظار کاهش کارایی نسبت به یک سیستم توربوپمپی مشابه کاملاً مشخص و واضح است. بنابراین، هدف مقایسه دو موشک ماهواره‌بر با سیستم توربوپمپی و سیستم تحت فشار نیست.

ویگیر^۶ در سال ۲۰۰۳ در مقاله‌ای با عنوان طبقات تحت فشار برای پرتابگرهای یک‌بارمصرف کم‌هزینه، الزامات و فناوری‌های مورد نیاز در خصوص طراحی مخازن (جنس، مسائل حرارتی و خطوط تغذیه)، طراحی موتور (سیستم خنک‌کاری، انژکتور، لوله‌ها و غیره) و سیستم فشاری را تشریح کرده است. در این مرجع اولین ارزیابی مفهوم مرحله تحت فشار برای یک ماهواره‌بر انجام پذیرفته است. همچنین، پیشنهاد شده است که به منظور کاهش هزینه پرتابگرهای یک‌بارمصرف، رویکرد استفاده از بخار گرم پیشران تحت فشار مورد بررسی قرار گیرد [۳].

7 Chakroborty and T. Bauer

8 Microcosm

9 Stanley

10 Pressurization

11 Sarzi-Amade

12 Sprite

13 Scorpius

طراحی چند موضوعی چند سطحی را برای طراحی وسایل فضایی چند مأموریت‌ارائه 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 [۱۴].

بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی ماهواره‌بری با قابلیت استفاده مجدد برای پیشران‌ها و اهداف مختلف در سال ۲۰۲۰ توسط درسیا^{۲۳} و همکاران ارائه شد. این چارچوب شامل برآورد جرم مناسب تمام زیرسیستم‌های اصلی و برنامه‌ای برای محاسبه پیشران مورد نیاز برای مانورهای صعود و فرود می‌باشد. هدف کلی چارچوب طراحی که با الگوریتم ژنتیک کوپل شده است، نشان دادن ترکیب پیشران‌های مختلف و توابع هدف طراحی بهینه پرتابگر برای سناریوهای مختلف مأموریتی است [۱۵].

تعریف مسئله

با توجه به مقدمه و پیشینه پژوهشی که از پرتابگرهای تحت فشار گفته شد، هدف از این پژوهش ایجاد رویکردی نوین (تغییر طراحی ماهواره‌بر از سیستم توربوپمپی به سیستم تحت فشار) در طراحی پرتابگرهای سوخت مایع به منظور کاهش هزینه‌های طراحی و توسعه تا حد امکان هست. روند پژوهش در این مقاله، طراحی پرتابگری با سیستم پیشران GPF است که قابلیت حمل حداکثر محموله با حداقل جرم برخاست به مدار مقصد دایروی به ارتفاع ۵۰۰ کیلومتر داشته باشد. این پرتابگر صرفاً به منظور کاربرد در داخل کشور طراحی می‌شود. از این‌رو، سایت پرتاب امام خمینی (ره) سمنان با طول جغرافیایی ۳۵/۲۳ و عرض جغرافیایی ۵۳/۹۲ درجه به‌عنوان نقطه پرتاب در نظر گرفته می‌شود. در ادامه پس از طراحی پرتابگر مورد نظر، کارایی و پتانسیل آن برای حمل محموله به مدارهای مختلف با روش تحلیل چند موضوعی سنجیده می‌شود.

نوع پیشران مورد استفاده برای پرتابگر، متان مایع و اکسیژن مایع است. متغیرها، پارامترها، قیود، الزامات و انتخاب‌های طراحی که در طراحی مد نظر قرار گرفته، در ادامه معرفی شده است.

• متغیرهای طراحی عبارتند از:

- جرم محموله،
- نسبت سوخت به اکسیدکننده مراحل،
- زمان سوزش مراحل و
- قطر مخازن*.

در سال ۲۰۱۵ مرکز تحقیقات پرواز فضایی مارشال ناسا آزمایش موتور ۱۷/۸ kN تحت فشار متان/ اکسیژن را با موفقیت انجام داد. مهندسان مرکز مارشال بر این باورند که با جایگزینی سیستم تغذیه تحت فشار با سیستم توربوپمپی می‌توانند ماه/ مریخ نشین‌هایی با مقیاس بزرگ‌تر را توسعه دهند [۸].

هربرت^{۱۴} و همکاران در سال ۲۰۱۶ در مقاله‌ای سیستم‌های پیشران متان/ اکسیژن تحت فشار برای مورفئوس^{۱۵}، MARE^{۱۶} و کاربردهای آتی این سیستم را مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. در این پژوهش قابلیت‌های جدید این پیشران شرح داده شده و نهایتاً به طراحی این سیستم پیشران برای فضاپیماهای بدون سرنشین اقدام شده است [۹].

در سال ۲۰۱۷، کارول^{۱۷} در پایان‌نامه ارشد خود طراحی سیستمی یک موشک زیرمداری متان مایع/ اکسیژن مایع DAEDALUS، یک پرتابگر اکتشافی زیرمداری با سیستم تغذیه تحت فشار رگلاتوری را به انجام رسانید [۱۰]. مطالعه و کاربرد طراحی ماهواره‌بر با روش‌های بهینه‌سازی چند موضوعی در سال ۲۰۱۸ توسط بروالت^{۱۸} 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^{۱۹} فرآیند طراحی، بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی تحت عدم قطعیت^{۲۰}) به همراه کاربرد آن‌ها در طراحی ماهواره‌بر متمرکز است تا مزایای اثرات کوپلینگ را بین فیزیک‌های مختلف در فرآیند طراحی نشان دهد [۱۱].

ارزیابی سه روش طراحی بهینه، مقاوم و بهینه مقاوم چند موضوعی سامانه پیشران دو مؤلفه‌ای توسط آدمی و همکاران در سال ۲۰۱۹ ارائه شد. در این پژوهش سعی شده تا افزون بر کمینه نمودن جرم، سیستم از مقاومت مطلوبی نسبت به عدم قطعیت‌ها برخوردار باشد. سیستم پیشران سه روش بهینه، مقاوم و مقاوم بهینه طراحی شده است که از منظر حساسیت نسبت به عدم قطعیت‌ها و نیز کاهش جرم تحت مقایسه قرار می‌گیرند [۱۲].

در مرجع [۱۳] در سال ۲۰۱۹ ملچر و مورهد^{۲۱}، ویژگی‌های پایداری احتراق متان را برای موتور اصلی متان/ اکسیژن پروژه مورفئوس که دارای تراست ۲۲/۲۴ kN و سیستم تغذیه پیشران تحت فشار به منظور کاربرد پیشران‌های کرایوژنیک است، تحت بررسی قرار دادند. در سال ۲۰۲۰، بروالت و همکاران یک رویکرد بهینه‌سازی

14 Hurlbert
15 Morpheus
16 Moon Aging Regolith Experiment
17 Carroll
18 Brevault
19 Transversal Decomposition
20 Uncertainty
21 Melcher and Morehead

- ثابت بودن فشار محفظه احتراق (۶۰ bar)،
- ثابت فرض کردن فشار مخازن فشارنده (در صورتی که از مقدار ۴۰۰ bar بیشتر شود، این فشار ۴۰۰ bar در نظر گرفته می‌شود ولی حجم مخزن در راستای طول افزایش می‌یابد)،
- شعاع مخازن فشارنده ۰/۵ برابر شعاع مخازن پیشران در نظر گرفته شده‌اند،
- حداکثر ارتفاع محموله ۴ m،
- ارتفاع مداری km و ۵۰۰
- متوسط فشار خروجی نازل در سطح دریا و خلأ به ترتیب ۰/۶ bar و ۰/۰۱ bar.
- انتخاب‌های طراحی شامل:
 - 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 (لایبر آلومینیومی به همراه پوشش الیاف کربن) است،
 - جنس سازه پوسته بدنه، آلومینیوم 6061-T6 هست،
 - جنس سازه موتور، کبالت کروم،
 - جنس فیرینگ پرتابگر، کامپوزیت کربن،
 - نحوه چیدمان طبقات به صورت سری،
 - Ogive بودن شکل فیرینگ،
 - نوع گاز فشارنده به کار رفته (هلیوم) و
 - نوع پیشران‌های مورد استفاده (متان مایع و اکسیژن مایع).

مدل‌سازی موضوعات و روابط حاکم

در این بخش به مدل‌سازی موضوعات درگیر در طراحی پرتابگر دو طبقه پرداخته شده است. با توجه به حجم معادلات و روابط حاکم بر موضوعات مختلف، سعی شده است تا موارد اصلی به طور خلاصه ارائه شود. برای توضیحات بیشتر به مراجع مربوط به هر بخش مراجعه شود.

۱. موضوع پیشرانش: 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) تا (۴) بیان می‌شوند [۱۶]:

$$\frac{\rho_t}{\rho_i} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (1)$$

$$\frac{a_t}{a_i} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \right]^{0.5} \quad (2)$$

* (پارامترهایی که بر روی جرم پیشران اثرگذار هستند، شامل نسبت اختلاط پیشران و زمان سوزش هستند. این موارد جرم پیشران را تخمین زده و با مشخص بودن چگالی سوخت و اکسیدکننده حجم پیشران مورد نیاز استخراج می‌شود. با توجه به آنکه طول و قطر پرتابگر ثابت و مشخص نیست، برای مشخص شدن هندسه و ابعاد موشک یکی از دو پارامتر طول و یا قطر مخازن باید مشخص باشد (توجه شود که با توجه به حجم زیاد پیشران‌ها، مخازن کروی نیستند و استوانه‌ای هستند- بر همین اساس و به دلیل اثرگذاری بیشتر قطر در سایر دیسپلین‌ها، قطر مخازن به عنوان یک متغیر طراحی، انتخاب می‌شود).

- پارامترهای طراحی شامل مشخصات مدار مقصد، خواص مکانیکی حرارتی سازه موتور، مخازن، بدنه پرتابگر، خواص شیمیایی پیشران‌ها (سوخت و اکسیدکننده‌ای که موتور برای آن طراحی می‌شود و در پرتابگر مورد استفاده قرار می‌گیرد) برخی از مشخصه‌های هندسی موتور، مخازن، دماغه پرتابگر و غیره هستند.
- قیود طراحی به شرح زیر هستند:
 - 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 $3 < \frac{L_{stage_2}}{D_{stage_2}} < 5.5$ و برای طبقه دوم $5 < \frac{L_{stage_1}}{D_{stage_1}} < 12$)،
 - 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 ارتفاعی که پرتابگر به آن دست می‌یابد، صفر شود،
 - زاویه جدایش پرتابگر در محدوده ۲۰-۷۰ درجه در نظر گرفته شده است،
 - محلی که اجزاء جدا شده از موشک در آن سقوط می‌کنند باید ایمن و مناسب باشد و
 - پایداری آیرودینامیکی با طراحی دامن و بالک (ضریب ممان $C_{m\alpha}$ منفی باشد).
- الزامات طراحی عبارت است از:
 - دو طبقه بودن راکت،
 - یکسان بودن قطر طبقات اول و دوم،
 - ثابت بودن تراست برای موتور طراحی شده (۱۵۰ kN)،
 - تعداد موتور طبقات اول و دوم (طبقه اول ۹ عدد و طبقه دوم ۱ عدد موتور)،

به منظور دسترسی به روابط دقیق‌تر هریک از این زیر سیستم‌ها می‌توان از مراجع [۱۶، ۱۸] استفاده نمود. در نهایت بلوک مدل‌سازی موضوع پیش‌رانش و جریان داده مربوطه به صورت شکل ۲ استخراج شده است.



شکل ۲- بلوک طراحی موتور

P_{tank} فشار مخزن پیش‌ران را می‌توان طبق رابطه (۱۲)

محاسبه کرد:

$$P_{tank} = P_c + \Delta P_{inj} + \Delta P_{line} + \Delta P_{cooling} \quad (12)$$

افت فشار در مسیر تغذیه پیش‌ران، شامل افت فشار در انژکتور $\Delta P_{injector}$ ، خطوط تغذیه/لوله‌ها ΔP_{line} و سیستم خنک‌کاری $\Delta P_{cooling}$ است که مقادیر تقریبی آن طبق مراجع [۱۹، ۲۰] در روابط ۱۳-۱۵ ارائه شده است.

$$\Delta P_{injector} \approx 0.075 P_c \quad (13)$$

$$\Delta P_{line} \approx (0.05 - 1) P_c \quad (14)$$

$$\Delta P_{cooling} \approx 0.15 P_c \quad (15)$$

جرم موتور به صورت مجموع جرم محفظه احتراق، نازل و شیرها، به صورت معادله (۱۶) بیان می‌شود.

$$M_{engine} = M_{comb} + M_{nozzle} + M_{cooling} + M_{valve} \quad (16)$$

که مطابق با مرجع [۱۹، ۲۰]، جرم شیرها از رابطه (۱۷) به صورت تقریبی محاسبه می‌شود.

$$M_{valve} = 0.07 \times T^{0.7} + P_c^{0.5} \quad (17)$$

با توجه به این که سیستم تغذیه از نوع رگلاتوری است باید جرم پیش‌ران‌ها و گاز فشارنده یا به اصطلاح جرم تر نیز محاسبه شود. به دلیل بیشتر بودن فشار مخازن فشارنده نسبت به مخازن پیش‌ران، مطابق با مرجع [۲۱]، حجم اولیه گاز فشارنده در حدود ۱۰٪ حجم کل مخزن پیش‌ران در نظر گرفته می‌شود. 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.

$$M_{prop} = \dot{m}_{eng} \times t_{burn} \quad (18)$$

$$m_{fuel} = \frac{M_{prop}}{(1+OF)} \quad (19)$$

$$m_{ox} = m_{fuel} \times OF \quad (20)$$

$$\frac{P_t}{P_i} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3)$$

$$\frac{T_t}{T_i} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (4)$$

در روابط (۱) تا (۴)، P_t و T_t به ترتیب چگالی، سرعت صوت، فشار و دما در گلوگاه نازل، در نقطه مورد نظر و γ نسبت گرمای ویژه گازهای حاصل از احتراق هستند (اندیس i بیانگر چگالی، سرعت صوت، فشار و دما در هر نقطه از نازل و محفظه و M_i ماخ جریان عبوری است).

در محفظه احتراق مجموع نیروی تراست و فشار مخزن به سازه وارد می‌آید. میزان ضخامت مورد نیاز در رابطه (۵) ارائه می‌شود:

$$t_{comb} = \frac{n_{SF}}{2s_{str}} \left(\frac{\pi R_{tank}^2 P_{max} + T}{\pi R_{tank}} \right) \quad (5)$$

n_{SF} ضریب اطمینان سازه که عموماً برای سیستم‌های فضایی بین ۱/۲ تا ۲/۵ در نظر گرفته می‌شود، s_{str} تنش مجاز سازه که به جنس آن وابسته است، P_{max} فشار حداکثر درون محفظه، R_{tank} شعاع مخزن و T تراست می‌باشند.

مقدار تقریبی V_c حجم، A_c مساحت سطح کل دیواره‌ها و R_c شعاع محفظه احتراق به ترتیب با معادلات (۶) تا (۸) بیان می‌شود [۱۶]:

$$V_c = A_t \left[L_c \epsilon_c + \frac{1}{3} \sqrt{\frac{A_t}{\pi}} \cot \theta_c \left(\epsilon_c^{1/3} - 1 \right) \right] \quad (6)$$

$$A_c = 2L_c \sqrt{\pi \epsilon_c A_t} + \csc \theta_c (\epsilon_c - 1) A_t \quad (7)$$

$$R_c = \sqrt{\frac{V_c}{\pi L_c}} \quad (8)$$

در این روابط، L_c طول محفظه، ϵ_c نسبت انقباض سطح محفظه و θ_c زاویه باریک شونده محفظه است. رابطه مساحت بر اساس طراحی نازل در معادله (۹) داده شده است [۱۶، ۱۷]:

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (9)$$

که A و M به ترتیب سطح مقطع و ماخ جریان عبوری از نازل در ابتدا یا انتهای نازل هستند. V_e سرعت گازها در خروجی نازل به صورت رابطه (۱۰) تعریف می‌شود:

$$V_e = \sqrt{\frac{2g\gamma}{\gamma-1} RT_c \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (10)$$

که در رابطه فوق، g شتاب جاذبه، R ثابت گاز، T_c دمای محفظه احتراق، P_c فشار محفظه احتراق و P_e فشار محصولات احتراق در خروجی نازل هستند. طول نازل L_n با استفاده از معادله (۱۱) به دست می‌آید:

$$L_n = \frac{0.80 (\sqrt{\epsilon-1}) R_t}{\tan 15^\circ} \quad (11)$$

که در آن R_t شعاع گلوگاه نازل است.

$$M_{tank_{ox}} = ((A_e)_{cap} + A_{cyl}) \times d_{tank_{ox}} \times \rho_{str} \quad (25)$$

مساحت جانبی بالک و دامن را می‌توان به طریق ذیل از روابط (۲۶) تا (۲۸) به دست آورد؛ سطح جانبی دامن برابر است با:

$$(A_{shell})_{skirt} = \pi \times (R_{skirt} + R_{body}) \times \sqrt{(R_{skirt} - R_{body})^2 + (L_{skirt})^2} \quad (26)$$

که در معادله فوق، شعاع دامن از مرکز بدنه پرتابگر، R_{body} شعاع بدنه و L_s طول دامن می‌باشند. با توجه به اینکه مقطع بالک به صورت کمائی شکل^{۲۴} در نظر گرفته شده است، سطح مقطع عرضی و سطح جانبی آن به صورت معادلات (۲۷) و (۲۸) به دست خواهد آمد.

$$(A_{cross})_{fin} = R_{arc}^2 \times \left(\sin^{-1} \left(\frac{C}{2R_{arc}} \right) \times \sqrt{1 - \left(\frac{C}{2R_{arc}} \right)^2} \right) \quad (27)$$

که در این روابط، شعاع کمان، C وتر و L_{arc} طول کمان است. همچنین، Z ارتفاع کمان از وتر می‌باشد که می‌تواند به ترتیب برای کمان فوقانی و تحتانی به صورت Z_u و Z_l نوشته شود. سطح جانبی بالک:

$$(A_{lat})_{fin} = L_{sp} \times (L_{arc_u} + L_{arc_l}) \quad (28)$$

که L_{sp} دهانه بالک، L_{arc_u} و L_{arc_l} به ترتیب طول کمان فوقانی و تحتانی هستند. جرم دامن و بالک‌ها به صورت روابط (۲۹) و (۳۰) محاسبه می‌شوند.

$$M_{skirt} = (A_{shell})_{skirt} \times t_{skirt} \times \rho_{str} \quad (29)$$

$$M_{fin} = n_{fin} \times ((A_{cross})_{fin} + (A_{lat})_{fin}) \times t_{fin} \times \rho_{str} \quad (30)$$

در این معادلات t_{skirt} و t_{fin} به ترتیب ضخامت‌های سازه‌ای دامن و بالک می‌باشند. جرم سازه، شامل جرم فیرینگ، پوسته (طبقه اول، دوم و میانی)، بالک‌ها و دامن می‌باشد که در معادله (۳۱) نمایان است.

$$M_{structure} = (t_{body} \times \rho_{str}) + M_{fairing} + M_{inter} + M_{fin} + M_{skirt} \quad (31)$$

پارامتر Z_{str} که در اکثر بلوک دیاگرام‌ها به عنوان ورودی دیده می‌شود، تعیین کننده جنس و مشخصات فیزیکی سازه است. به منظور دسترسی به روابط دقیق‌تر هریک از این زیر سیستم‌ها می‌توان از مراجع [۱۶، ۱۸] استفاده کرد. در نهایت پس از مدل‌سازی زیر بخش‌های مربوط به سازه، بلوک‌های مربوطه به صورت شکل ۵ تا ۹ تدوین شد.

در معادلات (۱۸) تا (۲۰)، $M_{propellant}$ جرم کل پیشران، \dot{m}_{eng} نرخ جریان جرمی پیشران ورودی به موتور، t_{burn} زمان سوزش، OF نسبت اختلاط اکسیدکننده به سوخت، m_{fuel} جرم سوخت و m_{ox} جرم اکسیدکننده هستند [۱۶].

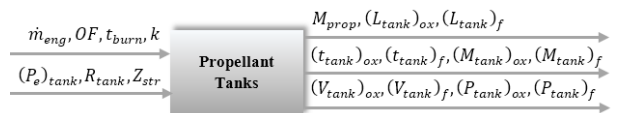
در انتهای کارکرد سیستم پیشران باید فشار مخزن گاز فشارنده حداقل برابر با فشار مورد نیاز مخزن پیشران باشد. از طرف دیگر، مخزن پیشران به دلیل مصرف شدن پیشران، فقط دارای گاز فشارنده‌ای در فشار مخزن پیشران است. در نتیجه برای محاسبه جرم گاز فشارنده می‌توان از روابط ۲۱-۲۳ به طور مجزا برای سوخت و اکسیدکننده استفاده کرد:

$$(m_{gas})_f = \frac{(P_{tank})_f}{R_{gas} T_{tank}} \times ((V_{tank})_f + (V_{gtank})_f) \quad (21)$$

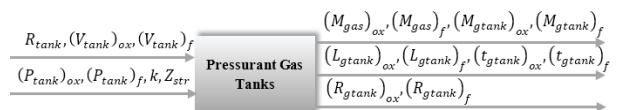
$$(m_{gas})_{ox} = \frac{(P_{tank})_{ox}}{R_{gas} T_{tank}} \times ((V_{tank})_{ox} + (V_{gtank})_{ox}) \quad (22)$$

$$M_{gas} = (m_{gas})_f + (m_{gas})_{ox} \quad (23)$$

که $(m_{gas})_{ox}$ و $(m_{gas})_f$ به ترتیب جرم گاز فشارنده برای مخازن سوخت و اکسیدکننده، $(P_{tank})_{ox}$ و $(P_{tank})_f$ فشار مخزن سوخت و اکسیدکننده، R_{gas} ثابت گاز، T_{tank} دمای مخزن، $(V_{tank})_f$ و $(V_{gtank})_{ox}$ حجم مخازن سوخت و اکسیدکننده و $(V_{gtank})_f$ و $(V_{gtank})_{ox}$ حجم مخازن فشارنده برای سوخت و اکسیدکننده هستند. بلوک جریان داده مربوط به مخازن پیشران و فشارنده در شکل ۳ و ۴ به نمایش درآمده است.



شکل ۳- بلوک مخازن پیشران



شکل ۴- بلوک مخازن فشارنده

۲. موضوع سازه

در موضوع سازه روابطی برای مخازن پیشران و فشارنده، پوسته بدنه، فیرینگ، قفسه میانی، دامن و بالک‌ها ارائه خواهد شد. 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. به این ترتیب وزن مخازن اکسیژن و متان به ترتیب معادل با روابط (۲۴) و (۲۵) است [۲۲].

$$M_{tank_f} = ((A_e)_{cap} + A_{cyl}) \times d_{tank_f} \times \rho_{str} \quad (24)$$

زیرسیستم است که بازه ۲۰ الی ۷۰ درجه برای آن در نظر گرفته شده است. تغییرات زاویه فراز در بازه‌های زمانی مختلف متفاوت می‌باشد. از لحظه شروع پرتاب تا t_0 (۱۰ الی ۱۵ ثانیه)، زاویه فراز به صورت ثابت ۹۰ درجه یعنی پرواز موشک به صورت عمودی خواهد بود $(\theta_0 = \pi/2)$. از t_0 تا لحظه جدایش این تغییرات به صورت درجه دوم برای مرحله اول پرتابگر به فرم رابطه (۳۲) است.

$$\theta = \frac{(\theta_0 - \theta_1)}{(t_{burn1} - t_0)^2} (t_{burn1} - t)^2 + \theta_1 \quad (32)$$

از لحظه جدایش تا تزریق در مدار یعنی پرواز مرحله دوم پرتابگر، تغییرات به صورت خطی مطابق با رابطه (۳۳) است.

$$\theta = \left(\frac{-\theta_1}{t_{burn2}} \right) (t - t_{burn1}) + \theta_1 \quad (33)$$

که در روابط فوق، θ زاویه فراز، θ_1 زاویه جدایش، t_{burn1} و t_{burn2} به ترتیب زمان سوزش موتورهای طبقه اول و موتور طبقه اول می‌باشند. همچنین، می‌توان زاویه آلفا را در طی پرواز از رابطه (۳۴) به دست آورد.

$$\alpha = \theta - \gamma \quad (34)$$

که γ زاویه مسیر پرتابگر از v_x و v_y مقادیر سرعت در راستاهای x و y قابل محاسبه است (رابطه ۳۴).

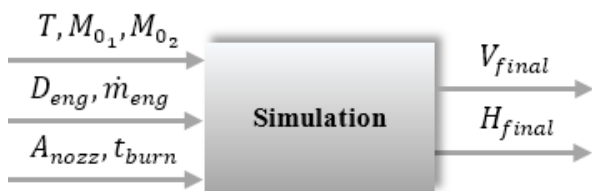
$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{v_y}{v_x} \right) \quad (35)$$

شتاب‌های وارده به پرتابگر در طی مسیر پروازی را می‌توان از معادلات (۳۶) و (۳۷) به دست آورد.

$$a_x = \frac{1}{M_{rocket}} [-M_{rocket} g \sin(\beta) - D \cos(\gamma - \beta) - L \sin(\gamma - \beta) + T \cos(\gamma - \beta + \alpha)] \quad (36)$$

$$a_y = \frac{1}{M_{rocket}} [-M_{rocket} g \cos(\beta) - D \sin(\gamma - \beta) + L \cos(\gamma - \beta) + T \sin(\gamma - \beta + \alpha)] \quad (37)$$

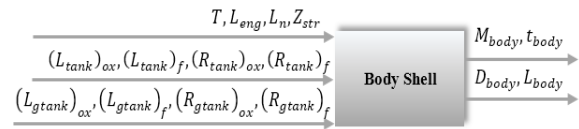
بهینه‌سازی برنامه زاویه پیچ یکی از مهم‌ترین بخش‌های این قسمت است که گاهی در مراجع به عنوان یک موضوع مستقل نیز اشاره شده است. بلوک مدل‌سازی موضوع شبیه‌سازی مسیر و جریان داده مربوطه، به صورت شکل ۱۱ رسم شده است.



شکل ۱۱- بلوک شبیه‌سازی

۶. تخمین جرم پرتابگر

جرم ناخالص برخاست پرتابگر به طور کل متشکل از جرم پیشران، گاز فشارنده، موتورها، مخازن پیشران، مخازن فشارنده و



شکل ۵- بلوک پوسته بدنه



شکل ۶- بلوک طبقه میانی



شکل ۷- بلوک فیرینگ



شکل ۸- بلوک بالک‌ها



شکل ۹- بلوک دامن

۳. موضوع سیستم حفاظت حرارتی (TPS)

در این پژوهش به موضوع TPS پرداخته نشده است.

۴. موضوع آیرودینامیک

به منظور تحلیل و استخراج ضرایب آیرودینامیکی، از نرم‌افزار Missile DATCOM استفاده شد. ورودی این نرم‌افزار، شرایط پروازی (ماخ، زاویه حمله و ارتفاع)، سطح مرجع، طول مرجع و شکل هندسی است. خروجی‌های آن، ضرایب آیرودینامیکی پرتابگر خواهد بود که در شبیه‌سازی مسیر مورد استفاده قرار خواهد گرفت. بلوک مدل‌سازی موضوع آیرودینامیک و جریان داده مربوطه، به صورت شکل ۱۰ است.



شکل ۱۰- بلوک آیرودینامیک

۵. موضوع شبیه‌سازی

برنامه زاویه فراز با مشخص شدن زاویه جدایش بین دو طبقه قابل تدوین است. این زاویه جدایش یک متغیر بهینه‌سازی سطح

روش AAO، مسئله بهینه‌سازی و معادلات زیرسیستم‌های مختلف را هم‌زمان حل می‌کند. این روش ابتدائی‌ترین 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 است. در مسائل نسبتاً کوچک، روش AAO مانند IDF کاربردی است و اجازه محاسبات موازی را می‌دهد. بنابراین، زمان محاسبه به شکل قابل ملاحظه‌ای می‌تواند کاهش یابد [۲۳].

عموماً در طراحی مفهومی بهینه، تابع هدف حداقل‌سازی جرم موشک ماهواره‌بر (به عنوان تقریبی از هزینه) برای یک مأموریت مشخص است. این موضوع کمک بزرگی به شفاف شدن مسئله طراحی می‌نماید. زیرا اصولاً امکان طراحی موشک ماهواره‌بر برای هر مأموریتی (متداول) میسر است، ولی برای موشک ماهواره‌بر با سیستم غیر توربوپمپی این موضوع متفاوت است. به نحوی که امکان رسیدن به مدار موشک ماهواره‌بر (حتی بدون بار مفید) همیشه مقدور نیست. از این رو، مأموریت پرتابگر (جرم بار مفید) نیز به عنوان یک موضوع غیر شفاف در دستور کار قرار گرفت و حداکثر بار مفید قابل حمل به مدار مورد نظر با حداقل جرم پرتابگر (حداکثرسازی μ_{pay}) به عنوان تابع هدف طراحی بهینه انتخاب شد. برای لحاظ قیود نیز از تابع پنهانی با ضرایب وزنی متناظر (که برای این مسئله به طور خاص استخراج و تنظیم گردید) استفاده شده است. رابطه ریاضی صریحی بین تابع هزینه و متغیرهای طراحی وجود ندارد و به همین دلیل از روش طراحی بهینه چند موضوعی استفاده شده است.

در این پژوهش هر دو چارچوب پیاده‌سازی شد، اما از منظر همگرایی، سرعت رسیدن به پاسخ و غیره، AAO نتایج بهتری را ارائه نمود و این ساختار برای ادامه انتخاب شد. ماتریس طراحی در چارچوب AAO برای طراحی بهینه چند موضوعی پرتابگر دو طبقه در شکل ۱۲ ارائه 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. مهم‌ترین مزیت روش‌های تکاملی، امکان یافتن اکسترمم کلی و اصطلاحاً متوقف نشدن در اکسترمم محلی است. در روش ترکیبی GA-SQP، ابتدا الگوریتم GA مقدار نزدیک به بهینه تابع را استخراج نموده، سپس این نقطه به‌عنوان حدس اولیه به الگوریتم SQP داده می‌شود. نهایتاً مقدار بهینه متغیرهای طراحی توسط این الگوریتم حاصل می‌شود. پارامترهای اصلی تنظیم شده بهینه ساز در جدول ۲ ارائه شده است.

سازه می‌باشد. در روابط (۳۸) و (۳۹) به ترتیب جرم خشک و جرم تر پرتابگر ارائه شده است:

$$M_{rocket} = M_{prop} + M_{gas} + M_{engine} + M_{tank} + M_{gtank} + M_{structure} \quad (38)$$

$$M_{rocket} = M_{engine} + M_{tank} + M_{gtank} + M_{structure} \quad (39)$$

M_{prop} جرم پیشران، M_{gas} جرم گاز فشارنده، M_{engine} جرم موتور، M_{tank} جرم مخازن پیشران، M_{gtank} جرم مخازن فشارنده و $M_{structure}$ جرم سازه هستند.

طراحی بهینه چند موضوعی پرتابگر با سیستم پیشرانش تحت فشار

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 بهره گیرد تا به طراحی همراه با بهینگی کلی دست پیدا کند. ساختار پرتابگر به صورت راکتی دو طبقه می‌باشد. سیستم پیشرانشی که برای پرتابگر در نظر گرفته شده است، سیستم پیشرانش تحت فشار از نوع رگلاتوری است که از مخازن مجزایی برای تحت فشار قرار دادن پیشران‌ها استفاده می‌کند. به منظور طراحی بهینه چند موضوعی پرتابگر (MDO) دو روش امکان‌پذیری موضوعی اختصاصی^{۲۵} و همه با هم^{۲۶}، از روش‌های تک سطحی MDO مورد انتخاب قرار گرفت.

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 است و متغیرهای اضافی را برای 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 و 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 [۲۳].

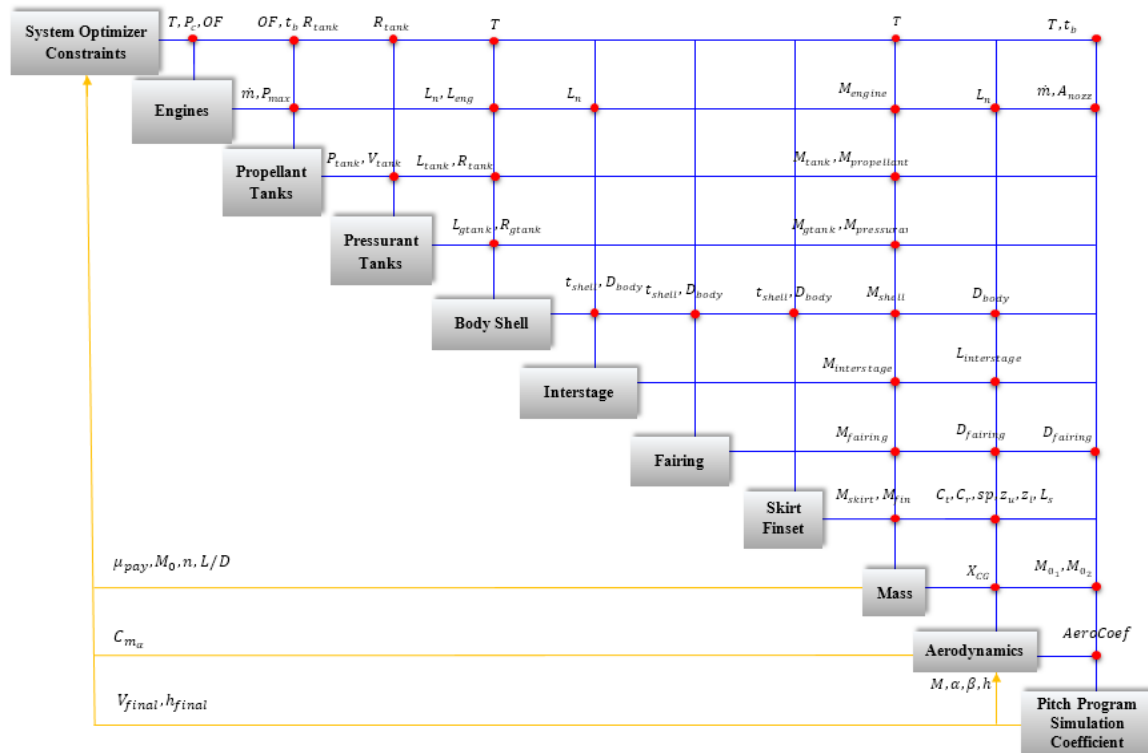
25 Individual Disciplinary Feasibility (IDF)

26 All-At-Once (AAO)

جدول ۲- پارامترهای تنظیم شده بهینه‌ساز

| الگوریتم ژنتیک (GA) | |
|---------------------|---------------------------|
| ۱۰۰ | جمعیت اولیه |
| ۳۰ | تعداد نسل |
| ۱۰ | احتمال جهش |
| ۰/۷ | احتمال تقاطع (ضریب تلفیق) |

| الگوریتم ژنتیک (GA) | |
|-------------------------------------|---------------------|
| ۰/۰۵ | ضریب جهش |
| الگوریتم برنامه‌ریزی درجه دوم (SQP) | |
| ۲۰۰ | حداکثر تعداد تکرار |
| ۰/۰۰۰۰۱ | تولرانس تابع هدف |
| ۰/۰۰۰۰۱ | تولرانس متغیر طراحی |



شکل ۱۲- ماتریس ساختار طراحی بهینه چندموضوعی (چارچوب AAO)

پرتابگرهای pressure-fed عملیاتی (ماهواره‌برهای Scorpius) و در حال توسعه (ماهواره‌بر Terran)) و بنابراین صحنه‌گذاری کل موشک ماهواره‌بر عملاً مقدور نیست. اما با توجه به آنکه بخش عمده‌ای از جرم پرتابگر مربوط به سیستم پیشرانش آن شامل موتور، مخازن پیشران و سیستم تغذیه است و بنابراین برای صحنه‌گذاری دو گام طی شده است. در ابتدا صحنه‌گذاری نتایج مربوط به موتور، با استفاده از یک نمونه موتور موجود (با پیشران مشابه) و در سپس در گام دوم، صحنه‌گذاری نتایج با مقایسه با یک نمونه طبقه فوقانی (به دلیل مشابهت در استفاده از سیستم پیشران و مخازن تحت فشار) انجام پذیرفت که در ادامه بخشی از آن ارائه شده است [۱۸]. بخشی از این صحنه‌گذاری با توجه به موتور متان اکسیژن تحت فشار لئون-۱ طراحی و ساخته شده در مرجع [۲۴] انجام گرفته است.

صحنه‌گذاری الگوریتم طراحی بهینه چند موضوعی

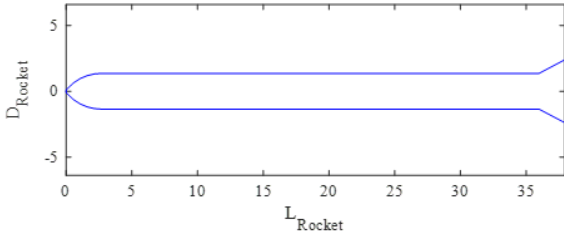
با توجه به عدم انتشار اطلاعات لازم در خصوص پرتابگر عملیاتی امکان صحنه‌گذاری نتایج به صورت مستقیم ممکن نشد. از این رو، الگوریتم طراحی با استفاده از اطلاعات موجود در خصوص طبقات مانوری مجهز به سیستم‌های پیشران تحت فشار صحنه‌سنجی شد. برای صرفه‌جویی در این بخش، از ارائه کامل نتایج صرف نظر شده است.

همان‌طور که پیشتر اشاره شد، اطلاعات کافی برای موشک ماهواره‌بر با سیستم پیشران تحت فشار هنوز موجود نیست

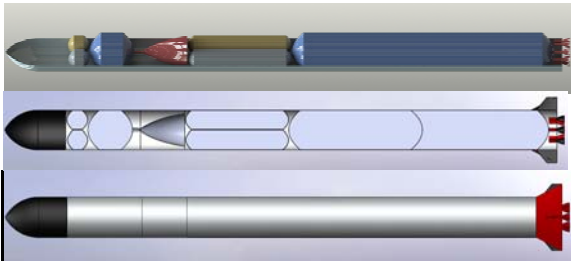
جدول ۳- صحنه‌گذاری موتور پرتابگر تحت فشار با نمونه موتور موجود (با پیشران مشابه) [۱۸]

| برخی از مشخصات موتور متان / اکسیژن Leon 1 | | | | | | |
|---|------------------|----------------|---------------|---------------|------------|-----------------|
| تراست (kN) | فشار محفظه (bar) | طول مشخصه (cm) | ضربه ویژه (s) | زمان سوزش (s) | θ_c | ε_c |
| ۹ | ۷۲ | ۹۰ | ۳۰۰ | ۱۰ | ۴۰° | ۵/۲۵ |
| پارامتر | Leon 1 | موتور متالوکس | خطا | | | |
| نسبت انبساط نازل | ۹/۲۲ | ۹/۷۱۷۹ | %۵/۴ | | | |
| قطر محفظه (cm) | ۷/۳۱۸ | ۷/۲۴۴۵۸۸ | %۱/۰۰ | | | |
| قطر خروجی نازل (cm) | ۹/۷۰۲ | ۹/۸۵۶۷۲۴ | %۱/۶ | | | |
| قطر گلوگاه (cm) | ۳/۱۸۴۴۵ | ۳/۱۶۱۷۹۲ | %۰/۷۱ | | | |
| طول محفظه (cm) | ۱۷/۷۱۹ | ۱۷/۱۴۱۴۴۴ | %۳/۲۶ | | | |

| پارامتر | عبارت | مقدار |
|-------------------------|----------------------------|--------|
| طول دامن (m) | L_{skirt} | ۱/۹۶ |
| قطر دامن (m) | D_{skirt} | ۴/۷۸ |
| زاویه دامن (deg) | $(\theta_{sweep})_{skirt}$ | ۶۲/۱۸ |
| جرم مجموعه بالک ها (kg) | M_{finset} | ۱۲۳/۴۷ |
| طول بالک (m) | S_{fin} | ۰/۸۹ |



شکل ۱۳- شماتیک پرتابگر طراحی شده



شکل ۱۴- تصویر CAD برش خورده از اجزای داخلی و نمای کلی پرتابگر طراحی شده

نتایج حاصل از طراحی

نتایجی که از سایزینگ و طراحی این پرتابگر به دست آمده در جدول ۴ ارائه شده است. همچنین، در ادامه تصاویر رسم شده از ابعاد دقیق این پرتابگر آمده است. تصویر شماتیک رسم شده پرتابگر با نرم‌افزار MD در شکل ۱۳ و تصویر CAD رسم شده از اجزای داخلی (مخازن پیشران و فشارنده، موتورها) و نمایی کلی از پرتابگر طراحی شده را می‌توان در شکل ۱۴ مشاهده کرد.

جدول ۴- ابعاد و خروجی‌های حاصل از طراحی پرتابگر

| پارامتر | عبارت | مقدار |
|--------------------------------|----------------------|----------|
| جرم ناخالص برخاست (kg) | M_{rocket} | ۸۵۴۲۹/۳۵ |
| جرم محموله (kg) | $M_{payload}$ | ۱۲۰۱/۵۷ |
| طول پرتابگر (m) | L_{rocket} | ۳۷/۹۴ |
| جرم ناخالص طبقه اول (kg) | $(m_0)_1$ | ۷۲۴۸۶/۰۶ |
| جرم ناخالص طبقه دوم (kg) | $(m_0)_2$ | ۱۱۵۶۸/۹ |
| قطر طبقه اول (m) | $(D_{stage})_1$ | ۲/۷۱ |
| قطر طبقه دوم (m) | $(D_{stage})_2$ | ۲/۷۱ |
| طول طبقه اول (m) | $(L_{stage})_1$ | ۲۴/۶۸ |
| طول طبقه دوم (m) | $(L_{stage})_2$ | ۵/۰۱ |
| جرم پیشران طبقه اول (kg) | $(M_{propellant})_1$ | ۶۶۸۲۶/۰۵ |
| جرم پیشران طبقه دوم (kg) | $(M_{propellant})_2$ | ۱۰۳۳۰/۲۷ |
| تراست طبقه اول (kN) | T_1 | ۱۳۵۰ |
| تراست طبقه دوم (kN) | T_2 | ۱۵۰ |
| ضربه ویژه موتور طبقه اول (sec) | Isp_1 | ۲۹۱/۵ |
| ضربه ویژه موتور طبقه دوم (sec) | Isp_2 | ۳۶۲/۸ |
| زمان سوزش طبقه اول (sec) | $(t_{burn})_1$ | ۱۴۱/۵ |
| زمان سوزش طبقه دوم (sec) | $(t_{burn})_2$ | ۲۴۴/۹۹ |
| جرم هلیوم طبقه اول (kg) | $(M_{pressurant})_1$ | ۱۲۱۳/۶۶ |
| جرم هلیوم طبقه دوم (kg) | $(M_{pressurant})_2$ | ۲۱۰/۲۷ |
| جرم دامن (kg) | M_{skirt} | ۷۰/۴۵ |

آنالیز حساسیت

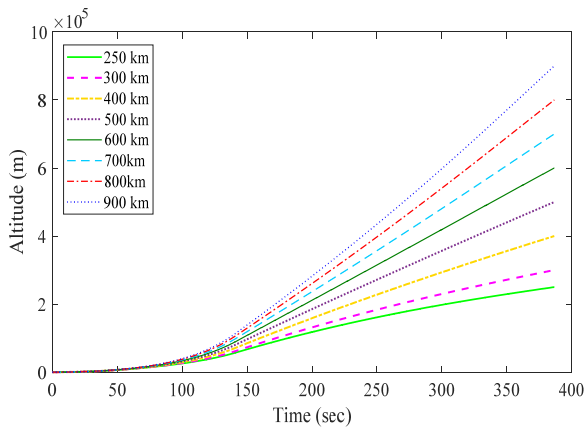
تحلیل چندموضوعی^{۳۷} فرآیندی است که ارضای کولینگ بین زیرسیستم‌های مختلف را هدف قرار می‌دهد. پرتابگر بهینه استخراج شده اگرچه برای انجام یک مأموریت نامی (ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری از سطح زمین) بهینه است، ولی در عمل درخواست افزایش حمل بار مفید یا ارتفاع مداری از یک کلاس پرتابگر وجود دارد. در این بخش به تحلیل عملکرد پرتابگر بهینه استخراج شده برای ارتفاع‌های مداری ۲۵۰ تا ۹۰۰ کیلومتر پرداخته شده است تا مشخص شود که پرتابگر مورد نظر قابلیت حمل چه میزان بار محموله را به مدارهای مختلف دارد. برای این منظور نیازمند طراحی مجدد برنامه زاویه پیچ خواهیم بود. در انتها باید متذکر شد که پارامترهای اصلی پرتابگر از جمله مدت زمان سوزش، تراست خالص، جرم سوخت، آیرودینامیک و سازه ثابت است. البته طبیعی است که با تغییر در مسیر پروازی، مقدار تراست واقعی، ضربه مخصوص، نیروهای آیرودینامیکی و شرایط پروازی متفاوت خواهد بود.

آنالیز جرم بارمحموله

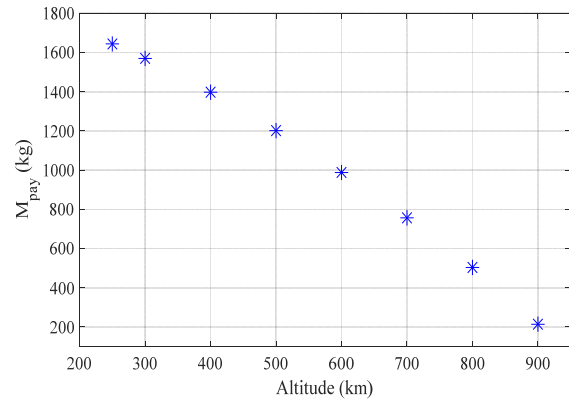
مقدار جرم بارمحموله قابل حمل در ارتفاع‌های پروازی مختلف را می‌توان در شکل ۱۵ مشاهده کرد. هرچه ارتفاع مداری افزایش

آنالیز زاویه فراز و جدایش

با توجه به آنکه هرچه ارتفاع مداری را افزایش دهیم، تغییر زاویه فراز پرتابگر از ۹۰ به صفر کمتر خواهد بود. بنابراین، زاویه جدایش طبقات نیز با افزایش ارتفاع افزایش خواهد یافت. در صورتی که به شکل ۲۰ توجه شود، تغییرات زاویه جدایش و فراز با افزایش ارتفاع مداری صعودی است.

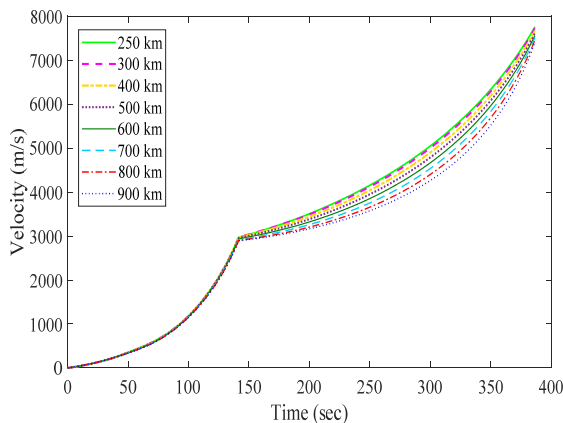


می‌یابد، پتانسیل پرتابگر برای انتقال محموله به مدار کاهش خواهد یافت یعنی محموله‌ای با وزن کمتری را حمل خواهد کرد. همان‌طور که نمایان است بیشترین جرم محموله مربوط به مدار ۲۵۰ و کمترین جرم محموله مربوط به مدار ۹۰۰ km است.

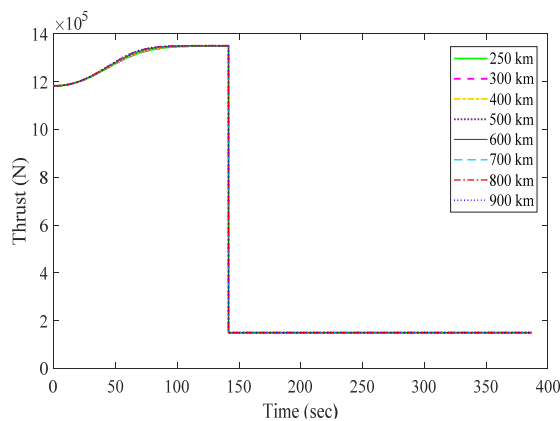


شکل ۱۵- تغییرات جرم محموله نسبت به ارتفاع مداری

شکل ۱۶- تغییرات مسیر پروازی پرتابگر در واحد زمان



شکل ۱۷- تغییرات سرعت پرتابگر در واحد زمان



شکل ۱۸- تغییرات تراست در واحد زمان

آنالیز ارتفاع

در شکل ۱۶، تغییرات مسیر پروازی پرتابگر نسبت به زمان در ارتفاع‌های مداری مختلف قابل مشاهده است. همان‌طور که نمایان است این مسیرهای پروازی با تغییر مأموریت تغییر یافته‌اند.

آنالیز سرعت

تغییرات سرعت پروازی پرتابگر در طی پرواز نسبت به زمان را می‌توان در شکل ۱۷ مشاهده کرد. این تغییرات در سرعت مرحله دوم پرتابگر چشم‌گیر است. با افزایش ارتفاع مداری این پارامتر کاهش می‌یابد.

آنالیز تراست

با توجه به تغییرات تراست نسبت به زمان در شکل ۱۸ و با در نظر داشتن اینکه از یک نوع موتور ۱۵۰ kN برای طبقات اول و دوم ولی با تعداد متفاوت استفاده شده است. این تغییرات در تمام ارتفاع‌های مداری ثابت است. تنها کمی تفاوت در تغییرات تراست طبقه اول پرتابگر وجود دارد که به علت تغییر مسیر پروازی پرتابگر هست.

آنالیز جرم کل

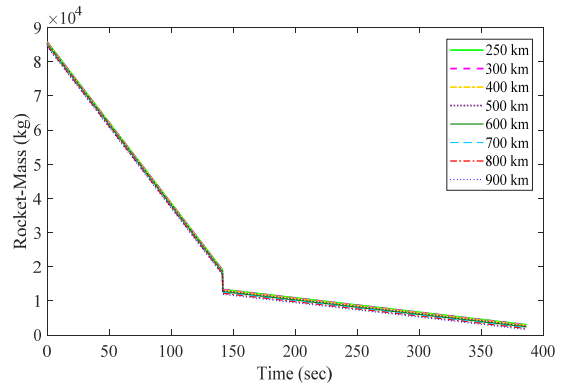
تغییرات جرم کل پرتابگر نسبت به زمان پرواز در شکل ۱۹ ارائه شده است. چون هندسه پرتابگر ثابت در نظر گرفته شده است، تنها تغییرات کوچکی در نمودار با افزایش ارتفاع نمایان است که به دلیل تغییر جرم محموله قابل حمل توسط پرتابگر می‌باشد. این تغییرات به‌گونه‌ای است که با افزایش ارتفاع مداری جرم کل (به‌عبارت‌دیگر جرم محموله) کاهش می‌یابد.

آنالیز فشار دینامیکی

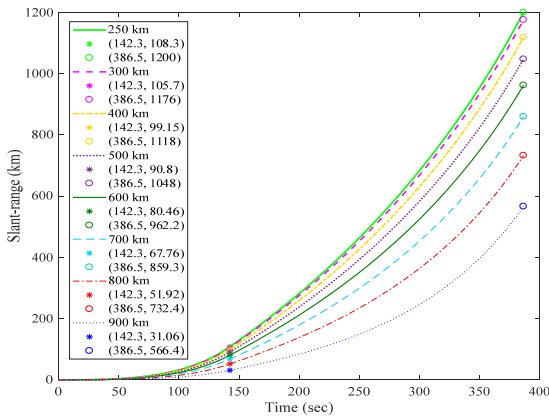
با توجه به شکل ۲۴، با افزایش ارتفاع مداری تغییرات فشار دینامیکی در واحد زمان کاهش یافته به طوری که بازه زمانی که این تغییرات در آن رخ می‌دهد، نیز کاهش خواهد یافت.

آنالیز ماخ پروازی

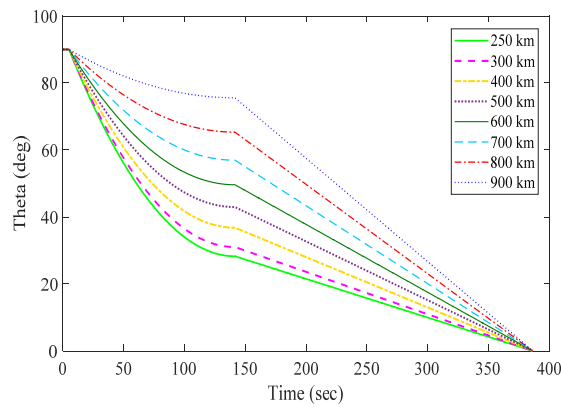
تغییر عدد ماخ با ارتفاع نیز در شکل ۲۵ به نمایش گذاشته شده است. روند این تغییرات تا ارتفاع مداری حدود ۹۵ تا ۱۰۰ کیلومتری افزایش و از این بازه به بعد به صورت کاهشی است.



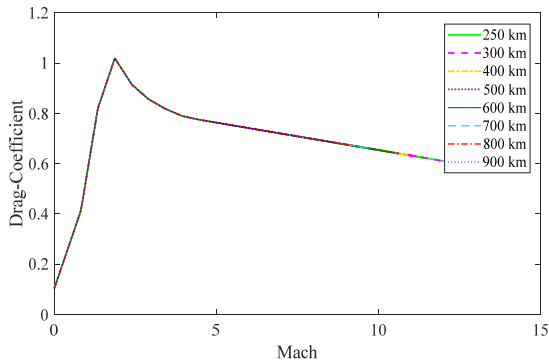
شکل ۱۹- تغییرات جرم کل در واحد زمان



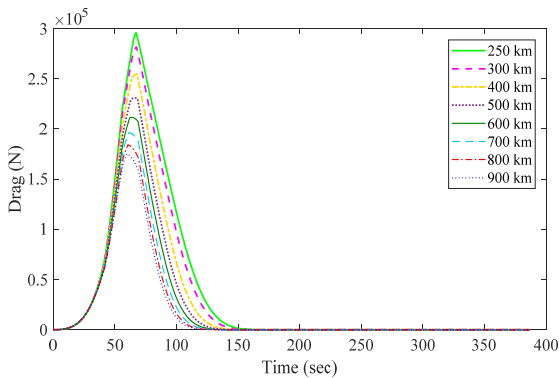
شکل ۲۱- تغییرات برد زمینی در واحد زمان



شکل ۲۰- تغییرات زاویه فراز پرتابگر در واحد زمان



شکل ۲۲- تغییرات ضریب پسا در واحد عدد ماخ پروازی



شکل ۲۳- تغییرات نیروی پسا در واحد زمان

آنالیز برد زمینی

در شکل ۲۱ تغییر برد زمینی پرتابگر نسبت به زمان، مختصات جدایش طبقات و تزریق ماهواره به مدار قابل مشاهده است. این تغییرات به گونه‌ای است که هرچه ارتفاع مداری افزایش یابد، زاویه فراز پرتابگر نیز افزایش خواهد یافت. از این رو، برد زمینی که پرتابگر طی می‌کند کاهش خواهد یافت. بنابراین، این تغییرات به صورت عکس است.

آنالیز ضریب پسا

همان گونه که در تصویر شکل ۲۲ نمایان است، تغییرات ضریب پسا نسبت به عدد ماخ پروازی در ارتفاع‌های مختلف مداری ثابت است. این تغییرات ثابت به علت آن است که یک پیکربندی و هندسه را برای پرتابگر انتخاب کرده‌ایم.

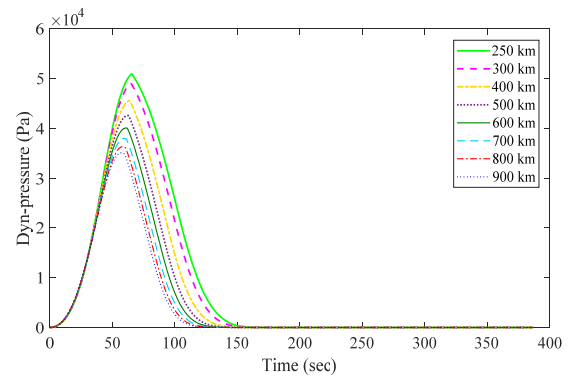
آنالیز نیروی پسا

تغییرات نیروی پسای پرتابگر نسبت به زمان در شکل ۲۳ به نمایش گذاشته شده است. این تغییرات به گونه‌ای است که با افزایش ارتفاع مداری، نیروی پسا کاهش می‌یابد. علت آن تغییر سرعت، افزایش جرم و مسیر پروازی پرتابگر است.

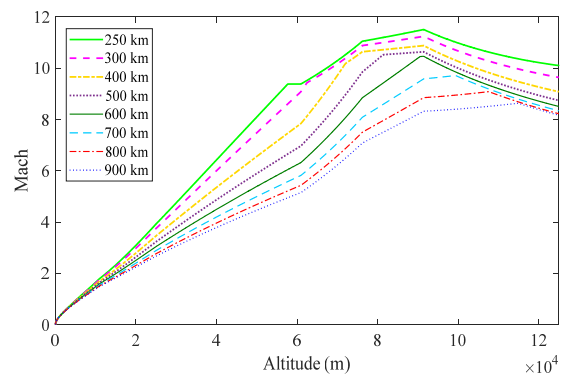
در روند طراحی مفهومی بهینه با استفاده همزمان از ساختار بالک‌ها و دامن، (۳) پیاده‌سازی چارچوب طراحی بهینه چند موضوعی با بهینه‌سازی تلفیقی GA-SQP و (۴) استفاده از بهینه‌ساز دو مرحله‌ای جهت بهینه‌سازی برنامه پیچ موشک در هر تکرار است. این پژوهش می‌تواند زمینه‌ساز طراحی و دستیابی به فناوری پرتابگر تحت فشار در کشور باشد که در صورت بهره‌گیری از این فناوری، می‌توان شاهد کاهش چشمگیر هزینه‌های طراحی، توسعه و ساخت، کاهش ریسک و پیچیدگی و افزایش قابلیت اطمینان در حوزه پرتاب و ارسال انواع ماهواره‌ها به فضا بود.

مراجع

- [1] J. L. Cannon, "Liquid Propulsion: Propellant Feed System Design," *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, 2010.
- [2] 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.
- [3] G. Vigier, A. Dufour, V. Peypoudat, H. Immich and C. Maeding, "Pressure-Fed Stages for Low Cost Expandable Launchers," in *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Alabama, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003, p. 4816.
- [4] 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.
- [5] S. Stanley, "Preliminary Design of a Pressurization System for Small Bipropellant Rocket Engines," University of Texas at Arlington, PhD Thesis, 2011.
- [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", in *13th Conference of the Iranian Aerospace Association*, Tehran, University of Tehran, Faculty of Science and New Technologies, 2013 .
- [7] 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.
- [8] "https://www.nasa.gov/centers/marshall/news/releases/nasa-tests-methane-powered-engine-components-for-next-generation-landers," NASA, 2015. [Online].
- [9] 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.
- [10] J. Carroll, "System sizing design of liquid oxygen/ liquid methane DAEDALUS sub-orbital vehicle,"



شکل ۲۴- تغییرات فشار دینامیکی در واحد زمان



شکل ۲۵- تغییرات عدد ماخ در واحد ارتفاع

نتیجه‌گیری

در این پژوهش پس از مروری بر انواع سیستم پیشرانش، به امکان‌سنجی طراحی بهینه مفهومی یک پرتابگر دو طبقه با سیستم پیشرانش تحت فشار پرداخته شد. برای این منظور با مدل‌سازی موضوعات مختلف شامل سازه، پیشرانش، آیرودینامیک، شبیه‌سازی و برنامه زاویه پیچ، الگوریتم طراحی بهینه چند موضوعی تدوین شد. با تنظیم پارامترهای الگوریتم بهینه‌ساز ترکیبی GA-SQP پرتابگر بهینه به نحوی استخراج شد که حداکثر جرم بار محموله را با حداقل جرم کل پرتابگر به مداری با ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری زمین ارسال نماید. نتایج تحقیق نشان‌دهنده ممکن بودن استفاده از فناوری مخازن تحت فشار به جای سیستم‌های پیشرانش توربوپمپی است که هزینه و پیچیدگی بیشتری دارند. در ادامه با تحلیل حساسیت بر روی کارایی پرتابگر بهینه استخراج شده، مقدار حداکثر جرم بار محموله قابل حمل به ارتفاع ۲۵۰ کیلومتری برابر با ۱۶۴۳ کیلوگرم و مقدار جرم بار محموله قابل حمل به حداکثر ارتفاع مدار ۹۰۰ کیلومتری برابر با ۲۱۳ کیلوگرم است. نوآوری انجام‌شده در این تحقیق شامل: (۱) مدل‌سازی سیستم پیشرانش غیر توربوپمپی برای یک موشک ماهواره‌بر، (۲) اضافه‌کردن مبحث پایداری آیرودینامیکی

- system," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2015, 2015.
- [18] 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.
- [19] F. A. Silva Mota, "Modeling and Simulation of Launch Vehicles Using Object-Oriented Programming," Instituto Nacional De Pesquisas Espaciais, São José, PhD Thesis, 2015.
- [20] 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.
- [21] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*, Canada: Wiley, 2017.
- [22] 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.
- [23] 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.
- [24] 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.
- Master of science in mechanical engineering, the university of Texas, El Paso, 2017.
- [11] 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.
- [12] A. Adami, H. Taei و M. Hozuri, "Evaluation of three methods of optimization design, robust design, and multidisciplinary design robust optimization of the bipropellant propulsion system," *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, vol. 3, no. 1, pp. 41-54, 2019.
- [13] 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.
- [14] L. Brevault, M. Balesdent and A. Hebbal, "Multi-objective multidisciplinary design optimization approach for partially reusable launch vehicle design," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 57, no. 2, pp. 373-390, 2020.
- [15] K. Dresia, S. Jentzsch, G. Waxenegger-Wilfing, R. Hahn, J. Deeken, M. Oswald and F. Mota, "Multidisciplinary Design Optimization of Reusable Launch Vehicles for Different Propellants and Objectives," *arXiv preprint arXiv:2009.01664*, 2020.
- [16] D. K. Huzel and D. H. Huang, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [17] A. Adami, M. Mortazavi, M. Nosratollahi, M. Taheri and J. Sajadi, "Multidisciplinary design optimization and analysis of hydrazine monopropellant propulsion