

پیاده‌سازی روند نمای طراحی مفهومی حامل‌های فضایی کلاس متوسط بر اساس روش سطح پاسخ

حسن ناصح^۱، حدیثه کریمائی^{۲*}، فائزه شکری^۳

۱ و ۲- استادیار، ۳- دانشجوی کارشناسی ارشد پژوهشگاه هوافضا

(دریافت: ۱۴۰۴/۰۱/۲۳، بازنگری: ۱۴۰۴/۰۲/۲۳، پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۳۱، انتشار: ۱۴۰۴/۰۳/۰۶)

چکیده

هدف از این پژوهش، ایجاد بانک اطلاعاتی جامع برای حامل‌های فضایی کلاس متوسط (با جرم محموله در بازه ۱ تا ۳ تن) و درنهایت طراحی مفهومی بر اساس اطلاعات آماری است. به‌منظور ایجاد بانک اطلاعاتی جامع، مشخصات ۵ حامل فضایی دومارحله‌ای با سوخت و اکسیدکننده مایع با ساختار سری (بدون بوستر جانبی) جمع‌آوری شده است. برای ایجاد فضای طراحی، از روش سطح پاسخ در بازه مقادیر پارامترهای اصلی طراحی به‌دست‌آمده از پردازش آماری در نرم‌افزار دیزاین اکسپرت بهره گرفته شده است. بدین منظور، ۱۶ پارامتر اصلی طراحی به‌عنوان ورودی به این نرم‌افزار در نظر گرفته شده است. ۱۶۳ خروجی نرم‌افزار دیزاین اکسپرت جستجو در فضای طراحی منحصر به سطوح پاسخ، صورت می‌گیرد. سپس، ضرایب آماری خروجی سطوح پاسخ با بازه‌های ضرایب آماری حامل‌های موجود (واقعی) مقایسه و نمونه‌هایی که بیش از ۳۰ درصد اختلاف دارند، حذف می‌شوند. درنهایت، از میان تعداد داده‌های باقی‌مانده که حدود ۲۵٪ کل داده‌ها هستند، یک داده به‌عنوان نقطه طراحی انتخاب می‌شود. در پایان، برای صحت‌گذاری بر روش طراحی و روند نمای پیشنهادی، یک نمونه حامل فضایی موجود (حامل CZ-۲) انتخاب و نتایج طراحی و شبیه‌سازی پروازی مورد بررسی قرار گرفته‌اند. اختلاف مقادیر مربوط به نتایج طراحی آماری و حامل فضایی موجود مؤید دقت روش و روند نمای پیشنهادی فاز طراحی مفهومی است.

کلیدواژه‌ها: طراحی مفهومی، روش سطح پاسخ، مطالعه آماری، الگوی آماری، حامل فضایی، شبیه‌سازی پروازی

Implementation of the Conceptual Design Framework for Medium-Class Launch Vehicles Based on Response Surface Method (RSM)

Hassan Naseh¹, Hadiseh Karimaei^{2*}, Faezeh Shokri³

Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology

(Received: 2025/04/12, Revised: 2025/05/13, Accepted: 2025/05/21, Published: 2025/05/27)

Abstract

The main aim of the research is to create a comprehensive database for medium-class space launch vehicles (with payload masses ranging from 1 to 3 tons) and perform the conceptual design based on statistical data. Thus, comprehensive data was gathered for five space launch vehicles with two stages and liquid propellant (fuel and oxidizer) in a series (not strap-on) configuration. The Design-Expert software was used to establish the design space of the main parameters and produce the response surface. Also, 16 design main parameters were considered as inputs to the software, and the main design space was generated. 163 outputs of the Design Expert software are plotted as response surfaces. Based on the flowchart of the statistical design of a specific mission of the launch vehicle, using MATLAB code, a search is done in the design space exclusive to response surfaces. Then, the statistical coefficients of the output response surfaces are compared with the ranges of statistical coefficients of the existing (real) launch vehicles, and samples that differ by more than 30% are eliminated. Finally, one data point was selected as the design point from the remaining data (approximately 25% of the total). To validate the proposed design method and flowchart, the CZ-2 launch vehicle was selected and the design results and flight simulation were examined. The comparison of the statistical design results with the existing launch vehicle confirms the accuracy of the proposed method and flowchart for the conceptual design phase.

Keywords: Statistical Study, Response Surface Method, Statistical Pattern, Launch Vehicle, Flight Simulation.

*Corresponding Author E-mail: karimaei@ari.ac.ir

۱. مقدمه

در شروع طراحی مفهومی یک حامل فضایی برای مأموریتی جدید و مشخص، مطالعه آماری حامل‌های فضایی با مأموریت مشابه بسیار حائز اهمیت است. در این مطالعه، هرچه دسته‌بندی حامل‌ها بر اساس ویژگی‌هایی چون کلاس وزنی، تعداد مراحل، نوع سوخت و ساختار ظاهری دقیق‌تر باشد، نتایج حاصل از طراحی مفهومی قابل‌اعتمادتر خواهند بود؛ بنابراین، حوزه طراحی مفهومی تا به امروز توسط پژوهشگران بسیاری در داخل و خارج از کشور به‌دقت مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفته است.

بیسل و بالتیمر [۱]، روش ورتیج^۱ را که قبلاً در یک مجله بیان شده بود، توسعه دادند. این روش، ویژگی‌هایی از جمله محاسبه سریع وزن ناخالص حامل، تعیین تعداد مراحل مورد نیاز با کمترین وزن و تعیین وزن مورد نیاز هر مرحله رادار است. اساس محاسبات در این روش، روابط و معادلات پارامتریک بودند. البته در آن سال‌ها باتوجه به شروع فعالیت‌های فضایی، امکان بهره‌گیری از روش و مطالعات مبتنی بر آمار امکان‌پذیر نبود. ریتز و کلرادو [۲] به بررسی روشی پرداختند که توانایی محاسبه وزن طراحی‌های پیشرفته را دارا است. این روش برای کاربرد در مراحل پیچیده و پیشرفته طراحی حامل‌های فضایی توسعه‌یافته است. با استفاده از این رویکرد، طراحان قادر هستند تا وزن مورد نیاز هر مرحله از طراحی را برای انواع و ترکیب‌های مختلف بوسترها با دقت بالا محاسبه کنند. پنس [۳] به بررسی روشی پرداخت که بر اساس گراف‌های تجربی بود. این روش عملی، قابلیت محاسبه وزن مراحل برای هر نوع ترکیب سوخت و اکسیدکننده با هر نسبت ترکیب اکسیدکننده به سوخت را با دقت قابل‌قبولی فراهم می‌کرد. این روش به طراحان اجازه می‌داد تا در مراحل ابتدایی طراحی، وزن مورد نیاز هر مرحله را بر اساس ترکیب موردنظر از سوخت و اکسیدکننده تعیین کنند. لوپس و رایس [۴] یک حامل فضایی دانشگاهی طراحی کردند که می‌توانست باری با وزن ۱۰۰ تا ۲۰۰ کیلوگرم را به فاصله ۲۰۰ کیلومتری حمل کند. طراحی این حامل فضایی بر اساس مدل‌های آماری صورت گرفت و بهینه‌سازی در آن راهبرد مورد استفاده قرار نگرفت. قربانی [۵] در پژوهش خود، الگوریتم ژنتیک را برای بهینه‌سازی طراحی مفهومی موشک کروز به کار برده است تا وابستگی به ابتکارات فردی طراحان کاهش یابد. نتایج این روش با موشک هارپون مقایسه شد و شبیه‌سازی پرواز شش درجه آزادی، کارایی آن را تأیید کرد. این مطالعه نشان داد که الگوریتم ژنتیک روشی سازمان‌یافته برای یافتن ساختارهای بهینه با کمترین زمان، هزینه و بیشترین دقت است. میر شمس و همکاران [۶] نرم‌افزاری برای طراحی مفهومی حامل سوخت مایع چندمرحله‌ای (LVCD^۲) طراحی کردند. در این روش برای بهینه کردن عامل‌های اصلی ۱۰ زیر الگوریتم تعریف شده است. با

استفاده از این روش توزیع جرم بین مراحل و تغییرات زاویه پیچ در طول مسیر در هر مرحله از حامل بهینه می‌شوند. لا فلوری و همکاران [۷] به معرفی و استفاده از معادلات سطح پاسخ (RSE^۳) برای ساده‌سازی تحلیل گزینه‌های پرتاب حامل پرداخته‌اند. نتایج نشان می‌دهند که معادلات بادقت بالا و خطای کم برای انتخاب حامل، محدودیت‌های مداری و محاسبه حساسیت پارامترهای مداری مناسب هستند و به تسهیل تصمیم‌گیری‌های طراحی در مراحل طراحی مفهومی کمک می‌کنند. میر شمس و همکاران [۸] در پژوهشی دیگر، به معرفی یک فن چندهدفه جدید برای بهینه‌سازی طراحی چندرشته‌ای سیستم پرتاب فضایی (SLS^۴) می‌پردازد. نتایج نشان می‌دهند که استفاده از این روش می‌تواند باعث کاهش وزن و بهبود ضربه ویژه موتور F-۱ شود. به‌ویژه، با کاهش وزن ساختاری و افزایش ضربه ویژه، قابلیت بارگذاری تا ۷۴۰ کیلوگرم افزایش یافته است.

روشنیان و همکاران [۹] به طراحی مفهومی یک حامل انسان دومرحله‌ای با بوسترهای جانبی پرداخته‌اند. ابتدا با طراحی آماری و شبیه‌سازی دو درجه آزادی، فرآیند طراحی بررسی شده و سپس بهینه‌سازی چند موضوعی با الگوریتم ژنتیک و روش سیمپلکس انجام شده است. این روش باعث کاهش ۴ تن از وزن استارتی موشک شده که نقش مهمی در کاهش هزینه تولید و پرتاب دارد. کاهش در جرم استارتی عامل اصلی کاهش هزینه تولید و پرتاب سامانه‌های فضایی است. احمدزاده و میر شمس [۱۰] مقاله‌ی تدوین مدل جامع طراحی آماری حامل‌های فضایی را ارائه کردند. در این پژوهش، با توجه به جایگاه طراحی آماری در مراحل طراحی سیستمی، یک مدل آماری برای طراحی حامل‌های فضایی ارائه شده است. این مدل بر اساس روش‌های آماری تدوین شده و با استفاده از پارامترهای طراحی و حامل‌های مشابه با حامل موردنظر، طراحی انجام می‌شود. احمدزاده و همکاران [۱۱] در پژوهش خود به اثبات دقت بالای طراحی آماری حامل‌های فضایی با استفاده از شبیه‌سازی مسیر پروازی و تحلیل حساسیت سرعت نسبت به نیروهای مؤثر خارجی پرداخته‌اند. ابتدا، مشخصات سیستمی حامل فضایی با استفاده از اطلاعات آماری جامعه مورد مطالعه محاسبه می‌شود. سپس با حل معادلات حرکت حامل فضایی، مشخصات حامل فضایی (پارامترهای طراحی) به‌گونه‌ای محاسبه می‌شود که سرعت نهایی حاصل از شبیه‌سازی پروازی با سرعت قابل حصول در مدار مأموریت، کمتر از ۱ درصد اختلاف داشته باشد. عرب پور [۱۲] در پایان‌نامه خود به طراحی مفهومی بهینه حامل‌های فضایی بر اساس مدل‌های آماری پرداخت. نتایج نشان می‌دهد که ثابت نگه‌داشتن برخی ضرایب جرمی-فعال و انتخاب نقاط شروع مناسب تأثیر زیادی بر نتایج دارد. جنارتن [۱۳] یک مدل آماری برای جرم سازه خشک موتور حامل پیشران مایع ارائه کرد. این پژوهش به توسعه‌ی مدل جرم سازه خشک موتور حامل سوخت

^۱ Response Surface Equations^۲ Space Launch System^۱ Vertregt^۲ Launch Vehicle Conceptual Design

داشت. کیم و همکاران [۲۱] به طراحی یک موتور راکت مایع ۳ تن نیرو برای مرحله بالایی یک پرتابگر کوچک می‌پردازد که قادر به حمل ۵۰۰ کیلوگرم بار به مدار ۵۰۰ کیلومتری است. این پرتابگر از فناوری موتور ۷۵ تن نیرو برای مرحله اول استفاده کرده و از ترکیب اکسیژن و متان مایع به‌عنوان سوخت بهره می‌برد. چتی [۲۲] در کتاب خود به معرفی فناوری ماهواره و کاربردهای آن می‌پردازد که مرجع جامعی درباره فناوری‌های ماهواره‌ای، شامل تاریخچه، طراحی، فرمول‌ها و کاربردهای آن است. نویسنده با تجربه در برنامه‌های فضایی ایالات متحده، اروپا و هند، دیدگاهی وسیع درباره این فناوری ارائه می‌دهد. ناصح و همکاران [۲۳] بر اهمیت جمع‌آوری اطلاعات آماری در طراحی مفهومی حامل‌های فضایی تأکید کردند و آن را گام اصلی در امکان‌سنجی مأموریت‌های فضایی دانستند. هدف از ارائه این مقاله، تدوین مطالعه آماری حامل‌های فضایی سوخت مایع در کلاس وزنی سبک (جرم محموله زیر ۵۰۰ کیلوگرم) بود. به این منظور، اطلاعات آماری مربوط به ۷ حامل فضایی سوخت مایع کلاس سبک (با وزن محموله زیر ۵۰۰ کیلوگرم) جمع‌آوری و پارامترهای اصلی و ضرایب جرمی-پرانرژی حامل‌ها استخراج و بازه تغییرات پارامترهای اصلی هر یک مشخص گردید. سعادت دار آرانسی و همکاران [۲۴] در مقاله خود دو پلتفرم پرنده شبیه‌ساز سامانه فضایی با عملگرهای گاز سرد را طراحی و مقایسه کرده‌اند. یکی از پیکربندی‌ها دارای سه پیشران و دیگری چهار پیشران است. با استخراج مدل دینامیکی و تنظیم کنترل‌کننده PD به کمک الگوریتم ژنتیک، مشخص شد که پیکربندی چهار پیشرانه در دقت و مصرف انرژی بهتر عمل می‌کند، در حالی که پیکربندی سه پیشرانه از نظر وزن و هزینه برتری دارد. این تحلیل به طراحان امکان انتخاب مناسب برای کاربردهای مختلف را می‌دهد.

این پژوهش در مقایسه با پژوهش‌های پیشین، دارای سه نوآوری اصلی در حوزه طراحی مفهومی حامل‌های فضایی است. اولین نوآوری، توسعه یک روند نمای پیشنهادی جدید و کارآمد با استفاده از روش سطوح پاسخ و ایجاد فضای طراحی بر پایه مطالعات آماری است. می‌تواند به بهبود فرایند طراحی و تصمیم‌گیری بهتر در این حوزه کمک کند. دومین نوآوری، ایجاد و تکمیل بانک اطلاعاتی جامع (از منظر تعداد پارامترهای اصلی) برای یک کلاس خاص (متوسط) است. سومین نوآوری، پیاده‌سازی روند نمای پیشنهادی برای حامل‌های فضایی متوسط (جرم محموله بین ۱ تا ۳ تن) است. در نهایت، به‌منظور ارزیابی دقیق‌تر و تحلیل قابلیت دستیابی به مدار مشخص توسط حامل فضایی طراحی شده، شبیه‌سازی‌های پروازی صورت می‌پذیرد. این نوآوری‌ها می‌توانند گام‌های مؤثری در جهت تصمیم‌گیری‌های طراح در انتخاب پارامترهای اصلی طراحی ایجاد نمایند و تعمیم این روندنما برای اجرا و پیاده‌سازی در کلاس‌های دیگر نیز وجود دارد.

مایع با استفاده از طیف وسیعی از رویکردهای آماری می‌پردازد و مدل کاری را با نتایج مرتبط ارائه می‌دهد. طائی و همکاران [۱۴] در پژوهش خود، یک رویکرد جامع ترجیح محور در طراحی را مطرح می‌کنند. این روش برای طراحی یک حامل برای ارسال محموله ۱۲۰۰ کیلوگرمی به مدار ۷۵۰ کیلومتری به کار گرفته شده است. نتایج نشان می‌دهد که علی‌رغم جرم بیشتر حامل طراحی شده با استفاده از این روش، این طرح رضایت کلی بیشتری دارد. ترور و نیمایر [۱۵] یک رویکرد آماری برای طراحی یک حامل فضایی موتور سوخت مایع ارائه کردند. در این تحقیق، شبیه‌ساز پرواز ۶ درجه آزادی موتور مایع در نرم‌افزار پایتون^۱ توسعه یافت تا مسیر پرواز طراحی شده بر اساس پارامترهای مشخص محاسبه شود. چای و همکاران [۱۶] پژوهشی تحت عنوان بررسی الگوریتم‌های هدایت و کنترل پیشرفته برای حامل‌های فضایی ارائه کردند. این مقاله به بررسی جامع الگوریتم‌های پیشرفته هدایت و کنترل برای وسایل فضایی می‌پردازد، شامل مرور روش‌های مبتنی بر تئوری پایداری، روش‌های بهینه‌سازی و کاربردهای هوش مصنوعی و همچنین مزایا، چالش‌ها و موضوعات پژوهشی آینده را مطرح می‌کند.

نادری و همکاران [۱۷] پژوهشی باهدف طراحی مفهومی حامل‌های فضایی چندمرحله‌ای با رویکرد بهینه‌سازی کلاسیک و آماری انجام دادند. ابتدا داده‌های آماری و ضرایب جرمی فعال با توجه به تغییرات سوخت استخراج شدند. سپس بر اساس این داده‌ها، موتور مناسب انتخاب و طراحی انجام شد. در نهایت، با حساسیت‌سنجی داده‌ها و بهینه‌سازی ضرایب، پارامترهای سیستم حامل با حداقل اختلاف سرعت نهایی (حداکثر ۰.۱٪) محاسبه شدند. این پژوهش روی حامل‌های دومرحله‌ای سوخت مایع با ظرفیت حمل ۲.۵ تا ۳.۵ تن به مدار پایین زمین (LEO^۲) انجام شد. اغلابی و همکاران [۱۸] پژوهشی درباره طراحی مفهومی و شبیه‌سازی مسیر صعود یک حامل ماهواره‌بر برای پرتاب نانو ماهواره‌های ۱ تا ۱۰ کیلوگرمی انجام دادند. شبیه‌سازی مسیر صعود با کد سه درجه آزادی انجام شد. فولادی و صدیقی [۱۹] در پژوهش خود به ارائه الگوریتم و نرم‌افزاری جامع جهت طراحی مفهومی موتورهای حامل با مؤلفه‌های پیشران سرمازا، پرداختند. به‌منظور صحت‌سنجی طراحی و مقایسه نتایج حاصل با اطلاعات واقعی، بیانگر خطای کمتر از ۵ درصد پارامترهای اصلی طراحی و کمتر از ۲۰ درصد در سایر پارامترها است که در مرحله طراحی مفهومی از دقت کافی برخوردارند. کرسپو و همکاران [۲۰] در پژوهش خود به بهینه‌سازی طراحی مفهومی یک حامل چندمرحله‌ای پرداختند. آن‌ها نرم‌افزاری برای بهینه‌سازی جداگانه مسیر حرکت یک حامل با حداکثر کردن وزن بار مفید ارائه کردند. نتایج با اطلاعات حامل‌های واقعی تفاوت‌هایی تا ۹ درصد

^۱ Python^۲ Low Earth Orbit

پردازش آماری، تعیین بازه‌های جرمی - فعال است که در بخش‌های بعدی ارائه خواهد شد.

خروجی بخش مطالعه آماری، تعیین بازه‌های جرمی - فعال حامل‌ها است. مهم‌ترین بخش طراحی آماری، همین ضرایب خروجی خواهند بود.

۲-۲. طراحی آماری

ورودی روند نمای طراحی آماری شامل جرم محموله، ارتفاع مدار، شیب مدار و عرض جغرافیای نقطه پرتاب است. خروجی بخش مطالعه آماری روندنما که همان بازه‌های ضرایب جرمی - فعال هستند، در بخش مطالعه آماری روند نمای طراحی جای می‌گیرد. کارکرد حامل فضایی، رساندن بار محموله به ارتفاع و سرعت موردنظر برای قرارگیری در مدار مشخص است. برای دستیابی به این هدف، طراحی حامل فضایی باید به گونه‌ای باشد که بتواند به سرعت نهایی معین دست یابد. این سرعت نهایی باتوجه به مشخصات مداری که بار محموله باید در آن قرار گیرد، تعیین می‌شود [۲۵].

۲-۳. مطالعه آماری حامل‌های فضایی کلاس متوسط

به‌منظور داشتن اطلاعات با کاربری سریع و ساده، طبقه‌بندی اطلاعات بسیار مهم است. برای برآورده کردن چنین هدفی، اطلاعات حامل‌های فضایی در جداول ارائه شده است. مشخصات حامل‌های فضایی ابتدا بر مبنای کلاس وزنی، ساختار ظاهری (تعداد مراحل و سری یا موازی بودن) و مشخصه‌های جرمی - پرنرژتی (نوع موتور و جنس سوخت و اکسیدکننده و مشخصه‌های مربوط به جرم سازه خشک یعنی سازه فلزی و یا کامپوزیتی) دسته‌بندی می‌شوند. در این جداول اطلاعات دقیق و جامعی درباره حامل‌های مشابه یکدیگر قرار داده شده است. در ابتدا مشخصات حامل‌های فضایی کلاس متوسط بیان می‌شود، سپس پارامترهای اصلی معرفی و بازه‌های این پارامترها تعیین می‌شود.

۲-۴. مشخصات حامل‌های فضایی

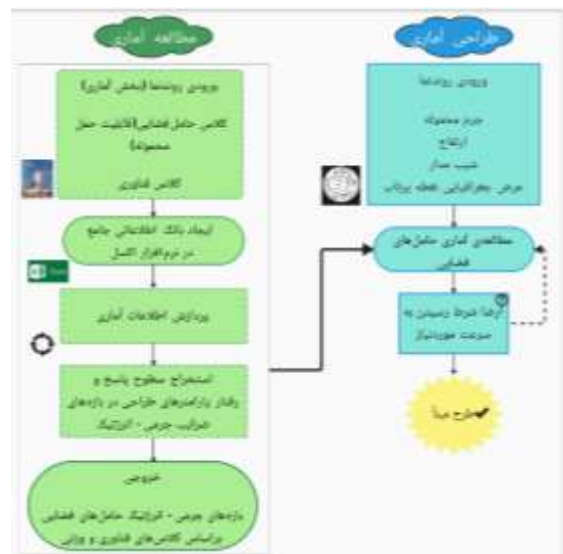
در این بخش اطلاعات آماری حامل‌های فضایی سوخت مایع در کلاس متوسط (جرم محموله بین ۱ تا ۳ تن) ارائه می‌شود. تمامی این حامل‌ها برای انتقال محموله یا ماهواره به مدار پایین زمین (LEO) در نظر گرفته شده‌اند. به این منظور اطلاعات آماری مربوط به ۵ حامل فضایی سوخت مایع کلاس متوسط، با ساختار سری و دومرحله‌ای در جدول (۱) آورده شده است. تمامی این حامل‌ها از یک نوع سوخت و اکسیدکننده (UDMH/N₂O₄) برای مرحله اول و دوم استفاده می‌کنند.

لازم به ذکر است که تمامی اطلاعات جداول (۱) از مراجع [۲۶] استخراج شده است.

۲. روند نمای طراحی مفهومی حامل فضایی بر اساس مطالعات آماری

تدوین روند نمای طراحی مفهومی حامل‌های فضایی به‌عنوان یک مرحله اساسی در فرایند طراحی آماری تلقی می‌شود. این روندنما نه تنها به سازمان‌دهی مراحل طراحی کمک می‌کند، بلکه بر اهمیت و نقش طراحی آماری در شکل‌گیری مفاهیم اولیه نیز تأکید دارد. حال که اهمیت روندنما در طراحی مفهومی حامل‌های فضایی مشخص گردید، در ادامه به معرفی آن پرداخته خواهد شد.

بر اساس شکل (۱)، روند نمای طراحی شامل دو بخش اصلی، مطالعه آماری و طراحی آماری است.



شکل ۱. روند نمای پیشنهادی طراحی حامل بر اساس مدل آماری

۲-۱. مطالعه آماری

ورودی‌های بخش مطالعه آماری روندنما، به‌صورت زیر هستند:

- کلاس حامل فضایی (قابلیت حمل محموله): حامل‌های فضایی، از منظر کلاس وزنی، به دسته‌های مختلفی تقسیم می‌شوند، مانند؛ حامل‌های کلاس وزنی سبک (جرم محموله زیر ۱ تن)، متوسط (جرم محموله ۱ تا ۳ تن) و سنگین (جرم محموله از ۳ تا ۵ تن).

- کلاس فناوری: ورودی روندنما شامل جداول اطلاعات حامل‌های فضایی بر اساس کلاس فناوری است که مشخصات و اطلاعات دقیق جرمی - فعال این حامل‌ها در کلاس‌های وزنی مختلف را ارائه می‌دهد.

در این بخش تمامی اطلاعات آماری حامل‌های فضایی مشابه با حامل فضایی موردنظر جمع‌آوری می‌شوند. از این اطلاعات آماری، یک بانک اطلاعاتی در نرم‌افزار اکسل تدوین می‌شود. بانک اطلاعاتی حاوی تمامی مشخصات حامل‌های فضایی کلاس سبک،

جدول ۱. مشخصات المان‌های ماهواره بر نمونه [۲۶]

Name/Details		CZ-۲	CZ-۲C	Strela	CZ-۲C+	CZ-۲D
(Overall Vehicle)	Payload weight (ton)	۱/۸	۱/۸	۱/۸۵	۲/۱۰	۳/۰
(Overall Vehicle)	Gross liftoff weight (ton)	۱۸۵/۳	۱۹۱/۱	۱۰۴/۰	۱۹۱/۳۵	۲۲۸/۳
(Overall Vehicle)	Gross propellant weight (ton)	۱۷۳/۴۵	۱۷۶/۹۴	۹۵/۰	۱۷۶/۹۶	۲۱۰/۴۷
(Overall Vehicle)	Total length (m)	۳۵/۹۳	۳۳/۱۵	۲۷/۳۶	۳۴/۶۵	۳۹/۲۹
(Overall Vehicle)	Max diameter (m)	۳/۳۵	۳/۳۵	۲/۵	۳/۳۵	۳/۳۵
(Overall Vehicle)	Total liftoff thrust (s.l.) (KN)	۲۷۸۵	۲۸۰۴	۱۸۷۰	۲۹۶۲	۲۹۶۲
(Overall Vehicle)	Total impulse (vac)	۴۷۷/۰	۴۸۹/۹	۲۹۴/۲	۴۹۲/۸	۵۸۵/۳
(Fairing)	Total length (m)	۴/۳۴	۳/۱۴	۷/۶۰	۵/۸۴	۵/۸۴
(Fairing)	Diameter (m)	۳/۳۵	۲/۲	۲/۵	۳/۳۵	۳/۳۵
(Fairing)	Total weight (ton)	۰/۴	۰/۴	۰/۷	۰/۴۵	۰/۵
(Stage ۱)	Length (m)	۲۰/۵۲	۲۰/۵۲	۱۷/۲	۲۰/۵۲	۲۴/۶۶
(Stage ۱)	Diameter (m)	۳/۳۵	۳/۳۵	۲/۵	۳/۳۵	۳/۳۵
(Stage ۱)	Liftoff weight (ton)	۱۴۸/۷۴	۱۵۳/۰	۸۶/۶۵	۱۵۱/۸	۱۸۷/۲
(Stage ۱)	Propellant weight (ton)	۱۳۹/۰	۱۴۴/۰	۸۰/۰	۱۴۱/۹	۱۷۴/۹
(Stage ۱)	Engines	YF-۲۰(۴)	YF-۲۰(۴)	RD-۰۲۳۳/-۰۲۳۴	YF-۲۰(۴)	YF-۲۰(۴)
(Stage ۱)	Propellant	UDMH/N۲O۴	UDMH/N۲O۴	UDMH/N۲O۴	UDMH/N۲O۴	UDMH/N۲O۴
(Stage ۱)	Total thrust (s.l.) (KN)	۲۷۸۸/۰	۲۷۸۸/۰	۱۸۷/۰	۲۷۸۸/۰	۲۷۸۸/۰
(Stage ۱)	Specific impulse (s.l.) (N*s/kg)	۲۵۴۰/۷۹	۲۵۴۰/۷۹	۲۷۹۵/۸۵	۲۵۴۰/۷۹	۲۵۴۰/۷۹
(Stage ۱)	Burn time (s)	۱۳۱/۰	۱۳۱/۰	۱۲۱/۰	۱۳۱/۰	۱۳۱/۰
(Stage ۱)	Total impulse (vac) (MN*s)	۳۹۱/۱	۳۹۱/۱	۲۵/۵	۳۹۱/۱	۳۹۱/۱
(Stage ۲)	Length (m)	۸/۲۹	۷/۵	۳/۹	۸/۲۹	۸/۲۹
(Stage ۲)	Diameter (m)	۳/۳۵	۳/۳۵	۲/۵	۳/۳۵	۳/۳۵
(Stage ۲)	Liftoff weight (ton)	۳۶/۴	۳۹/۰	۱۶/۲۵	۳۷/۰	۳۷/۶
(Stage ۲)	Propellant weight (ton)	۳۴/۴۵	۳۵/۰	۱۴/۰	۳۵/۶	۳۵/۵۷
Stage ۲	Engines	YF-۲۲(+YF-۲۳)	YF-۲۲(+YF-۲۳)	RD-۰۲۳۵	YF-۲۲(+YF-۲۳)	YF-۲۲(+YF-۲۳)
(Stage ۲)	Propellant	UDMH/N۲O۴	UDMH/N۲O۴	UDMH/N۲O۴	UDMH/N۲O۴	UDMH/N۲O۴
(Stage ۲)	Total thrust (s.l.) (KN)	۷۲۰ (+۴۶/۱)	۷۲۰ (+۴۶/۱)	۲۴۰ (+۱۵/۷۶)	۷۲۰ (+۴۶/۱)	۷۲۰ (+۴۶/۱)
(Stage ۲)	Specific impulse (s.l.) (N*s/kg)	۲۹۰۳/۷۶ (+۲۸۳۵/۰۹)	۲۹۰۳/۷۶ (+۲۸۳۵/۰۹)	۳۱۳۹/۲ (+۲۸۷۴/۳۳)	۲۹۰۳/۷۶ (+۲۸۳۵/۰۹)	۲۹۰۳/۷۶ (+۲۸۳۵/۰۹)
(Stage ۲)	Burn time (s)	۱۳۰ (۳۵۰)	۱۳۰ (۳۵۰)	۱۷۰ (۱۸۳)	۱۳۰ (۳۵۰)	۱۳۰ (۳۵۰)
(Stage ۲)	Total impulse (vac) (MN*s)	۹۸/۸	۹۸/۸	۴۳/۷	۹۸/۸	۹۸/۸

۱- این پارامترها می‌بایست مستقل از یکدیگر بوده و امکان محاسبه و وابستگی با پارامترهای دیگر را نداشته باشند.

۲- این پارامترها بایستی به‌شدت بر روی نیازهای مأموریتی تعریف‌شده تأثیرگذار باشند.

۳- این پارامترها بایستی تأثیر مستقیم بر روی معیار طراحی داشته باشند.

به دلیل زیاد بودن تعداد عامل‌های اصلی طراحی، تأثیر مهم‌ترین عامل‌ها که عبارت‌اند از: نسبت جرم نهایی به جرم اولیه مراحل (μ_{Fi})، نسبت جرمی محموله مراحل (μ_{pLi})، نسبت تراست به وزن مراحل

در جدول (۱)، مقادیری که در پرانتز ذکر شده است، مربوط به مقادیر موتورهای ورنیه مرحله دوم هستند. در بخش بعدی با استفاده از این اطلاعات به تعریف پارامترهای اصلی و تعیین بازه این پارامترها پرداخته خواهد شد.

۲-۵. معرفی و تعیین پارامترهای اصلی

در طراحی سیستمی، تخصیص فرمول‌ها و معادلات با استفاده از پارامترهای اصلی، نقش اساسی ایفا می‌کند. عامل‌های اصلی در طراحی، پارامترهایی هستند که دارای سه مشخصه زیر در حالت عمومی باشند:

$$\dot{m}_{.i} = \frac{Th_i}{I_{spi}} \quad (10)$$

- نسبت جرم موتور به تراست موتور در هر مرحله δg :

$$\delta g = \frac{m_{engi}}{Th_i} \quad (11)$$

- زمان سوزش هر مرحله tb_i :

$$tb_i = \frac{[I_{spi} \times (1 - \mu_{fi})]}{n_{.i}} \quad (12)$$

- ضریب سازه‌ای a_{TO_i} :

$$a_{TO_i} = \frac{m_{st}}{m_{pr}} \quad (13)$$

در مطالعه آماری حامل‌های فضایی، هدف دستیابی به محدوده تغییرات پارامترهای اصلی به‌خصوص ضرایب جرمی-پرانرژی در نمونه‌هایی از کلاس‌های مشابه حامل فضایی است [۲۵]. در این بخش، با استفاده از اطلاعات جدول (۱) و تعریف پارامترهای اصلی و روابط آن‌ها، به استخراج پارامترهای اصلی هر حامل پرداخته می‌شود و سپس بازه‌های ضرایب آماری ارائه می‌گردد. این بازه‌ها در جدول (۲) آورده شده است.

در شکل‌های (۲) تا (۸) نمودار پارامترهای اصلی حامل‌های فضایی مندرج در جدول (۱) که با استفاده از نرم‌افزار متلب رسم شده، آورده شده است. این شکل‌ها برای مقایسه‌ی بهتر پارامترهای اصلی حامل‌های فضایی کلاس متوسط (با جرم محموله بین ۱ تا ۳ تن) آورده شده است. لازم به ذکر است در تمامی شکل‌های (۲) تا (۸) محور افقی، شماره‌ی حامل‌های فضایی است که در جدول (۳) آورده شده است و محور عمودی مقدار این پارامترها را نشان می‌دهد. با توجه به شکل‌های (۲) تا (۸)، در حامل‌های کلاس متوسط، در تمامی حامل‌ها، بیشترین نسبت وزنی به مرحله اول و کمترین به مرحله دوم اختصاص دارد. در هر حامل فضایی، بیشترین جرم به مرحله اول و کمترین جرم به سازه خشک مرحله دوم اختصاص دارد. از بین حامل‌ها، بیشترین جرم مرحله اول مربوط به حامل CZ-۲D با ۲۲۷/۸ تن است و کمترین جرم مرحله اول به حامل Strela با ۱۰۴/۷۵ تن تعلق دارد. در حامل‌های خانواده CZ-۲، اختلاف این نسبت بین مراحل بیشتر است، در حالی که در حامل Strela این اختلاف کمتر است. همچنین، نسبت تراست به وزن در خانواده CZ-۲ در مرحله اول کمتر و در مرحله دوم بیشتر است، اما در حامل Strela این وضعیت برعکس است؛ این به این معناست که در مرحله دوم، خانواده حامل‌های CZ-۲ با نیروی تراست بیشتری نسبت به وزنشان عمل می‌کند. در مقابل، در حامل Strela، این روند کاملاً معکوس است. همه این حامل‌ها در مرحله اول از موتور اصلی و در مرحله دوم از موتور اصلی و ورنیه استفاده می‌کنند. لازم به ذکر است، در خانواده حامل‌های CZ-۲ از ۴ ورنیه و در حامل Strela از ۱ ورنیه در مرحله دوم استفاده شده است.

($n_{.i}$)، نسبت جرم موتور به تراست موتور (δg_{vi}) و... بر یکدیگر مورد بررسی قرار می‌گیرند و برای سهولت بررسی این عامل‌ها، آن‌ها را بدون بعد نموده و با عنوان ضرایب جرمی-انرژی در معادله‌ها جرمی-انرژی بکار می‌برند.

معادلات جرمی-انرژی به معادلاتی گفته می‌شود که روابط کمی بین جرم بلوک‌های حامل، خصوصیات جرمی-پرانرژی موتور و جرم محموله را تعیین می‌نمایند. این روابط کمک می‌کنند تا رابطه بین معیار طراحی و عامل‌های اصلی طراحی و ویژگی‌های ابعادی (هندسی) و انرژی‌های حامل موردنظر را به دست آورده و بر اساس آن، به تعیین خصوصیات و چارچوب اصلی حامل پرداخته شود.

پارامترهای اصلی حامل‌های فضایی [۲۵] عبارت‌اند از:

- $M_{.i}$: جرم هر مرحله i ام

جرم اولیه هر مرحله از حامل را به‌صورت زیر می‌توان بیان نمود:

$$M_{.i} = m_{.i} + M_{.i+1} \quad (1)$$

- $m_{.i}$: جرم هر بلوک i ام m_{pri} : جرم پیشران هر مرحله

- m_{sti} : جرم سازه خشک هر مرحله است که به‌صورت رابطه (۲) تعریف می‌گردد:

$$m_{sti} = m_{.i} - m_{pri} \quad (2)$$

- μ_{fi} : نسبت جرم نهایی به جرم اولیه به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$\mu_{fi} = \frac{M_{Fi}}{M_{.i}} \quad (3)$$

جرم نهایی هر مرحله از حامل نیز به کمک رابطه (۴) بیان می‌شود:

$$M_{Fi} = m_{sti} + M_{.i+1} \quad (4)$$

- μ_{pli} : نسبت جرم محموله مراحل

$$\mu_{pli} = \frac{M_{.i+1}}{M_{.i}} \quad (5)$$

- μ_{pL} : نسبت جرم محموله کل

$$\mu_{pL} = \frac{m_{pL}}{M} \quad (6)$$

همچنین رابطه (۶) را می‌توان به‌صورت زیر بسط داد:

$$\begin{aligned} \mu_{pL} &= \left(\frac{M_{Fi}}{M_{.i}} \right) \\ &= \left(\frac{M_{.r}}{M_{.1}} \right) \left(\frac{M_{.r}}{M_{.r}} \right) \left(\frac{M_{.r}}{M_{.r}} \right) \dots \\ &\quad \left(\frac{M_{.n}}{M_{.n-1}} \right) \left(\frac{m_{pL}}{M_{.n}} \right) \dots \end{aligned} \quad (7)$$

رابطه (۷) را نیز می‌توان به‌صورت رابطه (۸) خلاصه نمود:

$$\mu_{pL} = \prod_{i=1}^N \mu_{pli} \quad (8)$$

رابطه (۸) معرف آن است که نسبت جرم محموله کل در حامل فضایی چندمرحله‌ای برابر با حاصل ضرب نسبت‌های جرم محموله در مراحل مختلف حامل است.

- $\pi_{.i}$: نسبت تراست به وزن مراحل

عامل نسبت تراست به وزن به صورت رابطه (۹) تعریف می‌گردد:

$$n_{.i} = \frac{Th_i}{M_{.i}} \quad (9)$$

- I_{spi} : ضربه ویژه هر مرحله

- $\dot{m}_{.i}$: دبی پیشران هر مرحله

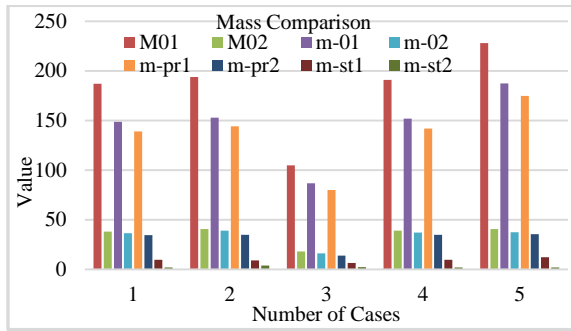
در بخش بعدی به پیاده‌سازی روند نمای معرفی شده و شبیه‌سازی پروازی پرداخته خواهد شد.

جدول ۲. بازه پارامترهای اصلی حامل‌های فضایی کلاس متوسط

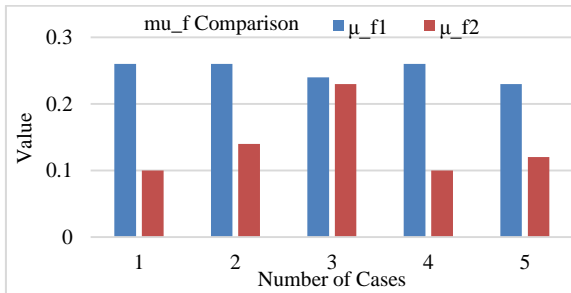
واحد	بازه تغییرات	نماد	پارامترهای اصلی
ton	۱۰۴/۷۵-۲۲۷/۸	$M_{1,1}$	جرم مرحله اول
ton	۱۸/۱۰-۴۰/۸۰	$M_{1,2}$	جرم مرحله دوم
ton	۸۶/۶۵-۱۸۷/۲۰	$m_{1,1}$	جرم بلوک مرحله اول
ton	۱۶/۲۵-۳۹	$m_{1,2}$	جرم بلوک مرحله دوم
ton	۸۰-۱۷۴/۹	m_{pr1}	جرم سوخت مرحله اول
ton	۱۴-۳۵/۵۷	m_{pr2}	جرم سوخت مرحله دوم
ton	۶/۶۵-۱۲/۳	m_{st1}	جرم سازه خشک مرحله اول
ton	۱/۹۴-۴	m_{st2}	جرم سازه خشک مرحله دوم
-	۰/۲۳-۰/۲۶	μ_{f1}	نسبت وزنی مرحله اول
-	۰/۱-۰/۲۳	μ_{f2}	نسبت وزنی مرحله دوم
s	۲۵۹-۲۸۵	I_{sp1}	ضربه ویژه مرحله اول
s	۲۹۶-۳۲۰	I_{sp2m}	ضربه ویژه مرحله دوم (موتور اصلی)
s	۲۸۹-۲۹۳	I_{sp2v}	ضربه ویژه مرحله دوم (ورنیه)
s	-۹۸۹/۴۰۱ ۶۵۸/۰۲۶	I_{sp2}	ضربه ویژه مرحله دوم
ton/s	۰/۶۶-۱/۰۸	$\dot{m}_{1,1}$	دبی پیشران مرحله اول
ton/s	۰/۰۷-۰/۲۴	$\dot{m}_{1,2m}$	دبی پیشران مرحله دوم (موتور اصلی)
ton/s	۰/۰۱-۰/۰۲	$\dot{m}_{1,2v}$	دبی پیشران مرحله دوم (ورنیه)
KN	۱۸۷۰-۲۷۸۸	Th_1	تراست مرحله اول
KN	۲۴۰-۷۲۰	Th_{2m}	تراست مرحله دوم (موتور اصلی)
KN	۱۵/۷۶-۴۶/۱	Th_{2v}	تراست مرحله دوم (ورنیه)
KN	-۷۶۶/۱ ۲۵۵/۷۶	Th_2	تراست مرحله دوم
ton.f/ton	۱/۴۱-۲/۰۱	$n_{1,1}$	نسبت تراست به وزن مرحله اول
ton.f/ton	۱/۲۲-۱/۷۹	$n_{1,2}$	نسبت تراست به وزن مرحله دوم
s	۱۲۱-۱۳۱	tb_1	زمان سوزش مرحله اول
s	۱۸۳-۳۵۰	tb_2	زمان سوزش مرحله دوم
-	۰/۱۷-۰/۲۱	μ_{pl1}	نسبت جرم محموله مرحله اول
-	۰/۰۴-۰/۱	μ_{pl2}	نسبت جرم محموله مرحله دوم
-	۰/۰۱-۰/۰۲	μ_{pl}	نسبت جرم محموله کل
-	۰/۰۶-۰/۰۸	$a_{To,1}$	ضریب سازه‌ای مرحله اول
-	۰/۰۶-۰/۱۶	$a_{To,2}$	ضریب سازه‌ای مرحله دوم

جدول ۳. حامل‌های فضایی کلاس متوسط و مشخصات مأموریتی آن‌ها

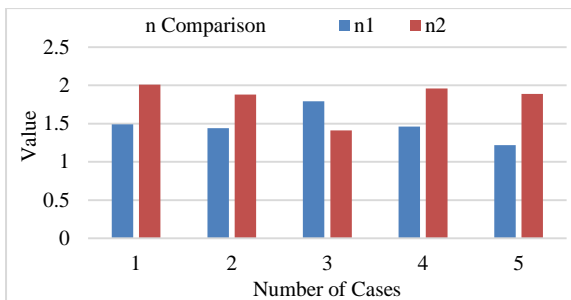
نام حامل	شماره‌گذاری حامل‌ها در نمودار
CZ-2	Case ۱
CZ-2C	Case ۲
Strela	Case ۳
CZ-2C+	Case ۴
CZ-2D	Case ۵



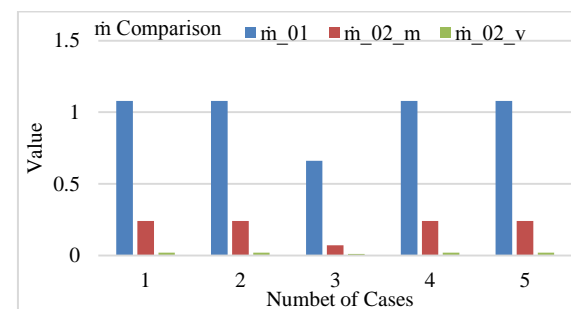
شکل ۲. نمودار مقایسه جرم مراحل، بلوک‌ها، سوخت و سازه خشک



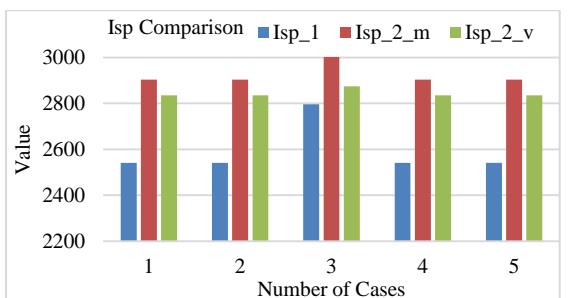
شکل ۳. نمودار مقایسه نسبت وزنی مراحل



شکل ۴. نمودار مقایسه نسبت تراست به وزن مراحل



شکل ۵. نمودار مقایسه دبی پیشران مرحله اول، موتور اصلی و ورنیه مرحله دوم



شکل ۶. نمودار مقایسه ضربه ویژه مرحله اول، موتور اصلی و ورنیه مرحله دوم

۱۳- ضربه ویژه ورنیه مرحله دوم

۱۴- تراست مرحله اول

۱۵- تراست موتور اصلی مرحله دوم

۱۶- تراست ورنیه مرحله دوم

دلیل انتخاب این پارامترها از بین تمامی پارامترهای اصلی، اهمیت و تأثیرگذاری بیشتر این پارامترها بر دیگر پارامترهای اصلی است. بازه تغییرات پارامترهای ۱ تا ۴ در جدول (۴) و بازه تغییرات بقیه پارامترها در جدول (۲) آمده است.

جدول ۴. بازه تغییرات پارامترهای حامل‌های فضایی [۲۶]

پارامتر اصلی	نماد	بازه تغییرات	واحد
جرم محموله	Mpay	۳۰۰-۱۸۰۰	kg
ارتفاع مدار دایروی	H	۹۰۰-۴۵۰	km
زاویه عرض جغرافیایی	ϕ	۴۰/۵ - ۵۱	degree
زاویه شیب مداری	i	۶۵-۴۱	degree

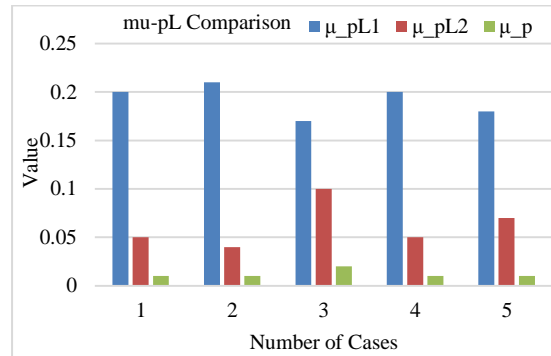
خروجی نرم‌افزار دیزاین اکسپرت تعداد ۱۶۳ داده است. این داده‌ها همان ورودی‌های آزمایشی هستند که در ادامه کار برای پیدا کردن نقطه طراحی از آن‌ها استفاده می‌شود.

الگوریتم شکل (۹)، الگوریتمی جهت امکان‌سنجی طرح با استفاده از مبانی آماری اولیه حامل است. در اینجا هدف تعیین مشخصات اولیه غیردقیق حامل با استفاده از ضرایب جرمی - پرنانژی آماری است. در این بخش ابتدا مدل طراحی آماری اولیه ارائه شده است که ضرایب و برخی از پارامترهای اصلی طراحی در مدل مجهول هستند. به کمک این مدل، طراح در گام اولیه تعریف مأموریت قادر به ارائه طرح غیردقیق بر اساس اطلاعات آماری حامل‌های قبلی است [۲۵].

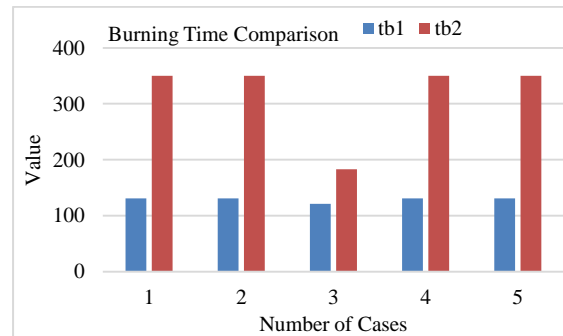


شکل ۹. الگوریتم مدل طراحی آماری اولیه [۲۵]

برای ۱۶۳ داده‌ای که از نرم‌افزار دیزاین اکس پرت استخراج شده است، الگوریتم شکل (۹) با استفاده از کدی که از روی این الگوریتم در نرم‌افزار متلب نوشته شده است، اجرا می‌شود.



شکل ۷. نمودار مقایسه نسبت جرم محموله مراحل



شکل ۸. نمودار مقایسه زمان سوزش مراحل

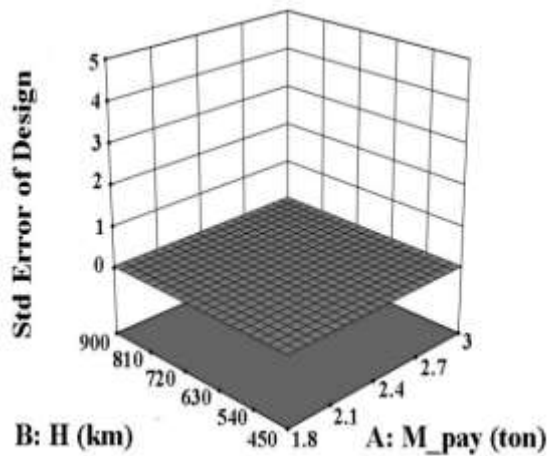
۳. تدوین و اجرای گام‌های طراحی

برای ایجاد فضای طرح پیشنهادی توسط روش سطح پاسخ^۱ از بازه‌های پارامترهای اصلی حامل‌های فضایی کلاس متوسط استفاده شده است. در این پژوهش برای ایجاد سطح پاسخ از روش طراحی بهینه سفارشی^۲ در نرم‌افزار دیزاین اکسپرت استفاده شده است. از بین تمامی پارامترها، ۱۶ پارامتر اصلی به‌عنوان ورودی به نرم‌افزار دیزاین اکسپرت داده شده است که عبارت‌اند از:

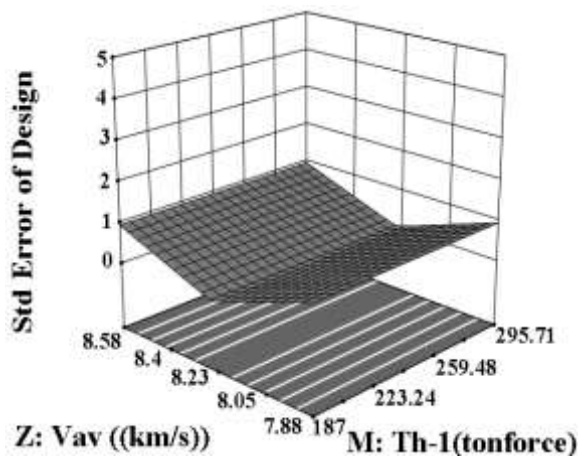
- ۱- جرم محموله
- ۲- ارتفاع
- ۳- عرض جغرافیایی
- ۴- زاویه شیب مداری
- ۵- نسبت جرم محموله مرحله اول
- ۶- نسبت جرم محموله مرحله دوم
- ۷- نسبت وزنی مرحله اول
- ۸- نسبت وزنی مرحله دوم
- ۹- نسبت تراست به وزن مرحله اول
- ۱۰- نسبت تراست به وزن مرحله دوم
- ۱۱- ضربه ویژه مرحله اول
- ۱۲- ضربه ویژه موتور اصلی مرحله دوم

^۱ Response Surface Method

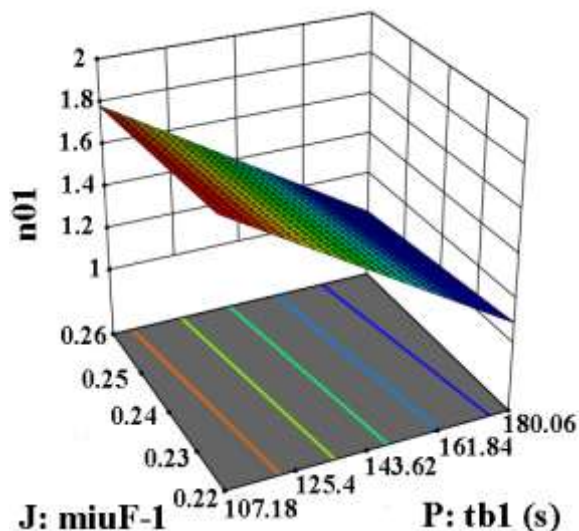
^۲ Optimal Custom Design



شکل ۱۲. نمودار تغییرات جرم محموله، ارتفاع و خطای استاندارد طراحی

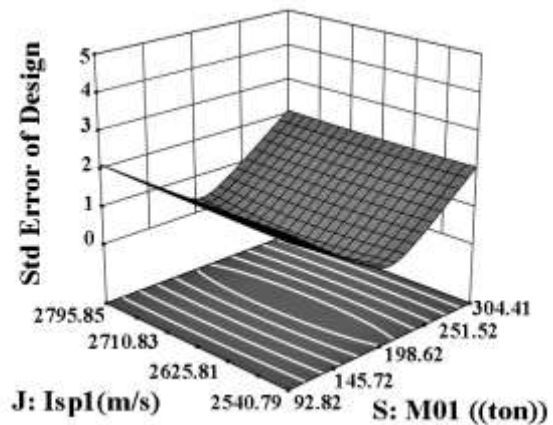


شکل ۱۳. نمودار تغییرات تراست مرحله اول، سرعت در دسترس و خطای استاندارد طراحی

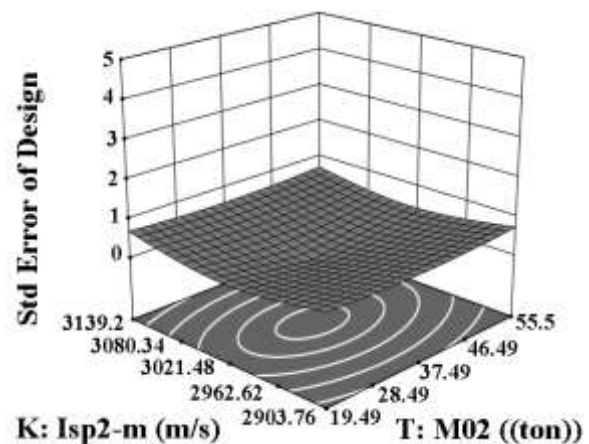


شکل ۱۴. نمودارهای تغییرات نسبت تراست به وزن، زمان سوزش و نسبت وزنی مرحله اول

شایان ذکر است که در جدول (۵)، ردیف‌های ۱ تا ۱۶ به‌عنوان ورودی و ردیف‌های ۱۷ تا ۳۵ به‌عنوان خروجی نرم‌افزار متلب در نظر گرفته شده‌اند. در مرحله بعد، ضرایب آماری به‌دست‌آمده از خروجی‌های ۱۶۳ داده با بازه‌های ضرایب آماری حامل‌های واقعی که در جدول (۲) آورده شده‌اند، مقایسه شده، سپس نمونه‌هایی که داده‌هایشان بیش از ۳۰ درصد با نمونه‌های واقعی اختلاف دارند، حذف می‌شوند. درنهایت، تعداد داده‌های باقی‌مانده به ۴۱ عدد کاهش می‌یابد. نمودارهای مربوط به تغییرات برخی از پارامترهای اصلی این ۴۱ داده در شکل‌های (۱۰) تا (۱۷) نمایش داده شده‌اند. این نمودارها با استفاده از نرم‌افزار دیزاین اکس پرت ترسیم شده‌اند. به کمک این نمودارها، می‌توان به‌راحتی روابط و وابستگی‌های موجود بین پارامترها را شناسایی کرد و درک عمیق‌تری از نحوه تأثیرگذاری هر پارامتر بر نتایج کلی به دست آورد.



شکل ۱۰. نمودارهای تغییرات جرم و ضربه ویژه مرحله اول و خطای استاندارد طراحی^۱



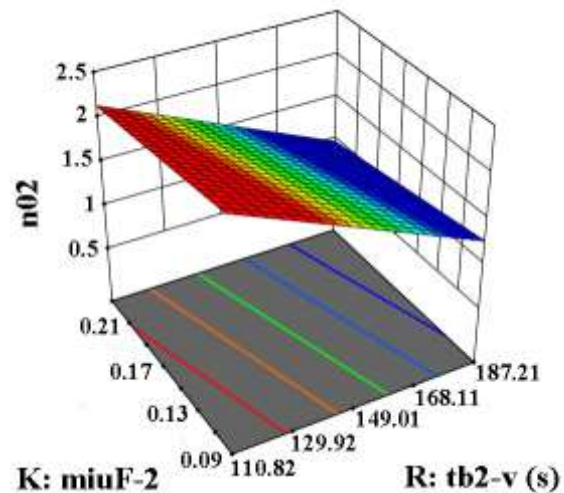
شکل ۱۱. نمودارهای تغییرات جرم، ضربه ویژه مرحله دوم و خطای استاندارد طراحی

^۱ Standard Error of Design

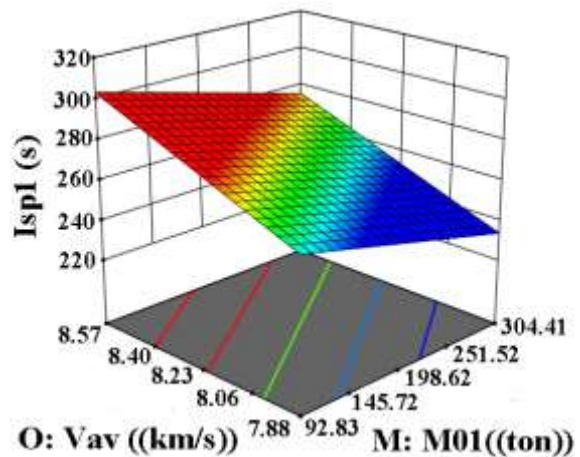
ویژه باعث کاهش ظرفیت حمل بار می‌شود. خطای استاندارد صفر نشان‌دهنده دقت بالای مدل در پیش‌بینی این مقادیر است. شیب نمودار به‌وضوح تغییرات را نمایش می‌دهد، به‌گونه‌ای که بخش‌های بالایی نشان‌دهنده مقادیر بیشتر و بخش‌های پایینی بیانگر مقادیر کمتر هستند. با افزایش پارامترهای tb_1 و tb_{2v} ، μ_{f1} و μ_{f2} ، مقادیر $n_{0.1}$ و $n_{0.2}$ کاهش پیدا می‌کنند. ضربه ویژه بالاتر به مصرف سوخت کمتر برای تولید همان تراست منجر می‌شود. همچنین، دبی پیشران بیشتر، به‌طور مستقیم به تراست بالاتر منجر می‌شود.

در میان این ۴۱ داده، یک نقطه به‌عنوان بهترین نقطه طراحی انتخاب شده است. این انتخاب به دلیل شباهت بالای پارامترهای اولیه این حامل با حامل CZ-۲ و اختلاف کمتر از ۳۰ درصد بین پارامترهای آن‌ها صورت گرفته است. علاوه بر این، نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده بر روی این حامل طراحی شده، مشابه با نتایج حامل CZ-۲ است که در ادامه به تفصیل ارائه خواهد شد. در جدول (۵) مشخصات حامل‌های فضایی طراحی شده آورده شده است.

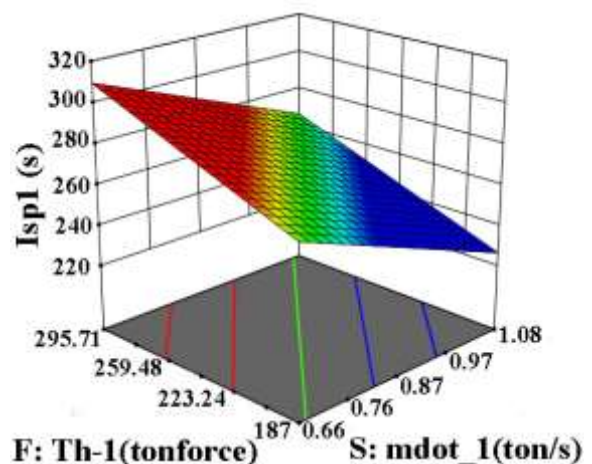
طبق جدول (۵)، در بررسی درصد خطا و تفاوت‌های بین مقادیر پارامترهای اصلی طراحی در حامل‌های فضایی شماره (۱) و CZ-۲، مشاهده می‌شود که برخی پارامترها در روش پیشنهادی دقت بالایی دارند. به‌عنوان مثال، درصد خطای جرم محموله و تراست موتور اصلی مرحله دوم در روش پیشنهادی صفر درصد است، که نشان‌دهنده دقت بالا و تطابق کامل این دو پارامتر است. همچنین، نسبت‌های مختلف جرم محموله و تراست در مراحل اول و دوم نیز مقادیری نسبتاً نزدیک به هم دارند. این نتایج بیانگر عملکرد خوب روندنما در طراحی حامل است. با وجود این شباهت‌ها، از سوی دیگر، برخی پارامترها مانند زمان سوزش و رنیه مرحله دوم و نسبت تراست به وزن مرحله دوم، اختلافات بالای ۳۰ درصدی را نشان می‌دهند. این درصد خطاها نشان‌دهنده نوسانات بیشتری در عملکرد و رنیه و نسبت تراست به وزن مرحله دوم هستند. به‌طور کلی، افزایش خطا در پارامتر نسبت تراست به وزن مرحله دوم ناشی از وجود خطا در پارامترهای مربوط به ورنیه‌ها در این مرحله است. از مجموع ۳۵ پارامتر بررسی شده بین حامل شماره (۱) و CZ-۲، تنها ۵ پارامتر دارای خطای بالای ۳۰ درصد هستند که همگی به طراحی ورنیه حامل شماره (۱) مربوط می‌شوند. با این حال، با توجه به اینکه از بین ۳۵ پارامتر، تنها ۵ پارامتر با خطای بالا وجود دارد، این موضوع تأثیر قابل توجهی بر نتایج کلی ندارد. اکنون، برای ارزیابی دقت و صحت طراحی، نمودارهای شبیه‌سازی پرواز حامل فضایی طراحی شده با نمودارهای حامل CZ-۲ مقایسه خواهند شد. این نمودارها در شکل‌های (۱۸) تا (۲۴) آورده شده است.



شکل ۱۵. نمودارهای تغییرات نسبت تراست به وزن، زمان سوزش و نسبت وزنی مرحله دوم



شکل ۱۶. نمودار تغییرات ضربه ویژه و زمان سوزش اول و جرم مرحله اول و سرعت در دسترس



شکل ۱۷. نمودار تغییرات ضربه ویژه، دبی پیشران و تراست مرحله اول

باتوجه به شکل‌های (۱۰) تا (۱۷)، در برخی مقادیر پارامترهای ضربه ویژه و جرم مرحله اول، خطای استاندارد طراحی به حداقل می‌رسد، یعنی در این مقادیر طراحی بهینه است. افزایش ضربه ویژه با افزایش جرم همبستگی دارد، که به معنای کارایی بالاتر پیشران و امکان حمل بار بیشتر است. در مقابل، کاهش ضربه

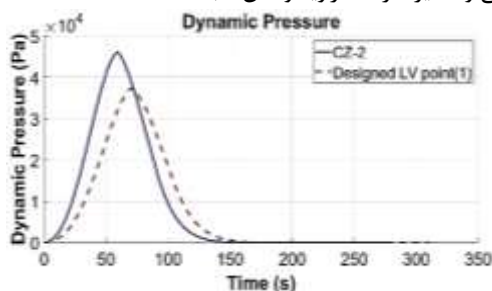
جدول ۵. مشخصات حامل فضایی طراحی شده

ردیف	مشخصات حامل فضایی	واحد	حامل شماره (۱)	حامل CZ-۲	درصد خطای روش پیشنهادی (%)
۱	جرم محموله	ton	۱/۸۰۰	۱/۸۰۰	صفر
۲	ارتفاع مدار دایروی	km	۴۵۰/۰۰۰	۶۳۰	بالای ۳۰ درصد
۳	عرض جغرافیایی	degree	۴۰/۵۰۰	۴۱	۱/۲
۴	زاویه شیب مداری	degree	۵۱/۲۰۰	۵۷	۱۱
۵	نسبت جرم محموله مرحله اول	-	۰/۲۱۰	۰/۲۰	۴/۸
۶	نسبت جرم محموله مرحله دوم	-	۰/۰۴۰	۰/۰۵	۲۵
۷	نسبت تراست به وزن مرحله اول	-	۱/۳۸	۱/۴۹	۸
۸	نسبت تراست به وزن مرحله دوم	-	۱/۴۱۰	۲/۰۱	بالای ۳۰ درصد
۹	ضربه ویژه مرحله اول	s	۲۶۵/۵۵۷	۲۵۴/۰۷۹	۴/۳
۱۰	ضربه ویژه موتور اصلی مرحله دوم	s	۳۱۳/۹۲۰	۲۹۰/۳۷۶	۷/۵
۱۱	ضربه ویژه ورنیه مرحله دوم	s	۲۸۷/۴۳۳	۲۸۳/۵۰۹	۱/۳
۱۲	تراست مرحله اول	tonforce	۲۹۵/۷۱۴	۲۷۸/۸	۵/۷
۱۳	تراست موتور اصلی مرحله دوم	tonforce	۷۲/۰۰۰	۷۲/۰	صفر
۱۴	تراست ورنیه مرحله دوم	tonforce	۱/۵۷۶	۴/۶۱	بالای ۳۰ درصد
۱۵	نسبت وزنی مرحله اول	-	۰/۲۳۰	۰/۲۶	۱۳
۱۶	نسبت وزنی مرحله دوم	-	۰/۲۳۰	۰/۱۰	بالای ۳۰ درصد
۱۷	نسبت جرم محموله کل	-	۰/۰۰۸۴	۰/۰۱	۲۵
۱۸	جرم مرحله اول	ton	۲۱۴/۲۸۶	۱۸۶/۹	۱۲/۷
۱۹	جرم مرحله دوم	ton	۴۵/۰۰۰	۳۸/۲۰	۱۵
۲۰	جرم بلوک مرحله اول	ton	۱۶۹/۲۸۶	۱۴۸/۷۰	۱۲/۱
۲۱	جرم بلوک مرحله دوم	ton	۴۳/۲۰۰	۳۶/۴۰	۱۵/۷
۲۲	سرعت مدار دایروی	km/s	۷/۶۴۱	۷/۶۴۱	۷/۵۴۹
۲۳	سرعت چرخش زمین	km/s	۰/۳۵۲	۰/۳۵۳	۰/۳۵۳
۲۴	سرعت نهایی مورد نیاز مداری	km/s	۷/۴۲۵	۷/۴۲۵	۷/۳۵۷۲
۲۵	سرعت تولیدی حامل فضایی	km/s	۸/۴۳۰	۸/۴۳۰	۱۰/۱۰۸۸
۲۶	زمان سوزش مرحله اول	s	۱۵۱/۱۹۷	۱۳۱	۱۳/۳
۲۷	زمان سوزش موتور اصلی مرحله دوم	s	۱۷۴/۹۳۰	۱۳۰	۲۵/۶
۲۸	زمان سوزش ورنیه مرحله دوم	s	۱۶۰/۱۷۰	۳۵۰	بالای ۳۰ درصد
۲۹	جرم سوخت مرحله اول	ton	۱۵۸/۵۷۱	۱۳۹	۱۲/۳
۳۰	جرم سوخت مرحله دوم	ton	۴۰/۵۰۰	۳۴/۴۵	۱۵
۳۱	جرم سازه خشک مرحله اول	ton	۱۰/۷۱۴	۹/۷۰	۹/۳
۳۲	جرم سازه خشک مرحله دوم	ton	۲/۷۰۰	۱/۹۵	۲۷/۷
۳۳	دبی پیشران مرحله اول	ton/s	۱/۰۳۰	۱/۰۸	۴/۸
۳۴	دبی پیشران موتور اصلی مرحله دوم	ton/s	۰/۲۲۵	۰/۲۴	۶/۶
۳۵	دبی پیشران ورنیه مرحله دوم	ton/s	۰/۰۰۵	۰/۰۲	بالای ۳۰ درصد

رسیدن به ارتفاع حدود ۲۰۰ کیلومتر، مسافتی معادل ۷۳۰ کیلومتر در جهت افقی پیموده است. در مقابل، حامل فضایی طراحی شده حداکثر به ارتفاع ۱۹۰ کیلومتر دست یافته و در این فاصله، حدود ۷۲۰ کیلومتر در راستای افق جابجا شده است.

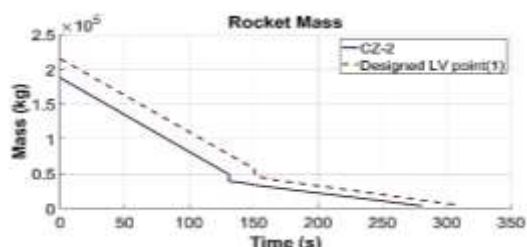
بر اساس شکل (۱۸)، نسبت تغییرات فاصله عمودی به افقی حامل فضایی طراحی شده و حامل CZ-۲ به هم بسیار نزدیک هستند. طبق این نمودار، تا ارتفاعی حدود ۱۷۰ کیلومتر، هر دو حامل مسیر مشابهی را طی می کنند. اما پس از آن، حامل CZ-۲ تا

روند تغییرات هد دینامیکی به این صورت است که ابتدا، با وارد شدن نیروی حامل به سمت بالا، هد دینامیکی به سرعت افزایش می‌یابد و نمودار به شکل صعودی حرکت می‌کند. سپس، در مرحله خروج از جو، به دلیل کاهش جاذبه و مقاومت هوا، نمودار روند نزولی پیدا کرده و ادامه می‌یابد تا زمانی که هد دینامیکی به مقدار ثابتی برسد و در نهایت به صفر نزدیک شود، یعنی جایی که هیچ مقاومتی وجود ندارد. طبق شکل (۲۱)، تغییرات هد دینامیکی برای حامل فضایی طراحی شده مقدار حدود 10^4 پاسکال کمتر از حامل CZ-۲ است که می‌توان نتیجه گرفت حامل فضایی طراحی شده در مقایسه با حامل CZ-۲، هد دینامیکی کمتری تجربه می‌کند و عملکرد بهتری دارد که می‌تواند به دلیل تفاوت‌های طراحی و مسیر حرکت، زاویه و... آن‌ها باشد.

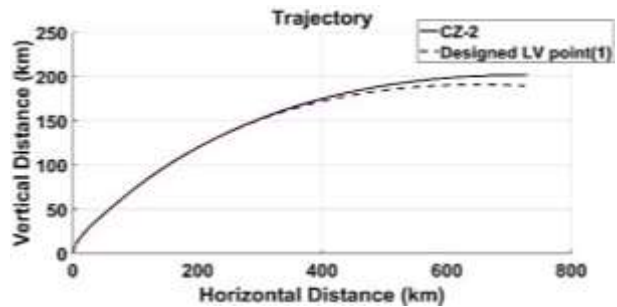


شکل ۲۱. مقایسه تغییرات هد دینامیکی برحسب زمان حامل فضایی طراحی شده با حامل CZ-۲

بر اساس شکل (۲۲)، روند تغییرات جرم حامل برای هر دو حامل مشابه است. در ابتدا با سوختن سوخت حامل، جرم آن به تدریج کاهش می‌یابد. زمانی که موتور خاموش می‌شود، مخازن سوخت خالی به‌عنوان جرم اضافی باقی می‌مانند و راندمان حامل را کاهش می‌دهند. پس از جدایش این مخازن، جرم حامل به‌طور ناگهانی کم می‌شود که در نمودار به‌صورت خط عمودی نمایش داده شده است. در ابتدای پرتاب، جرم اولیه حامل فضایی طراحی شده برابر با ۲۱۴ تن است، درحالی‌که جرم مرحله اول حامل CZ-۲ معادل ۱۸۷ تن است. تفاوت در زمان جدایش مرحله اول این حامل‌ها به دلیل اختلاف در زمان سوزش مرحله اول آن‌هاست؛ به‌طوری‌که زمان سوزش مرحله اول برای حامل فضایی طراحی شده، ۱۵۱ ثانیه و برای حامل CZ-۲، ۱۳۱ ثانیه است. برای هر دو حامل، جدایش ۱۵ ثانیه پس از پایان مرحله اول انجام می‌شود. پس‌ازاین مرحله و باگذشت زمان، به دلیل مصرف سوخت، جرم حامل‌ها کاهش می‌یابد. تفاوت در جرم اولیه و زمان سوزش مرحله اول باعث اختلاف در زمان جدایش حامل‌ها می‌شود، اما روند کلی کاهش جرم در هر دو حامل مشابه است.

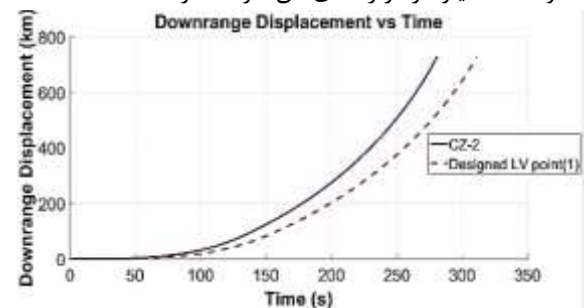


شکل ۲۲. مقایسه تغییرات جرم حامل برحسب زمان حامل فضایی طراحی شده با حامل CZ-۲



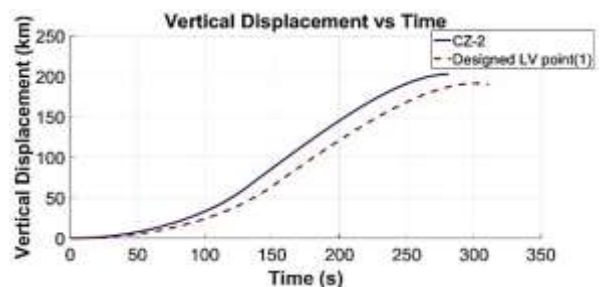
شکل ۱۸. مقایسه تغییرات نسبت فاصله عمودی به افقی حامل فضایی طراحی شده با حامل CZ-۲

شکل (۱۹) تغییرات مسافت افقی برحسب زمان را برای دو حامل نشان می‌دهد. طبق این نمودار، تا حدود ۶۰ ثانیه، هر دو حامل هیچ مسافت افقی‌ای طی نمی‌کنند. این امر نشان‌دهنده آن است که در ثانیه‌های اولیه پرتاب، حرکت حامل‌ها صرفاً به‌صورت عمودی انجام می‌شود و جابه‌جایی افقی ندارند. پس‌ازاین مرحله، تا حدود ۱۰۰ ثانیه، هر دو حامل مسافت افقی مشابهی را طی می‌کنند. سپس حامل CZ-۲ مسافتی حدود ۷۳۰ کیلومتر در جهت افقی را می‌پیماید، درحالی‌که حامل فضایی طراحی شده حدود ۷۲۰ کیلومتر در راستای افق حرکت کرده است.



شکل ۱۹. مقایسه تغییرات مسافت افقی برحسب زمان حامل فضایی طراحی شده با حامل CZ-۲

شکل (۲۰) تغییرات جابه‌جایی عمودی برحسب زمان را برای هر دو حامل نمایش می‌دهد. بر اساس این نمودار، حامل CZ-۲ حدود ۲۷۰ ثانیه زمان نیاز دارد تا به ارتفاع تقریبی ۲۰۰ کیلومتر برسد، درحالی‌که حامل فضایی طراحی شده شماره (۱) حدود ۳۱۰ ثانیه طول می‌کشد تا به حداکثر ارتفاع خود، یعنی ۱۹۰ کیلومتر، دست یابد. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که حامل CZ-۲ در این زمینه عملکرد بهتری در زمان صعود به ارتفاع‌های بالا دارد و در مدت‌زمان کمتری به ارتفاع ۲۰۰ کیلومتر می‌رسد.



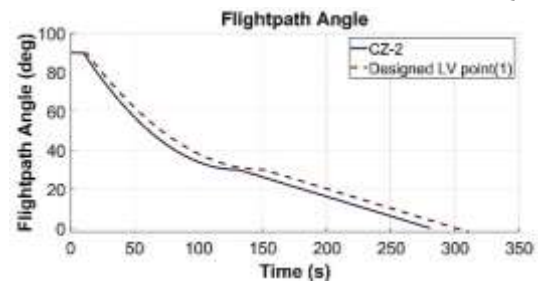
شکل ۲۰. مقایسه تغییرات جابه‌جایی عمودی برحسب زمان حامل فضایی طراحی شده با حامل CZ-۲

۴. نتیجه‌گیری

با وجود پژوهش‌های انجام‌شده در زمینه طراحی مفهومی حامل‌های فضایی، نیاز به یک بانک اطلاعاتی جامع درباره مشخصات حامل‌های فضایی در کلاس‌های مشابه احساس می‌شود، به همین دلیل در این مقاله تلاش شده است که این خلأ در بخش حامل‌های فضایی کلاس متوسط برطرف گردد. ایجاد یک بانک اطلاعاتی جامع برای جامعه وسیعی از حامل‌های فضایی در کلاس‌های مختلف و توسعه یک الگوی طراحی آماری در مرحله طراحی مفهومی از اهمیت بالایی برخوردار است. این پژوهش بر تکمیل بانک اطلاعات آماری حامل‌های فضایی، بهبود طراحی مفهومی در کلاس‌های مختلف و ارائه الگوریتم‌ها و روند نمای پیشنهادی در مرحله طراحی مفهومی تمرکز دارد. این پژوهش شامل نوآوری کلیدی در زمینه طراحی مفهومی حامل‌های فضایی است. نخستین نوآوری، ایجاد و تکمیل یک بانک اطلاعاتی جامع برای حامل‌های کلاس متوسط است. دومین نوآوری، توسعه و پیاده‌سازی روند نمای طراحی حامل‌های فضایی متوسط و در نهایت، شبیه‌سازی پروازی آن‌هاست. هدف این مقاله، ایجاد یک بانک اطلاعات آماری جامع برای حامل‌های فضایی و توسعه یک روند نمای جدید طراحی مفهومی بر پایه مطالعات آماری است. جمع‌آوری اطلاعات آماری، یکی از مهم‌ترین مراحل در طراحی مفهومی حامل‌های فضایی و امکان‌سنجی مأموریت‌های فضایی است. در مرحله جمع‌آوری اطلاعات آماری، یک بانک اطلاعاتی ایجاد شد که شامل مشخصات حامل‌های فضایی دوماجره‌ای (جرم محموله بین ۱ تا ۳ تن) است. تمامی این حامل‌ها از سوخت و اکسیدکننده مایع استفاده کرده و دارای ساختار سری هستند. هدف از مطالعه آماری و دستیابی به محدوده تغییرات پارامترهای اصلی، به‌ویژه ضرایب جرمی-فعال در نمونه‌های مشابه است. به همین جهت پس از ارائه مشخصات حامل‌ها، پارامترهای اصلی و ضرایب جرمی-فعال آن‌ها استخراج و بازه تغییرات هر کدام مشخص شد. برای مقایسه بهتر این پارامترها، نمودارهای مرتبط با استفاده از نرم‌افزار متلب ترسیم گردید. در مرحله بعد، روند نمای معرفی شده پیاده‌سازی شد. برای ایجاد فضای طراحی با استفاده از روش سطح پاسخ در نرم‌افزار دیزاین اکسپرت، ۱۶ بازه پارامترهای اصلی حامل‌های فضایی کلاس متوسط، به‌عنوان ورودی به این نرم‌افزار داده و خروجی‌هایی تولید گردیده است. نمودارهای مربوط به تغییرات برخی از پارامترهای اصلی با استفاده از نرم‌افزار دیزاین اکسپرت ترسیم شده‌اند. در پایان، یک حامل فضایی طراحی و شبیه‌سازی پروازی برای آن انجام شد. جهت صحت‌سنجی، نتایج شبیه‌سازی حامل طراحی‌شده با حامل CZ-۲ مقایسه گردید. نتایج شبیه‌سازی پروازی نقطه طراحی با حامل CZ-۲ نشان می‌دهد که CZ-۲ و حامل طراحی‌شده در ارتفاعات پایین مسیر مشابهی

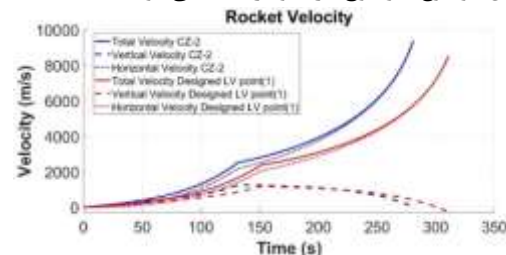
مسیر حرکت حامل، به سه بخش زیر تقسیم می‌شود:

- ۱- بخش اول، پرواز به‌صورت عمودی: زاویه پیچ در این بخش از پرواز برابر ۹۰ درجه است.
 - ۲- بخش دوم، پرواز به‌صورت سهموی: در مرحله دوم حامل و پس از طی شدن حالت عمودپروازی، برنامه زاویه پیچ به‌صورت سهمی در نظر گرفته می‌شود. در این مرحله نمودار به‌صورت نزولی کاهش پیدا می‌کند؛ به این معنا که باگذشت زمان زاویه پیچ کاهش می‌یابد.
 - ۳- بخش سوم، پرواز به‌صورت تابع خطی: در این بخش از پرواز، برنامه زاویه پیچ به‌صورت تابع خطی در نظر گرفته می‌شود و به مقدار صفر درجه می‌رسد.
- بر اساس شکل (۲۳)، روند تغییرات زاویه پیچ حامل برای هر دو حامل مشابه است. در ابتدا، هر دو حامل به‌صورت کاملاً عمودی حرکت می‌کنند؛ به‌طوری‌که زمان پرواز عمودی برای حامل طراحی‌شده معادل ۱۲ ثانیه و برای حامل CZ-۲ برابر با ۱۰ ثانیه است. در مرحله دوم، یعنی حرکت سهمی، حامل طراحی‌شده با زاویه کمتری نسبت به حامل CZ-۲ حرکت می‌کند. این تفاوت باعث می‌شود که حامل طراحی‌شده مدت‌زمان بیشتری نیاز داشته باشد تا در مرحله بعدی، یعنی حرکت خطی، به زاویه صفر درجه برسد. زاویه کمتر در مرحله سهمی برای حامل طراحی‌شده سبب افزایش مدت‌زمان لازم برای رسیدن به حرکت خطی و زاویه صفر درجه در مقایسه با حامل CZ-۲ می‌شود.



شکل ۲۳. مقایسه تغییرات زاویه پیچ حامل برحسب زمان حامل فضایی طراحی‌شده با حامل CZ-۲

طبق شکل (۲۴) برای هر دو حامل، روند تغییرات سرعت حامل در هر سه سرعت افقی، عمودی و کل مشابه است. به‌طورکلی، حامل CZ-۲ سرعت بیشتری نسبت به حامل فضایی طراحی‌شده دارد. زمان پرواز عمودی حامل طراحی‌شده بیشتر از CZ-۲ است که این موضوع به‌وضوح در نمودار دیده می‌شود.



شکل ۲۴. مقایسه تغییرات سرعت حامل برحسب زمان حامل فضایی طراحی‌شده با حامل CZ-۲

- [۳] Donald, R. P. "Preliminary Weight Estimation of Liquid Propellant Stages"; ۲۶th Annual Conf. Boston, Massachusetts, May ۱-۴, ۱۹۶۷.
- [۴] Lewis, J.; Rice, Th. M. "Design of University Launch Vehicle System"; ۱۰th Applied Aerodynamics Conference, June ۲۲-۲۴, ۱۹۹۲. doi:۱۰.۲۵۱۴/۶.۱۹۹۲۲۶۶۳
- [۵] Ghorbani, A. "Development of a Methodology for Cruise Missile Design Using Genetic Algorithm"; J. Aerosp. Mech. Eng. ۲۰۰۵, ۱, ۶۹-۸۱ (In Persian).
- [۶] Mirshams, M.; Karimi, H.; Naseh, H. "Conceptual Design Software for Multistage Liquid Propellant Launch Vehicles (LVCD) with a Multi-Parameter Approach"; Space. Sci. Technol. ۲۰۰۸, ۱, ۲ (In Persian).
- [۷] Lafleur, J. M.; Elizabeth, S. F.; Joseph, H. S. "Response Surface Equations for Expendable Launch Vehicle Payload Mass Capability"; J. Spacecr. Rockets ۲۰۱۲, ۴۹, ۱۸۵-۱۸۹. doi:۱۰.۲۵۱۴/۱.۴۸۷۱۴.
- [۸] Mirshams, M.; Naseh, H.; Fazeley, H. R. "Multi-Objective Multidisciplinary Design of Space Launch System Using Holistic Concurrent Design"; Aerosp. Sci. Technol. ۲۰۱۴, ۳۳, ۴۰-۵۴ (In Persian). doi:۱۰.۱۰۱۶/j.ast.۲۰۱۳.۱۲.۰۱۵.
- [۹] Ahmadzadeh, N.; Mirshams, M. "Development of a Comprehensive Statistical Design Model for Space Launch Vehicles"; ۷th National Conference on Mechanical Engineering, Khomeini Shahr, ۲۰۱۴ (In Persian).
- [۱۰] Roshaniyan, J.; Darei, H.; Zarei, H. "Multidisciplinary Conceptual Design Optimization of Manned Launch Vehicle Using Combined Algorithm"; J. Aerosp. Mech. Eng. ۲۰۱۴, ۱۰, ۳۳-۴۴ (In Persian). doi:۱۰.۱۰۰۱.۱.۲۶۴۵۵۳۲۳.۱۳۹۳.۱۰.۴.۴.۲.
- [۱۱] Ahmadzadeh, N.; Mirshams, M.; Naseh, H. "Conceptual Design Roadmap for Space Launch Vehicles Using a Statistical Processing Approach Based on Velocity Sensitivity to External Forces"; Modares. Mech. Eng., ۲۰۱۶, ۱۶, ۱۸۹-۱۹۹ (In Persian). doi:۱۰.۱۰۰۱.۱.۱۰۲۷۵۹۴۰.۱۳۹۵.۱۶.۷.۱۷.۲.
- [۱۲] Arabpour, M. "Optimal Conceptual Design of Space Launch Vehicles Based on Statistical Models"; M.Sc. Thesis, Islamic Azad University (Science and Research Branch), Tehran, Iran, Summer ۲۰۱۹ (In Persian).
- [۱۳] Janarthanan, S. "A Statistical Model for Liquid Propellant Rocket Engine Dry Weight"; M.Sc. Thesis, Auburn University, ۲۰۱۹.
- [۱۴] Taie, H.; Haghghat Esfahani, M.; Yadegari Dehkordi, S. "Application of a Comprehensive Preference-Based Approach in Conceptual Design of Space Launch Vehicle System"; J. Space. Sci. Technol. ۲۰۲۲, ۱۴, ۳۹-۵۰ (In Persian).
- [۱۵] Trevor, J. R.; Kyle, E. N. "A Statistical Approach to Design of a Liquid Engine Launch Vehicle"; J. Propuls. Power ۲۰۲۱, ۹-۱۱. doi:۱۰.۲۵۱۴/۶.۲۰۲۱-۳۳۵۵.
- [۱۶] Chai, R.; Tsoordos, A.; Savvaris, Al.; Chai, S.; Xia, Y.; Philip Chen, C. L. "Review of Advanced Guidance and Control Algorithms for Space/Aerospace Vehicles"; Prog. Aero. Sci. ۲۰۲۱. doi:۱۰.۱۰۱۶/j.paerosci.۲۰۲۱.۱۰۰۶۹۶.
- [۱۷] Naderifar, J.; Jafari, M.; Khazaei, M. "Conceptual Design of a Multi-Stage Space Carrier Using Classical Optimization and Statistical LVCS Method"; ۱۹th International Conf. Iranian Aerospace Society, Tehran, Iran, ۲۰۲۱ (In Persian).
- [۱۸] Elahi, M.; Zahaleh, D.; Khajefard, A. "Conceptual Design of an Airborne Launch Vehicle Based on Scaling Method"; J. Mech. Eng. University of Tabriz, ۲۰۲۱, ۹۵, ۱۱-۲۰ (In Persian). <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:۲۳۲۳۸۵۵۱>.
- [۱۹] Fooladi, N.; Sadeghi Renani, N. S. "Developing a Universal Software for the Conceptual Design of Cryogenic Rocket

دارند، اما CZ-۲ قادر است به ارتفاع ۲۰۰ کیلومتری برسد و ظرفیت حمل محموله بیشتری دارد. همچنین، حامل طراحی شده حدود 10^4 پاسکال هد دینامیکی کمتری را تجربه می‌کند که بهبود عملکرد آن را در برخی شرایط نشان می‌دهد. طبق مقایسه پارامترهای اصلی حامل طراحی شده و CZ-۲، برخی پارامترها در روش پیشنهادی دقت بالایی (خطای کمتر از ۳۰ درصد) دارند؛ به طوری که درصد خطای جرم محموله و تراست موتور اصلی مرحله دوم صفر است. با این حال، برخی پارامترها مانند زمان سوزش و رتبه مرحله دوم و نسبت تراست به وزن مرحله دوم دارای اختلافات بالای ۳۰ درصدی هستند. از مجموع ۳۵ پارامتر بررسی شده، تنها ۵ پارامتر دارای خطای بالا هستند که به طراحی و رتبه حامل طراحی شده مربوط می‌شوند. این خطاها تأثیر قابل توجهی بر نتایج کلی ندارند. نوآوری‌های این پژوهش در تکمیل و ایجاد یک بانک اطلاعات آماری برای جامعه وسیعی از حامل‌های فضایی، توسعه روند نمای جدید برای طراحی مفهومی این حامل‌ها بر اساس مطالعات آماری و پیاده‌سازی این روند ناما برای حامل‌های کلاس متوسط است. همچنین، طراحی حامل فضایی جدید همراه با شبیه‌سازی پروازی با استفاده از روش ارائه شده در این مقاله از دیگر نوآوری‌های مهم به شمار می‌رود.

فهرست علائم و اختصارات

شتاب جاذبه زمین	g
ضربه ویژه	I_{sp}
جرم هر مرحله i ام	M_{0i}
جرم هر بلوک i ام	m_{0i}
نسبت جرم نهایی به جرم اولیه	μ_{fi}
تعداد مراحل	N
نسبت تراست به وزن مراحل	n_{0i}
شعاع کره زمین و برابر ۶۳۷۸ کیلومتر	R_E
زمان پرواز عمودی حامل	t_v
زمان سوزش موتور هر مرحله	t_{bi}
نسبت جرم نهایی به جرم اولیه هر مرحله	μ_{Fi}
سرعت زاویه‌ای چرخش زمین ($\omega_E = 7.2685 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$)	ω_E
عرض جغرافیایی نقطه پرتاب	ϕ
زاویه شیب مداری	i

۶. مراجع‌ها

- [۱] Beisel, J. R.; Baltimore, M. "A Weight Engineer's View of The Space Age Vehicle"; ۱۷th National Conf. S.A.W.E, The Belmont Plaza, New York, ۱۹۵۸.
- [۲] Reitz, G. R. "A Method of Weight Estimation for Advanced Missile Design"; ۲۳rd National Conf. S.A.W.E, Dallas, Texas, May ۱۸-۲۱, ۱۹۶۴.

- Propulsion System”; J. Space. Sci. Technol. ۲۰۲۲, ۱۵, ۷۳-۸۷ (In Persian). doi:۱۰.۳۰۶۹۹/jsst.۲۰۲۲.۱۳۱۳.
- [۲۰] Orgeira-Crespo, P.; Rey, G.; Ulloa, C.; Garcia-Luis, U.; Rouco, P.; Aguado-Agelet, F. “Optimization of the Conceptual Design of a Multistage Rocket Launcher”; Aero. Space. ۲۰۲۲, ۹, ۲۸۶. doi:۱۰.۳۳۹۰/aerospace۹۰۶۰۲۸۶.
- [۲۱] Cheulwoong, K.; Lim, B.; Lee, J.; Seo, D.; Lim, S.; Lee, K.; Lee, K.; Park, J. “Conceptual Design of a LOX/Methane Rocket Engine for a Small Launcher Upper Stage”; J. Korean. Soc. Propuls. Eng. ۲۰۲۲, ۲۶, ۵۴-۶۳. doi:۱۰.۶۱۰۸/KSPE.۲۰۲۲.۲۶.۴.۰۵۴.
- [۲۲] Naseh, H.; Karimaei, H.; Shokri, F. “Statistical Study of Liquid Propellant Space Launch Vehicles with Lightweight Class (Payload Mass under ۵۰۰ kg)”; ۲۲nd Int. Conf. the Iranian Aerospace Society, University of Tehran, Tehran, Iran, March ۲۰۲۴ (In Persian). <https://civilica.com/doc/۲۰۵۸۶۱۸>.
- [۲۳] Chetty, P. R. “Satellite Technology and its Applications”; Notion Press, ۲۰۲۳.
- [۲۴] Saadatdar Arani, A.; Nasrattollahi, M.; Adami Dehkordi, A.; Ahangarani Farahani, A. “Design and Comparison of Two Configurations of Space System Simulator Vehicle with Cold Gas Actuators”; J. Aerosp. Mech. Eng. ۲۰۲۴, ۲۰, ۲, ۵۵-۶۷ (In Persian). https://maj.ihu.ac.ir/article_۲۰۹۰۷۷.html
- [۲۵] Naseh, H. “Development of Software for Conceptual Design of a Multi-Stage Liquid Propellant Launch Vehicle (LVCD)”; M.Sc. Thesis, Faculty of Aerospace Engineering, Khajeh Nasir Toosi University of Technology, Tehran, Iran, ۲۰۰۷ (In Persian).
- [۲۶] Isakowitz Steven, J.; Hopkins Joseph, P.; Hopkins, Joshua, B. “International Reference Guide to Space Launch Systems”; American Institute of Aeronautics and Astronautics, Fourth Edition, ۲۰۰۴.