Vol. 1, No. 2, Winter 2009

JSST
Journal of Space Science & Technology

Multi-Stage Liquid Propellant Launch Vehicle Conceptual Design (LVCD) Software, Based on Multi-Parameter Optimization Idea

M. Mirshams[1*], H. Karimi[2], and H. Naseh[3]

1, 2, 3. Space Research Lab., Aerospace Eng. Dept. K.N. Toosi Univ. of Tech.

*Postal Code: 16765-3381, Tehran, Iran

mirshams@kntu.ac.ir

The principle goal of this paper is to introduce Launch Vehicle Conceptual Design (LVCD) software based on multi-parameter optimization idea. The main objectives of this software are reduction of the cost and time of conceptual design phase. This software is user friendly such that an operator familiar with fundamentals of design and launch vehicle mass – energy equations and with primary training operator is capable to work with LVCD. The algorithm used in LVCD, is based on combinational optimization of major design parameters. To this end, ten sub-algorithms will be presented in this design approach. Mass distribution of different stages to launch maximum payload mass to the orbit, pitch program trajectory to get to the maximum final velocity, and providing minimum velocity loss due to gravity, and also minimum axial acceleration of various stages of launch vehicle will be optimized as the results of the presented approach. The optimization process is performed subject to the restrictions. Also, the performance index is optimized in a mutual iteration mechanism (multi-parameter optimization). Evaluation and verification of the presented method is performed using available data of two and three-stage launch vehicles.

Keywords: Conceptual design software, Launch vehicles, Optimization, Pitch program, Mass regular distribution

جلد ۱ / شمارهٔ ۲ / زمستان ۱۳۸۷
ص. ص ۱۷-۲۵

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

نرم‌افزار طراحی مفهومی موشک حامل سوخت مایع چند مرحله‌ای (LVCD) با نگرش چند پارامتری

مهران میرشمس[۱*]، حسن کریمی[۲]، و حسن ناصح[۳]

۱، ۲ و ۳- دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیرالدین طوسی، دانشکدهٔ مهندسی هوافضا

*آزمایشگاه تحقیقات فضایی- دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیرالدین طوسی، دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، تهران ص. پ. ۳۳۸۱ - ۱۶۷۶۵

mirshams@kntu.ac.ir

هدف از این مقاله، معرفی نرم‌افزار طراحی مفهومی موشک حامل سوخت مایع چند مرحله‌ای LVCD است. این نرم‌افزار، برای پایین‌آوردن هزینه چه از نظر نیروی انسانی و چه از نظر زمانی در فاز طراحی مفهومی موشک حامل سوخت مایع تهیه شده است. کاربر با آموزش اولیهٔ نرم‌افزار و آشنایی با مفاهیم اولیه طراحی و همچنین معادلات جرمی- انرژتیک موشک حامل، به آسانی قادر به کار با نرم‌افزار LVCD است. الگوریتم طراحی مفهومی مورد استفاده در این نرم‌افزار، براساس بهینه‌کردن ترکیب پارامترهای اصلی طراحی در موشک‌های حامل است. به‌منظور بهینه‌کردن پارامترهای اصلی طراحی ۱۰ زیرالگوریتم در این روش طراحی و برنامه‌نویسی شده‌اند. در نتیجهٔ به‌کارگیری روش فوق، توزیع جرم بین مراحل، تغییرات زاویهٔ پیچ در طول مسیر حرکت و همچنین حداقل شتاب محوری در هر مرحله از موشک حامل بهینه می‌شوند. پارامترها با درنظرگرفتن اثر محدودیت‌ها و معیار بهینه‌گی در یک تعامل متقابل بهینه می‌شوند (بهینه‌سازی چند پارامتری). ارزیابی و صحه‌گذاری نرم‌افزار تهیه شده، با استفاده از اطلاعات نمونه‌هایی از موشک‌های حامل دو مرحله‌ای و سه مرحله‌ای موجود انجام شده است.

واژگان کلیدی: نرم‌افزار طراحی مفهومی، موشک حامل، بهینه‌سازی، برنامهٔ زاویهٔ پیچ، توزیع جرمی

مقدمه

فرآیند طراحی موشک حامل، از حدس اولیهٔ پارامترهای اصلی طراحی تا انتخاب دقیق پارامترهای بهینهٔ طراحی و همگرایی آنها، فرآیندی تکراری است. لازمهٔ اجرای سریع و بهینهٔ این فرآیند، در دست داشتن نرم‌افزاری است که طراحی واریانت اولیهٔ موشک حامل را با محاسبهٔ پارامترهای اصلی طراحی بهینه به انجام برساند. الگوریتم و روند مورد استفاده در نرم‌افزار برای بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی در فاز طراحی مفهومی موشک حامل، در انتخاب طرح نهایی بسیار مؤثر است. بنابراین الگوریتم به‌کاررفته در نرم‌افزار باید ضمن بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی، قیود و امکانات موجود را در طراحی مدنظر داشته باشد. برای این منظور، ابتدا لازم است با پارامترهای اصلی طراحی، قیود طراحی و توانمندی‌های جرمی و انرژتیک (تکنولوژیک) آشنا شد. پارامترهای اصلی طراحی به پارامترهایی گفته می‌شوند که دارای سه ویژگی باشند: اولاً مستقل از یکدیگر باشند، ثانیاً این پارامترها باید به شدت بر روی نیازهای مأموریتی تعریف شده تأثیرگذار باشند، ثالثاً این پارامترها باید تأثیر مستقیم بر روی معیار طراحی داشته باشند، برخی از پارامترهای اصلی شامل: نسبت تراست به وزن مراحل، زاویهٔ پیچ انتهای مراحل، نسبت جرم نهایی به جرم اولیهٔ مراحل موشک حامل و ... هستند. قیود طراحی در موشک حامل براساس نوع مأموریت، محموله و وسایل موجود برای حمل تا پایگاه پرتاب در نظرگرفته

می‌شوند. مهم‌ترین قیود طراحی که باید حین طراحی مفهومی رعایت شوند عبارتند از : محدودیت وزن اولیه، محدودیت حداکثر تراست اولیه، محدودیت دسترسی به موتورهای موجود، محدودیت حداکثر شتاب نسبی، محدودیت حداکثر هد دینامیکی مجاز، محدودیت حداکثر هددینامیکی مجاز در هنگام جدایش مرحلهٔ اول، محدودیت طول به قطر و محدودیت زاپاس پایداری (فاصلهٔ مرکز جرم تا مرکز فشار).

توانمندی‌های جرمی و انرژتیک براساس تکنولوژی ساخت سازه و موتور محاسبه می‌شود. مهم‌ترین ضرایب جرمی و انرژتیک عبارتنداز: نسبت جرم موتور به تراست، نسبت جرم مخزن به جرم پیشران و نسبت جرم موتور به تراست به نسبت‌های جرمی مخزن و پیشران.

برای این منظور، در نرم‌افزار LVCD، الگوریتم طراحی مفهومی پیشنهاد شده است که در بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی، قیود طراحی و توانمندی‌های تکنولوژیک موجود در نظر گرفته می‌شوند.

بررسی کارهای انجام شده و پیشینهٔ تحقیقات

نرم‌افزارهای طراحی مفهومی موشک حامل موجود عبارتند از: نرم‌افزار PBRM و نرم‌افزار DEP. هر یک از این دو نرم‌افزار مزایا و معایبی دارند. معایب نرم‌افزار PBRM عبارتند از: عدم تعیین تعداد مراحل موشک حامل، قابلیت طراحی موشک حامل بیش از دو مرحله‌ای، عدم محاسبهٔ توزیع جرم بهینهٔ مراحل، عدم محاسبهٔ برنامهٔ زاویهٔ پیچ بهینه، مبنای تمامی محاسبات مدل‌های آماری، عدم محاسبهٔ مدت زمان عمود پروازی و عدم محاسبهٔ جرم زیرسیستم‌ها و اجزای موشک حامل (زیرسیستم هدایت و کنترل، جدایش، فیرینگ و ...) همچنین تنها مزیت نرم‌افزار DEP نسبت به نرم‌افزار PBRM قابلیت طراحی موشک حامل تا چهار مرحله است.

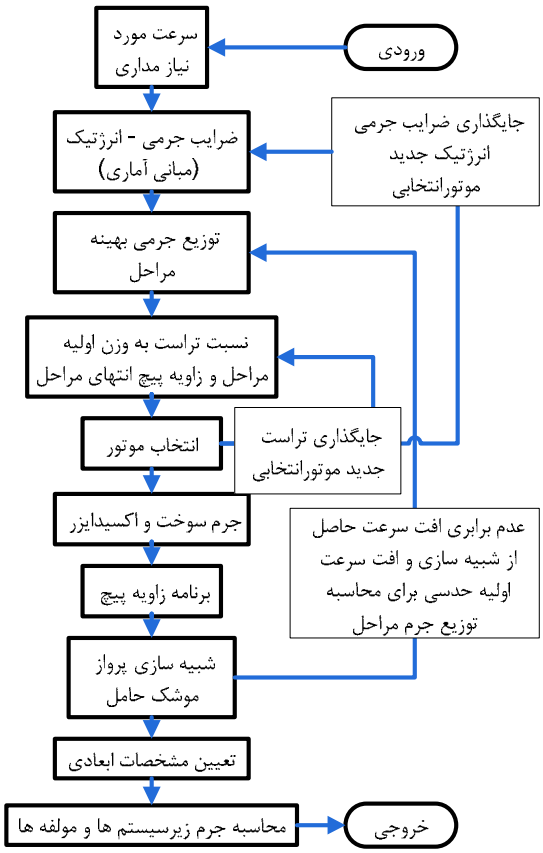
در ادامه، تحقیقات انجام شده در این زمینه ارائه می‌شود، در مرجع [۱-۷]، روش‌های مختلف محاسبهٔ توزیع جرم بین مراحل موشک حامل مورد بررسی قرارگرفته‌اند و در مرجع [۸]، سه الگوریتم بهینه‌سازی توزیع جرم بین مراحل ارائه و میزان دقت و سرعت همگرایی هر روش بررسی و ارزیابی شده است. در مرجع [۱-۳] [۹-۱۳] نیز، روش‌های مختلف تعیین برنامهٔ زاویهٔ پیچ مورد بررسی قرار گرفته‌اند و در مرجع [۱۴]، الگوریتم بهینهٔ تعیین برنامه زاویه پیچ موشک حامل پیشنهاد شده است. در مرجع [۱۵]، لویس[1] و رایس[2] یک موشک حامل دانشگاهی با قابلیت حمل محموله ۱۰۰ تا ۲۰۰ کیلوگرم به مدار ۲۰۰ کیلومتر را طراحی کردند. در این مرجع، در طراحی، موشک حامل بهینه‌سازی نشده است و اساس کار، طراحی مدل‌های آماری بوده است. در مرجع [۱۶]، کمپانی اسکارپیوس[3]، سازندهٔ انواع موشک‌های حامل یکبار مصرف است. طراحی موشک حامل با هدف، پایین آوردن هزینهٔ پرتاب و استفاده از امکانات موجود است. در این مرجع نیز بهینه‌سازی در طراحی موشک حامل صورت نپذیرفته است و اساس کار طراحی مدل‌های آماری بوده است. در مرجع [۱۷]، دانشگاه پردو[4] طراحی مفهومی یک ماهواره‌بر دانشگاهی به مدار ارتفاع پایین انجام داده است. در این مرجع، هدف طراحی استفاده از تجهیزات آزمایشگاهی موجود در دانشگاه پردو بوده و اساس طراحی با استفاده از پردازش مدل‌های آماری است. در مرجع [۱۸]، گیتایکریشنان[5] در اولین گزارش سمینار پیشرفت رسالهٔ دکترای خود، استراتژی بهینه‌سازی طراحی چند منظوره را در فاز طراحی مفهومی موشک حامل چند مرحله‌ای مورد بررسی قرار داده است. سه استراتژی بهینه‌سازی در این سه مرجع بررسی شده است و مزایا و معایب هر روش ارائه شده است ولی روش بهینه‌سازی مناسب برای طراحی مفهومی موشک حامل کاربردی نشده است. در تحقیق حاضر از نتایج به‌دست آمده در مراجع [۱-۱۹] نرم‌افزار طراحی مفهومی موشک حامل LVCD برنامه‌نویسی شده است. موشک حامل طراحی شده با نرم‌افزار LVCD دارای ترکیب بهینه از پارامترهای اصلی طراحی خواهد بود. این نرم‌افزار قابلیت طراحی مفهومی موشک حامل به هر دو روش بهینه و آماری را خواهد داشت.

روند نمای کلی طراحی مفهومی موشک حامل در نرم‌افزار

الگوریتم طراحی مفهومی موشک حامل مورد استفاده در نرم‌افزار LVCD با نگرش بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی انتخاب شده‌است (نگرش چند پارامتری). این پارامترهای مؤثر در طراحی موشک حامل عبارتند از: توزیع جرم بهینه بین مراحل با هدف حمل بیشترین جرم محموله به مدار، برنامهٔ زاویهٔ پیچ بهینه با هدف رسیدن به بیشترین سرعت نهایی ورود به مدار با تأمین حداقل افت سرعت ناشی از جاذبه و همچنین حداقل شتاب محوری در هر مرحله از موشک حامل. الگوریتم طراحی مفهومی با نگرش چند پارامتری دارای ۱۰ زیرالگوریتم اصلی است که عبارتند از: ۱- زیرالگوریتم تعیین سرعت مورد نیاز مداری ۲- زیرالگوریتم انتخاب ضرایب جرمی- انرژتیک ۳- زیرالگوریتم تعیین توزیع جرم بهینه ۴- زیرالگوریتم محاسبه نسبت تراست به وزن اولیه مراحل و زاویه پیچ انتهای مراحل ۵- زیرالگوریتم انتخاب موتور ۶- زیرالگوریتم محاسبهٔ جرم سوخت و اکسیدایزر ۷- زیرالگوریتم تعیین برنامهٔ زاویه پیچ ۸- زیرالگوریتم شبیه‌سازی دو درجه آزادی ۹- زیرالگوریتم

1. Mark J. Lewis
2. Tharen Rice
3. Scorpius
4. Purdue
5. C. Geethaikrishnan

محاسبهٔ حجم و ابعاد ۱۰- زیرالگوریتم محاسبهٔ جرم زیرسیستم‌ها. این ۱۰ زیرالگوریتم و جایگاه هر زیرالگوریتم و ورودی و خروجی هر یک در شکل (۱) ارائه شده است. توضیحات کامل‌تر زیرالگوریتم‌هایی که در آنها فرآیند بهینه‌سازی به منظور محاسبهٔ پارامترهای خروجی برنامه‌ریزی شده و به اجرا در آمده‌اند (الگوریتم‌های ۳، ۴ و ۷) در ادامه آورده شده‌اند. سایر زیرالگوریتم‌ها به صورت مشروح در مرجع [۳] معرفی شده‌اند.



شکل ۱- روندنمای جامع بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی موشک حامل

سومین زیرالگوریتم، زیرالگوریتم توزیع جرم بهینهٔ مراحل موشک حامل است. در این زیرالگوریتم با استفاده از مبانی حساب، تغییرات توزیع جرم بهینه محاسبه می‌شود. ضریب تابع لاگرانژ با هدف حداکثرکردن جرم بار محمولهٔ حمل‌شدنی با موشک حامل با قید رسیدن سرعت نهایی به سرعت مداری محاسبه می‌شود.

چهارمین زیرالگوریتم، زیرالگوریتم تراست به وزن و زاویهٔ پیچ است. هدف در این زیرالگوریتم محاسبهٔ نسبت تراست به وزن اولیهٔ مراحل و زاویهٔ پیچ انتهای مراحل موشک حامل با هدف حداقل‌کردن افت سرعت و حداقل نمودن شتاب محوری است. دستیابی به پارامترهای بهینهٔ فوق (نسبت تراست به وزن اولیهٔ مراحل و زاویهٔ پیچ انتهای مراحل) با حل عددی معادلات نسبت تراست به وزن مراحل و زاویهٔ پیچ انتهای مراحل صورت می‌پذیرد. بیش از ۸۵٪ مجموع افت سرعت موشک حامل در طول پرواز فعال آن ناشی از آیرودینامیک، تغییر ارتفاع، سیستم هدایت و کنترل و جاذبه، متعلق به افت سرعت ناشی از جاذبه است. تعیین نسبت تراست به وزن اولیهٔ مراحل بدون تعیین زاویهٔ پیچ انتهای هر مرحله امکان‌پذیر نیست. از طرف دیگر انتخاب برنامهٔ زاویهٔ پیچ بر میزان افت سرعت ناشی از جاذبه بسیار مؤثر است. بنابراین با می‌نیمم‌کردن افت سرعت رابطه‌ای بین نسبت تراست به وزن اولیه مراحل و زاویهٔ پیچ انتهای مراحل حاصل می‌شود. با استفاده از این رابطه و لحاظ نمودن قیود موجود در انتخاب نسبت تراست به وزن اولیهٔ مراحل مختلف ($1.2 < n_{01} < 1.5$ و $0.8 < n_{02} < 1.2$) زوایای پیچ انتهای مراحل به صورتی انتخاب می‌شوند که مجموع نسبت تراست به وزن مراحل کمینه می‌گردد.

هفتمین زیرالگوریتم، زیرالگوریتم محاسبهٔ برنامهٔ زاویه پیچ است. بهینه‌سازی در این زیرالگوریتم براساس حساب تغییرات با هدف رسیدن به حداکثر سرعت نهایی صورت می‌پذیرد. بدین صورت که برنامهٔ زاویه پیچ مرحله اول به صورت سهمی درنظر گرفته می‌شود (مدت زمان عمود پروازی را می‌توان به کمک گراف تجربی زمان عمود پروازی بر حسب نسبت تراست به وزن اولیهٔ موشک حامل محاسبه کرد). شرایط مرزی این قسمت عبارتند از: زمان کارکرد موتور مرحلهٔ اول و دوم و زاویهٔ پیچ نهایی مرحلهٔ اول، که پارامترهای زمان کارکرد موتور مرحله اول در زیرالگوریتم انتخاب موتور و زاویه پیچ نهایی مرحله اول در زیرالگوریتم بهینه‌سازی نسبت تراست به وزن اولیه مراحل و زاویه پیچ نهایی انتهای مراحل محاسبه می‌شوند. برای مراحل دوم به بعد برای تعیین مسیر بهینه لازم است که مسئله حساب تغییرات متناظر با احتساب شرایط مرزی و محدودیت‌های مسیر با یک روش عددی مناسب حل شود، که فرآیند پیچیده و مفصلی است. اما چنانچه با درنظرگرفتن برخی فرضیات، مدل ریاضی حرکت ساده شود، می‌توان با استفاده از روش‌های کنترل بهینه، مسیر بهینه را به صورت تحلیلی محاسبه کرد. این فرض‌ها عبارتند از نیروهای آیرودینامیکی ناچیز، میدان جاذبهٔ ثابت و زمین مسطح. همچنین از گردش زمین صرفه‌نظر شده است، حرکت صفحه‌ای و نیروی پیشران ثابت درنظر گرفته می‌شود. با اعمال این فرض‌ها که برای حرکت مراحل دوم و سوم موشک حامل خیلی دور از واقعیت نیست، می‌توان برنامهٔ زاویه پیچ مراحل دوم به بعد را به صورت خطی و برابر معکوس زاویه تانژانت محاسبه کرد.

معرفی نرم‌افزار LVCD

در ادامه به معرفی مشخصات عمومی و منوهای ورودی و خروجی نرم‌افزار LVCD پرداخته خواهد شد:

مشخصات عمومی نرم‌افزار طراحی مفهومی LVCD و ملاحظات کاربر

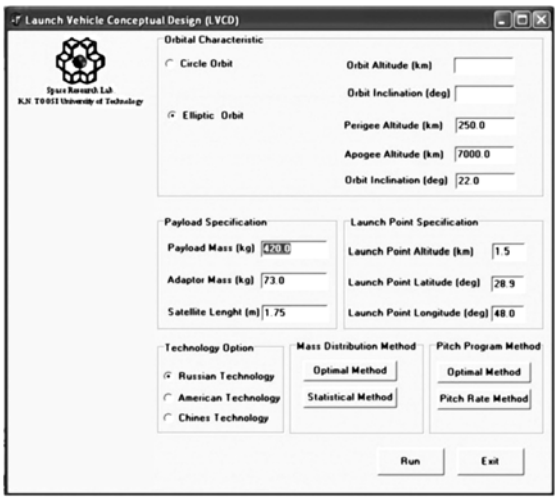
برنامهٔ کامپیوتری نرم‌افزار طراحی مفهومی موشک حامل، به زبان ویژوال فرترن و در بیش از ۲۵۰۰ خط نوشته شده است و دارای ۵۰ زیربرنامه (حاصل از ۱۰ زیر الگوریتم) است و به کمک نرم‌افزار دلفی منوسازی آن انجام شده است. این برنامه در محیط ویندوز (XP,2000,98) قابل اجراست. به‌منظور اجرای سریع و مطلوب برنامه، احتیاج به حداقل مگا بایت RAM و حداقل ۱۰۰ مگا بایت فضای خالی در HARD است.

تعامل کاربر با نرم‌افزار به صورتی است که اطلاعات ورودی (مشخصات مأموریت و قیود طراحی) را وارد می‌کند و پس از اجرای نرم‌افزار خروجی (پارامترهای اصلی طراحی، مشخصات ابعادی و بالستیکی و نمودارهای حاصل از شبیه‌سازی) را مشاهده خواهد کرد.

همچنین زمان مورد نیاز برای اجرای برنامه براساس کلاس موشک حامل (جرم محموله)، تکنولوژی انتخابی (روسیه، آمریکا و چین) و پردازش آماری انجام شده روی بانک اطلاعات آماری موجود در نرم‌افزار، متفاوت است. اطلاعات آماری در نرم‌افزار در سه کلاس اصلی موشک حامل براساس جرم محموله تقسیم‌بندی شده‌اند که عبارتند از: ۱- کلاس سبک ۲- کلاس متوسط ۳- کلاس سنگین. بنابراین براساس تعداد موشک‌های حامل در هر کلاس، دقت ضرایب تکنولوژیک برای سه تکنولوژی روسیه، آمریکا و چین متفاوت است. در هر صورت زمان اجرای برنامه کمتر از ۱۰ دقیقه برآورد شده است.

منوهای ورودی نرم‌افزار LVCD

منوی ورودی نرم‌افزار در شکل (۲) نشان داده شده است، در این منو به ترتیب ویژگی‌های مداری، مشخصات محموله، مشخصات نقطهٔ پرتاب، انتخاب تکنولوژی، انتخاب روش تعیین توزیع جرم (بهینه یا آماری) و در نهایت انتخاب روش محاسبهٔ برنامهٔ زاویه پیچ (بهینه یا نرخ زاویهٔ پیچ) تکمیل می‌شوند. در اینجا درصورتی که در بخش انتخاب روش تعیین توزیع جرم، دکمه آماری[6] انتخاب شود، منوی روش آماری مطابق شکل (۳) باز می‌شود، در این صفحه چهار پارامتر اصلی طراحی (نسبت جرمی محموله، نسبت جرم نهایی به جرم اولیه، نسبت تراست به وزن، ضربه ویژه و زاویه پیچ نهایی برای هر مرحله) به کمک مدل‌های آماری تکمیل می‌شود، در غیراینصورت دکمه روش بهینه (Optimal) انتخاب می‌شود، سپس منوی روش بهینه باز می‌شود، در این صفحه با انتخاب روش بهینه (Optimal) توزیع جرمی به روش بهینه با توجه به ضرایب جرمی- انرژتیک مراحل بر اساس نوع تکنولوژی انتخابی صورت می‌پذیرد. همچنین در صورتی‌که در بخش انتخاب روش محاسبه، برنامهٔ زاویهٔ پیچ دکمه مربوط به نرخ زاویهٔ پیچ فشار داده شود منویی باز می‌شود. در پایان با تکمیل منوی ورودی شکل (۲)، با فشار دکمهٔ RUN، نرم‌افزار اجرا می‌شود. در ادامه به معرفی منوهای خروجی پرداخته خواهد شد.



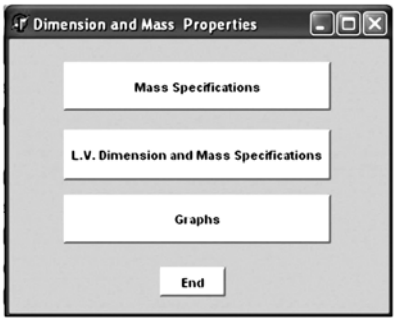
شکل۲- ورودی نرم‌افزار طراحی مفهومی موشک حامل LVCD

شکل ۳- منوی ورودی محاسبه توزیع جرم مراحل به روش آماری

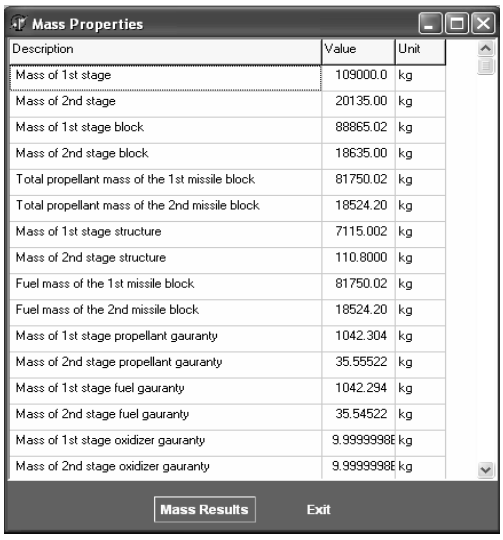
6. statistical

منوهای خروجی نرم‌افزار LVCD

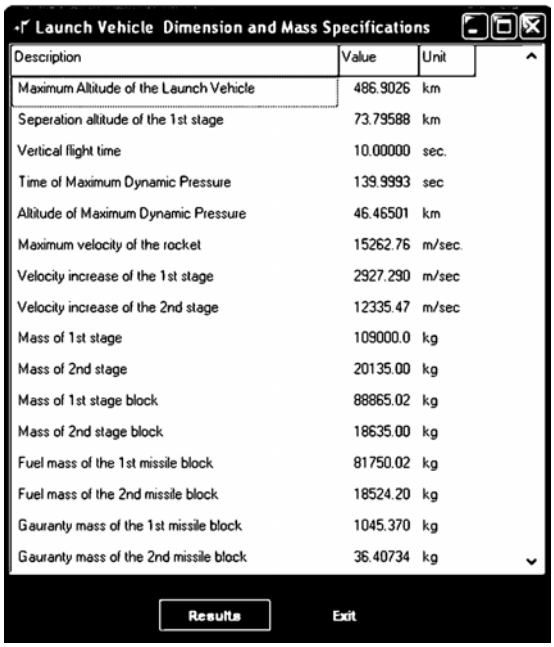
پس از اجرای نرم‌افزار LVCD منوی نشان داده در شکل (۴) که سه دکمهٔ اصلی دارد، ظاهر می‌شود. با کلیک بر دکمهٔ Mass Specification مشخصات جرمی موشک چنانچه در شکل (۵) نشان داده شده است، ظاهر می‌شود و با کلیک بر دکمهٔ Dimension and Mass Specification مشخصات بالستیکی- ابعادی موشک حامل در صفحه‌ای مشابه شکل (۶) ظاهر خواهد شد. در این صفحه ۹۰ پارامتر اصلی طراحی از مشخصات جرمی نهایی تا مشخصات ابعادی و بالستیکی در اختیار کاربر قرار می‌گیرد و با کلیک بر دکمهٔ Graph نمودارهای حاصل از شبیه‌سازی مطابق شکل (۷) ظاهر می‌شود با کلیک بر روی دکمه Next چهارده نمودار حاصل از شبیه‌سازی پروازی (تغییرات ارتفاع، سرعت، رد زمینی، شتاب، هد دینامیکی، ماخ، برنامهٔ زاویهٔ پیچ، نرخ زاویهٔ پیچ، تراست، جرم، افت سرعت ناشی از جاذبه، افت سرعت ناشی از آیرودینامیک، افت سرعت ناشی از تغییر ارتفاع، افت سرعت ناشی از سیستم هدایت و کنترل بر حسب زمان) را می‌توان مشاهده کرد.



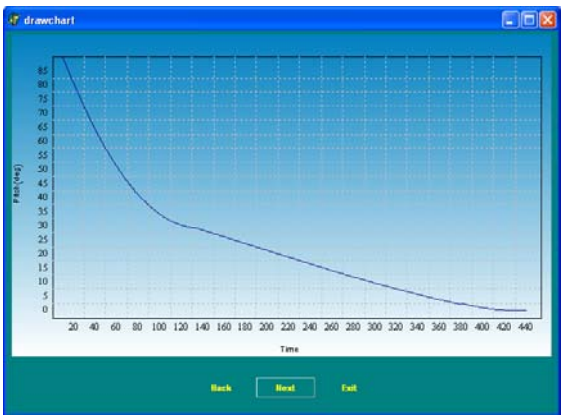
شکل ۴- منوی خروجی نرم‌افزار



شکل ۵- منوی خروجی مشخصات جرمی



شکل ۶- منوی مشخصات بالستیکی- ابعادی



شکل ۷- نمونه‌ای از نمودار حاصل از شبیه‌سازی نرم‌افزار

ارزیابی نرم‌افزار طراحی مفهومی موشک حامل LVCD

برای ارزیابی نرم‌افزار مذکور، ورودی‌های نرم‌افزار بر اساس ضرایب جرمی- انرژتیک موشک حامل دو مرحله‌ای Kosmos11K65M ساخت کشور روسیه و سه مرحله‌ای CZ-4 ساخت کشور چین انتخاب و نتایج آن ارائه شده است [۱۹].

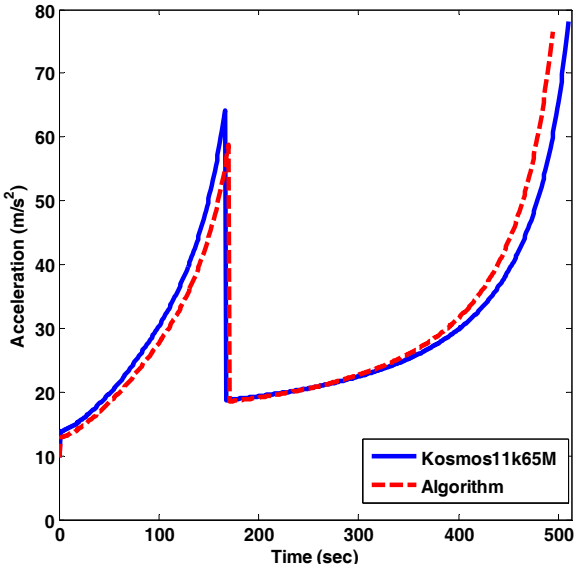
جدول (۱) ورودی‌های نرم‌افزار برای Kosmos11K65M و خروجی نرم‌افزار به اختصار در جدول (۲) و نتایج شبیه‌سازی آن در شکل‌های (۸) تا (۱۳) ارائه شده است. نمودارهای شکل (۸) تا (۱۳) به ترتیب تغییرات شتاب، تغییرات ارتفاع، تغییرات سرعت، برنامه زاویه پیچ، تغییرات جرم و تغییرات افت سرعت ناشی از جاذبه موشک حامل را بر حسب زمان نشان می‌دهند.

جدول ۱- پارامترهای ورودی نرم‌افزار LVCD برای موشک حامل Kosmos11K65M

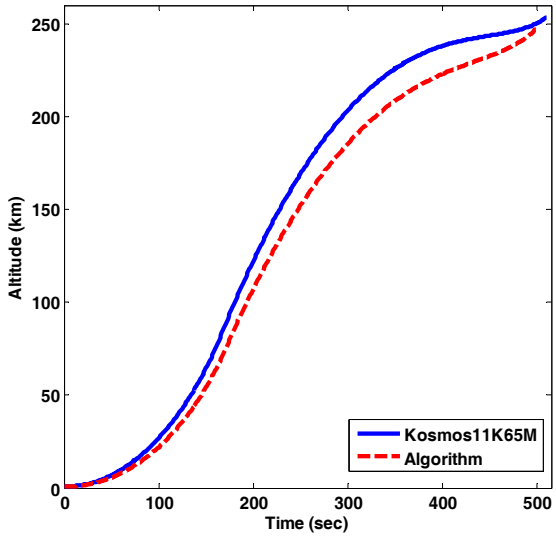
ردیف	پارامتر ورودی	مقدار	واحد
۱	جرم ماهواره	۱۵۰۰	kg
۲	ارتفاع حضیض	۲۵۰	km
۳	ارتفاع اوج	۲۰۰۰	km
۴	شیب مدار	۵۱/۶	deg
۵	مشخصات نقطه پرتاب	$45.6^{\circ} N, 63.4^{\circ} E$	

جدول ۲- مشخصات پارامترهای اصلی طراحی Kosmos11K65M

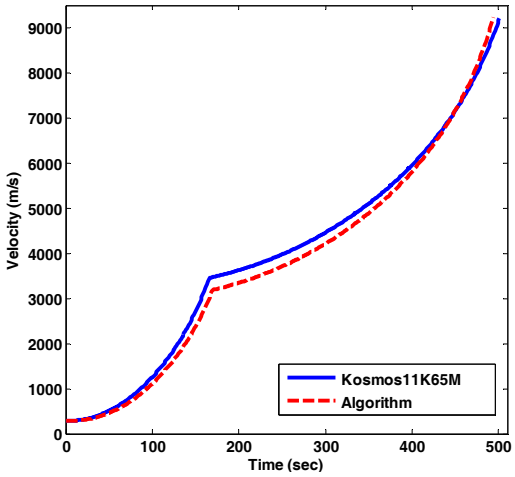
	مشخصات	Kosmos 11 K65M	نرم‌افزار	واحد	درصد خطا
۱	جرم اولیه موشک	۱۰۹۰۰۰	۱۰۸۶۸۷	Kg	–
۲	جرم بلوک مرحله اول	۸۷۳۶۵	۸۶۹۱۷	Kg	۰/۵۱
۳	جرم بلوک مرحله دوم	۲۰۱۳۵	۲۰۲۷۰	Kg	۰/۷۳
۴	نسبت تراست به وزن اول	۱/۳۸	۱/۲۹	–	۶/۵
۵	نسبت تراست به وزن دوم	۰/۷۸۹	۰/۸۲	–	۳/۹
۶	حداکثر ارتفاع دستیابی	۲۵۰	۲۵۰	km	–
۷	ارتفاع جدایش بلوک اول	۸۲/۳۶	۶۳/۸۴	km	–
۸	زمان حداکثر هد دینامیکی	۶۸	۷۵	sec	–
۹	ارتفاع حداکثر هد دینامیکی	۱۲/۳۱	۱۲/۸	km	–
۱۰	زاویه نهایی مرحله اول	۳۰	۳۲/۷	deg	–



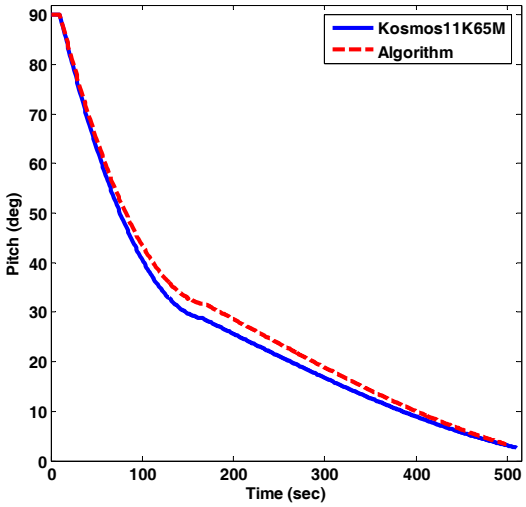
شکل ۸- تغییرات شتاب بر حسب زمان Kosmos11K65M



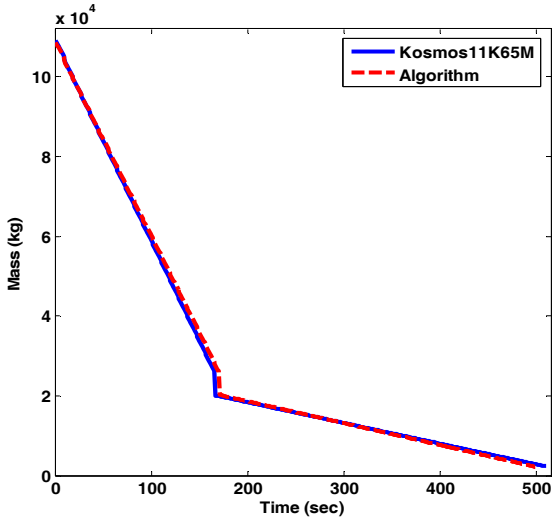
شکل ۹- تغییرات ارتفاع بر حسب زمان Kosmos11K65M



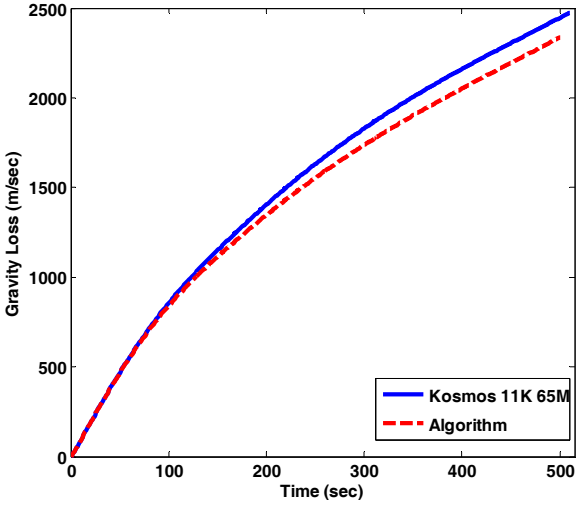
شکل ۱۰- تغییرات سرعت بر حسب زمان Kosmos11K65M



شکل ۱۱- تغییرات زاویه پیچ بر حسب زمان Kosmos11K65M



شکل ۱۲- تغییرات جرم بر حسب زمان Kosmos11K65M



شکل ۱۳- تغییرات افت جاذبه بر حسب زمان Kosmos11K65M

جدول (۳) ورودی‌های نرم‌افزار برای CZ-4 و خروجی نرم‌افزار به اختصار در جدول (۴) و نتایج شبیه‌سازی آن در شکل‌های (۱۴) تا (۱۹) ارائه شده است. نمودارهای شکل (۱۴) تا (۱۹) به ترتیب تغییرات شتاب، تغییرات ارتفاع، تغییرات سرعت، برنامهٔ زاویهٔ پیچ، تغییرات جرم و تغییرات افت سرعت ناشی از جاذبه موشک حامل را بر حسب زمان نشان می‌دهند.

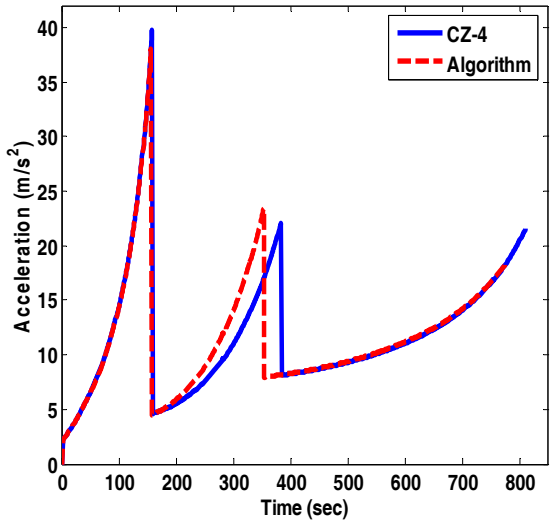
جدول ۳- پارامترهای ورودی نرم‌افزار LVCD برای موشک حامل CZ-4

ردیف	پارامتر ورودی	مقدار	واحد
۱	جرم ماهواره	۴۰۰۰	kg
۲	ارتفاع مدار دایروی	۶۰۰	km
۳	شیب مدار	۹۸	deg
۴	مشخصات نقطه پرتاب	28° N,102° E	

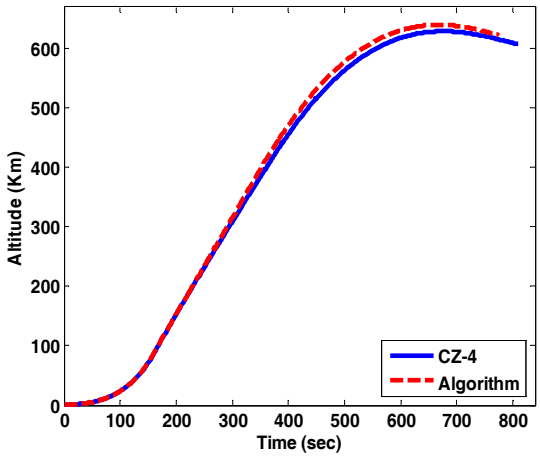
جدول۴- مشخصات پارامترهای اصلی طراحی CZ-4

ردیف	مشخصات	CZ-4	نرم‌افزار	واحد	خطا (٪)
۱	جرم اولیه موشک حامل	۲۵۱۴۹۳	۲۴۵۸۰۸	kg	-
۲	جرم بلوک مرحله اول	۱۹۲۷۷۱	۱۹۴۲۵۳	kg	۰/۷
۳	جرم بلوک مرحله دوم	۳۹۵۶۴	۳۸۰۵۵	kg	۳/۸
۴	جرم بلوک مرحله سوم	۱۵۱۵۷	۱۳۵۰۰	kg	۱۰/۹
۵	نسبت تراست به وزن اول	۱/۲۱	۱/۲۰۷	-	۰/۲
۶	نسبت تراست به وزن دوم	۰/۹	۰/۸۱	-	۱۰
۷	نسبت تراست به وزن سوم	۰/۶۱۵	۰/۵۲	-	۱۵/۴
۸	ماکزیمم ارتفاع قابل دستیابی	۶۲۰	۶۱۰	km	-
۹	ارتفاع جدایش مرحله اول	۸۱	۸۳	km	-
۱۰	ارتفاع جدایش مرحله دوم	۴۰۱	۴۳۰	km	-
۱۱	زمان ماکزیمم هد دینامیکی	۷۶	۷۶/۸	sec	-
۱۲	ارتفاع ماکزیمم هد دینامیکی	۱۲/۱	۱۲/۰۳	km	-
۱۳	زاویه پیچ نهایی مرحله اول	۶۳	۶۳/۵	deg	-
۱۴	زاویه پیچ نهایی مرحله دوم	۳۰	۲۹	deg	-

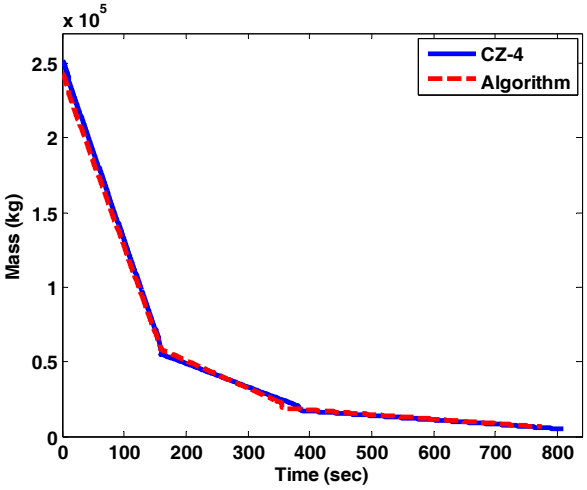
نتایج حاصله: جرم اولیهٔ دو موشک حامل طراحی‌شده از جرم اولیهٔ واقعی دو موشک حامل Kosmos11K65M و CZ-4 کمتر است. با انتخاب برنامهٔ زاویهٔ پیچ بهینهٔ شکل (۱۱) و (۱۷)، مجموع شتاب محوری چنانچه در شکل‌های (۸) و (۱۴) نشان داده شده است و همچنین مقدار افت سرعت ناشی از جاذبه چنانچه در شکل‌های (۱۳) و (۲۱) نشان داده شده است با استفاده از نرم‌افزار LVCD برای دو موشک حامل Kosmos11K65M و CZ-4 کمتر است. با توجه به جدول‌های (۲) و (۴) و همچنین نمودارهای (۸) تا (۱۹)، ماکزیمم خطای نرم‌افزار کمتر از ۱۵ درصد برآورد می‌شود که این میزان خطا در فاز طراحی مفهومی قابل قبول است.



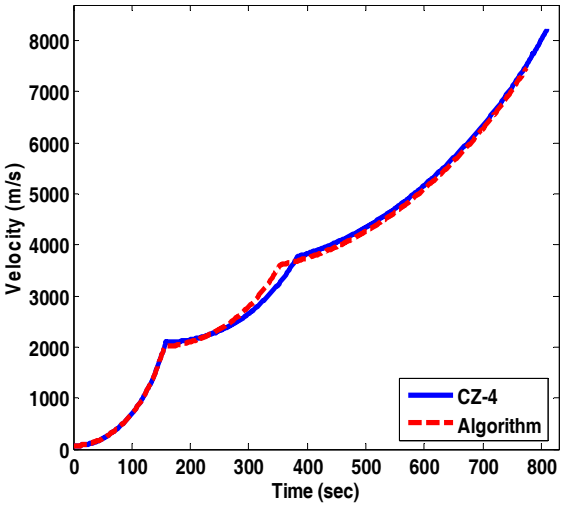
شکل ۱۴- تغییرات شتاب بر حسب زمان CZ-4



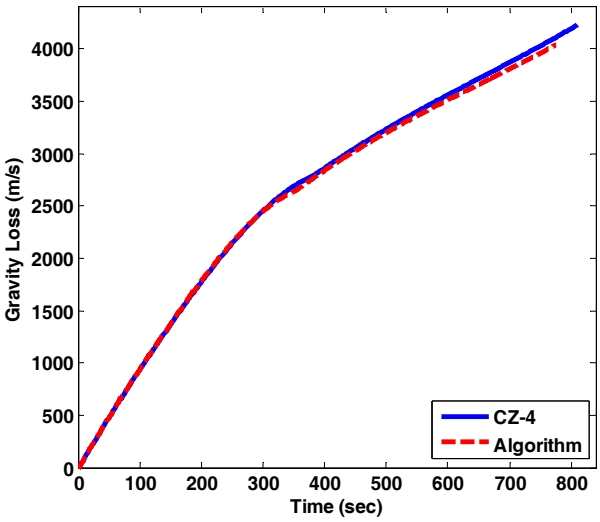
شکل ۱۵-تغییرات ارتفاع بر حسب زمان**CZ-4**



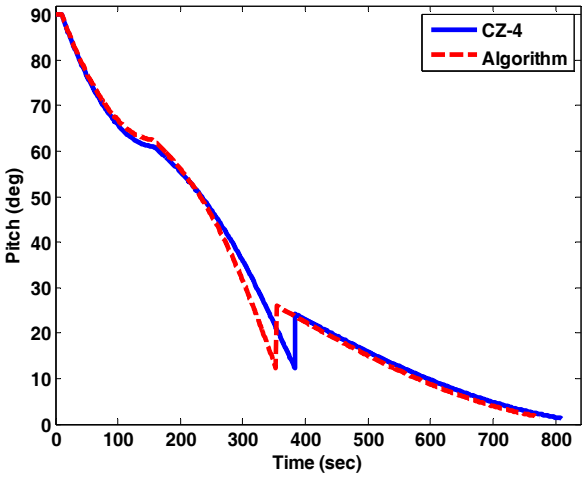
شکل ۱۸- تغییرات جرم بر حسب زمان CZ-4



شکل ۱۶- تغییرات سرعت بر حسب زمان CZ-4



شکل ۱۹- تغییرات افت جاذبه بر حسب زمان CZ-4



شکل ۱۷- تغییرات زاویه پیچ بر حسب زمان CZ-4

مراجع

[۱] میرشمس، مهران. «جزوهٔ درسی طراحی سیستمی ماهواره‌بر»، دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، پاییز ۱۳۸۴.

[۲] میرشمس، مهران و ناصح، حسن. «راهنمای انجام پروژه درسی طراحی سیستمی ماهواره‌بر»، کارشناسی ارشد، مهندسی فضایی، دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، زمستان ۱۳۸۵.

[۳] میرشمس، مهران، کریمی، حسن و ناصح، حسن. «طراحی مفهومی موشک حامل سوخت مایع چند مرحله‌ای براساس بهینه‌سازی ترکیبی پارامترهای اصلی طراحی»، *فصلنامه علمی-پژوهشی علوم و فناوری فضایی*، جلد۱، شماره ۱، پاییز ۱۳۸۷.

[4] Coleman, J. J., "Optimum stage-weight distribution of multi-stage rockets", *Journal of the AIAA*, ARS J. 31, p.p. 259-261, 1961.

[5] John R. Beisel and Martin BALTIMORE. "A Weight Engineer's View of The Space Age Vehicle", *The Seventeenth Conference of S .A.W.E.*, The Belmont plaza, New York, May 19-22, 1958.

[6] Donald R. Pence. "Preliminary Weight Estimation of Liquid Propellant Stages", 2*6th Annual Conference at Boston, Massachusetts*, May 1-4, 1967.

[7] Glenn R. Reitz and Denver Colorado, "A Method of Weight Estimation for Advance Missile Design", *23rd National* Conference, SAWE Dalas texas, May 18-21, 1964.

[۸] میرشمس، مهران، کریمی، حسن و ناصح، حسن، «الگوریتم تعیین توزیع جرم بهینه بین مراحل موشک حامل سوخت مایع» *ششمین کنفرانس سراسری انجمن هوافضای ایران*- دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی- اسفند۱۳۸۵.

[۹] و. ای. فئودوسف. *مقدمه‌ای بر طراحی موشک*، مترجمان، جعفر روشنیان، حسن کریمی، مهران میرشمس، انتشارات دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، زمستان ۱۳۷۸.

[10] Robert R. Bless and Eric M. Queen. "Variational Trajectory Optimization Tool Set", NASA Technical Memorandum 4442, JULY 1993.

[11] V. V. Malyshev, M. N. Krasilshikov, V. T. Bobronikov and V. D. Dishel, Aerospace Vehicle Control, Modern Theory and Applications, Institute aeronautics and Space, Brazil, 1980.

[۱۲] آقاجان، سیدمحسن و نقاش، ابوالقاسم. بهینه‌سازی مسیر راکت‌های چند مرحله‌ای، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، آبان ۱۳۷۸.

[۱۳] سازمان صنایع هوافضا، برنامهٔ طراحی بالستیکی موشک‌های زمین به زمین و حامل (برنامه PBRM).

[۱۴] میرشمس، مهران، کریمی، حسن و ناصح، حسن، «روندنمای پیشنهادی تعیین برنامهٔ زاویهٔ پیچ موشک حامل چند مرحله‌ای در فاز طراحی مفهومی» *ششمین کنفرانس سراسری انجمن هوافضای ایران*- دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی- اسفند ۱۳۸۵.

[15] Mark J. Lewis and Tharen Rice. "Design of University Launch Vehicle System", *Journal of AIAA*, Department of Aerospace Engineering, University of Maryland at College Park, 1992.

[16] Shyama Chakroborty and James R. Wertz, Robert Conger. "The Scorpius Expendable Launch Vehicle Family and Status of the Sprite Small Launch Vehicle", *1st Responsive Space Conference*, April 1-3, 2003.

[17] John Tsohas and Lioyd J. Droppers. "Sounding Rocket Technology Demonstration for Small Satellite Launch Vehicle Projec"t, *AIAA*, 24-27 April 2006.

[18] C. Geethaikrishnan. "Multidisciplinary Design Optimization Strategy in Multi-Stage Launch Vehicle Conceptual Design", 1st Progress Seminar Report, Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Technology, Bombay, August 2003.

[19] International Reference Guide to Space Launch Systems, AIAA, 1994.