

نرم افزار 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 خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی هوافضا

*آزمایشگاه تحقیقات فضایی- دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی هوافضا، تهران ص. پ. ۳۳۸۱ - ۱۶۷۶۵

mirshams@kntu.ac.ir

هدف از این مقاله، معرفی نرم افزار طراحی مفهومی موشک حامل سوخت مایع چند مرحله‌ای LVCD است. این نرم افزار، برای پایین آوردن هزینه چه از نظر نیروی انسانی و چه از نظر زمانی در فاز طراحی مفهومی موشک حامل سوخت مایع تهیه شده است. کاربرد با آموزش اولیه نرم افزار و آشنایی با مفاهیم اولیه طراحی و همچنین معادلات جرمی- انرژی موشک حامل، به آسانی قادر به کار با نرم افزار LVCD است. الگوریتم طراحی مفهومی مورد استفاده در این نرم افزار، براساس بهینه کردن ترکیب پارامترهای اصلی طراحی در موشک‌های حامل است. به منظور بهینه کردن پارامترهای اصلی طراحی ۱۰ زیرالگوریتم در این روش طراحی و برنامه نویسی شده‌اند. در نتیجه به کارگیری روش فوق، توزیع جرم بین مراحل، تغییرات زاویه پیچ در طول مسیر حرکت و همچنین حداقل شتاب محوری در هر مرحله از موشک حامل بهینه می‌شوند. پارامترها با در نظر گرفتن اثر محدودیت‌ها و معیار بهینه‌گی در یک تعامل متقابل بهینه می‌شوند (بهینه‌سازی چند پارامتری). ارزیابی و صحت‌گذاری نرم افزار تهیه شده، با استفاده از اطلاعات نمونه‌هایی از موشک‌های حامل دو مرحله‌ای و سه مرحله‌ای موجود انجام شده است.

واژگان کلیدی: نرم افزار طراحی مفهومی، موشک حامل، بهینه‌سازی، برنامه زاویه پیچ، توزیع جرمی

مقدمه

امکانات موجود را در طراحی مدنظر داشته باشد. برای این منظور، ابتدا لازم است با پارامترهای اصلی طراحی، قیود طراحی و توانمندی‌های جرمی و انرژی (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، زاویه پیچ انتهای مراحل، نسبت جرم نهایی به جرم اولیه مراحل موشک حامل و ... هستند. قیود طراحی در موشک حامل براساس نوع مأموریت، محموله و وسایل موجود برای حمل تا پایگاه پرتاب در نظر گرفته

فرآیند طراحی موشک حامل، از حدس اولیه پارامترهای اصلی طراحی تا انتخاب دقیق پارامترهای بهینه طراحی و همگرایی آنها، فرآیندی تکراری است. لازمه اجرای سریع و بهینه این فرآیند، در دست داشتن نرم افزاری است که طراحی واریانت اولیه موشک حامل را با محاسبه پارامترهای اصلی طراحی بهینه به انجام برساند. الگوریتم و روند مورد استفاده در نرم افزار برای بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی در فاز طراحی مفهومی موشک حامل، در انتخاب طرح نهایی بسیار مؤثر است. بنابراین الگوریتم به کاررفته در نرم افزار باید ضمن بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی، قیود و

طراحی موشک حامل با هدف، پایین آوردن هزینه پرتاب و استفاده از امکانات موجود است. در این مرجع نیز بهینه‌سازی در طراحی موشک حامل صورت پذیرفته است و اساس کار طراحی مدل‌های آماری بوده است. در مرجع [۱۷]، دانشگاه پردو^۴ طراحی مفهومی یک ماهواره بر 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^۵ در اولین گزارش سمینار پیشرفت رساله دکتری 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 به دست 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 شده است (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، برنامه زاویه 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 محاسبه جرم سوخت و اکسیدایزر ۷- زیرالگوریتم تعیین برنامه زاویه پیچ ۸- زیرالگوریتم شبیه‌سازی دو درجه آزادی ۹- زیرالگوریتم

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 هد دینامیکی مجاز در هنگام جدایش مرحله اول، محدودیت طول به قطر و محدودیت زاپاس پایداری (فاصله مرکز جرم تا مرکز فشار).

توانمندی‌های جرمی و انرژتیک براساس تکنولوژی ساخت سازه و موتور محاسبه می‌شود. مهم‌ترین ضرایب جرمی و انرژتیک عبارتند از: 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 پیشینه 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 محاسبه توزیع جرم بهینه مراحل، عدم محاسبه برنامه زاویه پیچ بهینه، مبنای تمامی محاسبات مدل‌های آماری، عدم محاسبه مدت زمان عمود پروازی و عدم محاسبه 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 محاسبه توزیع جرم بین مراحل موشک حامل مورد بررسی قرار گرفته‌اند 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 برنامه زاویه پیچ مورد بررسی قرار گرفته‌اند و در مرجع [۱۴]، الگوریتم بهینه‌سازی تعیین برنامه زاویه پیچ موشک حامل پیشنهاد شده است. در مرجع [۱۵]، لوپس^۱ و رایس^۲ 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^۳، سازنده انواع موشک‌های حامل یکبار مصرف است.

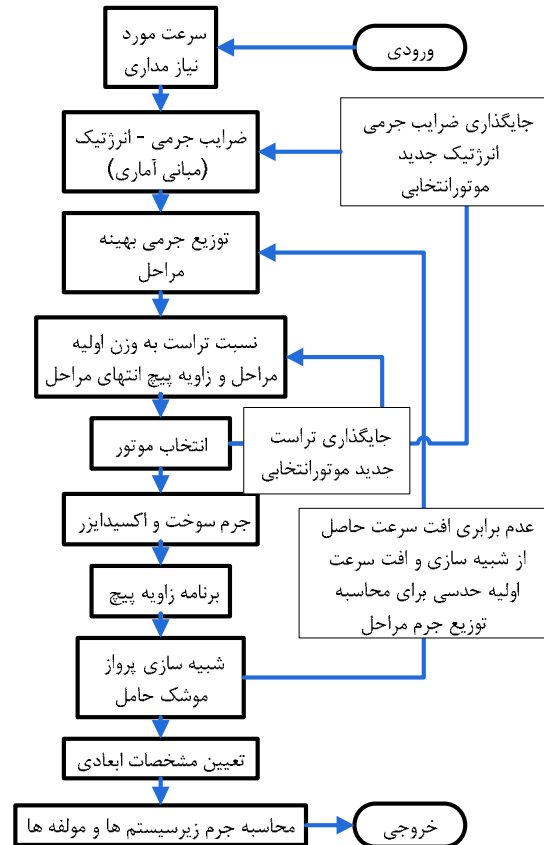
1. Mark J. Lewis
2. Tharen Rice
3. Scorpius

4. Purdue
5. C. Geetha Krishnan

نسبت تراست به وزن مراحل و زاویه پیچ انتهایی مراحل صورت می پذیرد. 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 اولیه مراحل بدون تعیین زاویه پیچ انتهایی هر مرحله امکان پذیر نیست. از طرف دیگر انتخاب برنامه زاویه پیچ بر میزان افت سرعت ناشی از جاذبه بسیار مؤثر است. بنابراین با می نیم کردن افت سرعت رابطه ای بین نسبت تراست به وزن اولیه مراحل و زاویه پیچ انتهایی مراحل حاصل می شود. با استفاده از این رابطه و لحاظ نمودن قیود موجود در انتخاب نسبت تراست به وزن اولیه مراحل مختلف ($0.8 < n_{02} < 1.2$ و $1.2 < n_{01} < 1.5$) زوایای پیچ انتهایی مراحل به صورتی انتخاب می شوند که مجموع نسبت تراست به وزن مراحل کمینه می گردد.

هفتمین زیرالگوریتم، زیرالگوریتم محاسبه برنامه زاویه پیچ است. بهینه سازی در این زیرالگوریتم براساس حساب تغییرات با هدف رسیدن به حداکثر سرعت نهایی صورت می پذیرد. بدین صورت که برنامه زاویه پیچ مرحله اول به صورت سهمی در نظر گرفته می شود (مدت زمان عمود پروازی را می توان به کمک گراف تجربی زمان عمود پروازی بر حسب نسبت تراست به وزن اولیه موشک حامل محاسبه کرد). شرایط مرزی این قسمت عبارتند از: زمان کارکرد موتور مرحله اول و دوم و زاویه پیچ نهایی مرحله اول، که پارامترهای زمان کارکرد موتور مرحله اول در زیرالگوریتم انتخاب موتور و زاویه پیچ نهایی مرحله اول در زیرالگوریتم بهینه سازی نسبت تراست به وزن اولیه مراحل و زاویه پیچ انتهایی مراحل محاسبه می شوند. برای مراحل دوم به بعد برای تعیین مسیر بهینه لازم است که مسئله حساب تغییرات متناظر با احتساب شرایط مرزی و محدودیت های مسیر با یک روش عددی مناسب حل شود، که فرآیند پیچیده و مفصلی است. اما چنانچه با در نظر گرفتن برخی فرضیات، مدل ریاضی حرکت ساده شود، می توان با استفاده از روش های کنترل بهینه، مسیر بهینه را به صورت تحلیلی محاسبه کرد. این فرض ها عبارتند از نیروهای آیرودینامیکی ناچیز، میدان جاذبه ثابت و زمین مسطح. همچنین از گردش زمین صرفه نظر شده است، حرکت صفحه ای و نیروی پیشران ثابت در نظر گرفته می شود. با اعمال این فرض ها که برای حرکت مراحل دوم و سوم موشک حامل خیلی دور از واقعیت نیست، می توان برنامه زاویه پیچ مراحل دوم به بعد را به صورت خطی و برابر معکوس زاویه تاثرات محاسبه کرد.

محاسبه حجم و ابعاد ۱۰- زیرالگوریتم محاسبه جرم زیرسیستم ها. این ۱۰ زیرالگوریتم و جایگاه هر زیرالگوریتم و ورودی و خروجی هر یک در شکل (۱) ارائه شده است. توضیحات کامل تر زیرالگوریتم هایی که در آنها فرآیند بهینه سازی به منظور محاسبه پارامترهای خروجی برنامه ریزی شده و به اجرا در آمده اند (الگوریتم های ۳، ۴ و ۷) در ادامه آورده شده اند. سایر زیرالگوریتم ها به صورت مشروح در مرجع [۳] معرفی شده اند.



شکل ۱- روندنمای جامع بهینه سازی پارامترهای اصلی طراحی موشک حامل

سومین زیرالگوریتم، زیرالگوریتم توزیع جرم بهینه مراحل موشک حامل است. در این زیرالگوریتم با استفاده از میانی حساب، تغییرات توزیع جرم بهینه محاسبه می شود. ضریب تابع لاگرانژ با هدف حداکثر کردن جرم بار محموله حمل شدنی با موشک حامل با قید رسیدن سرعت نهایی به سرعت مداری محاسبه می شود.

چهارمین زیرالگوریتم، زیرالگوریتم تراست به وزن و زاویه پیچ است. هدف در این زیرالگوریتم محاسبه نسبت تراست به وزن اولیه مراحل و زاویه پیچ انتهایی مراحل موشک حامل با هدف حداقل کردن افت سرعت و حداقل نمودن شتاب محوری است. دستیابی به پارامترهای بهینه فوق (نسبت تراست به وزن اولیه مراحل و زاویه پیچ انتهایی مراحل) با حل عددی معادلات

معرفی نرم افزار LVCD

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

مشخصات عمومی نرم افزار طراحی مفهومی LVCD و ملاحظات کاربر

برنامه کامپیوتری نرم افزار 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 نرم افزار دلفی منوسازی آن انجام شده است. این برنامه در محیط ویندوز (XP, 2000, 98) قابل اجراست. به منظور اجرای سریع و مطلوب برنامه، احتیاج به حداقل مگا بایت RAM و حداقل ۱۰۰ مگا بایت فضای خالی در HARD است.

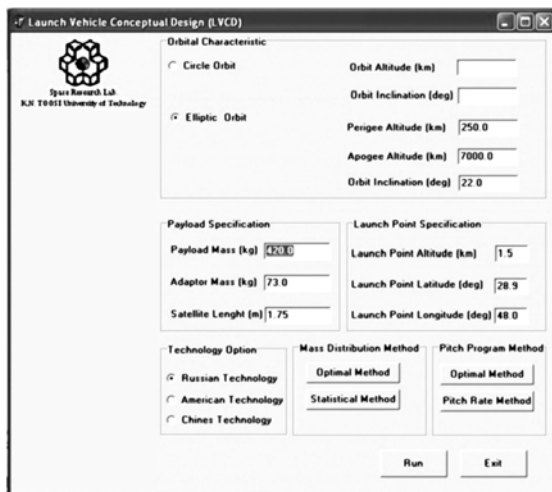
تعامل کاربر با نرم افزار به صورتی است که اطلاعات ورودی (مشخصات مأموریت و قیود طراحی) را وارد می کند و پس از اجرای نرم افزار خروجی (پارامترهای اصلی طراحی، مشخصات ابعادی و بالستیکی و نمودارهای حاصل از شبیه سازی) را مشاهده خواهد کرد.

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 نرم افزار، متفاوت است. اطلاعات آماری در نرم افزار در سه کلاس اصلی موشک حامل براساس جرم محموله تقسیم بندی شده اند که عبارتند از: ۱- کلاس سبک ۲- کلاس متوسط ۳- کلاس سنگین. بنابراین براساس تعداد موشک های 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 نرم افزار LVCD

منوی ورودی نرم افزار در شکل (۲) نشان داده شده است، در این منو به ترتیب ویژگی های مداری، مشخصات محموله، مشخصات نقطه پرتاب، انتخاب تکنولوژی، انتخاب روش تعیین توزیع جرم (بهینه یا آماری) و در نهایت انتخاب روش محاسبه برنامه زاویه پیچ (بهینه یا نرخ زاویه پیچ) تکمیل می شوند. در اینجا در صورتی که در بخش انتخاب روش تعیین توزیع جرم، دکمه آماری انتخاب شود، منوی روش آماری مطابق شکل (۳) باز می شود، 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 مدل های آماری تکمیل می شود، در غیراین صورت دکمه روش بهینه (Optimal) انتخاب می شود، سپس منوی روش بهینه باز می شود، در این صفحه با انتخاب روش بهینه (Optimal) توزیع جرمی به روش بهینه با توجه به ضرایب جرمی - انرژی تیک مراحل بر اساس نوع تکنولوژی انتخابی صورت می پذیرد. همچنین در صورتی که در بخش انتخاب روش محاسبه، برنامه زاویه پیچ دکمه مربوط به نرخ زاویه پیچ فشار داده شود منویی باز می شود. در پایان با تکمیل منوی ورودی شکل (۲)، با فشار دکمه RUN، نرم افزار اجرا می شود. در ادامه به معرفی منوهای خروجی پرداخته خواهد شد.



شکل ۲- ورودی نرم افزار طراحی مفهومی موشک حامل LVCD



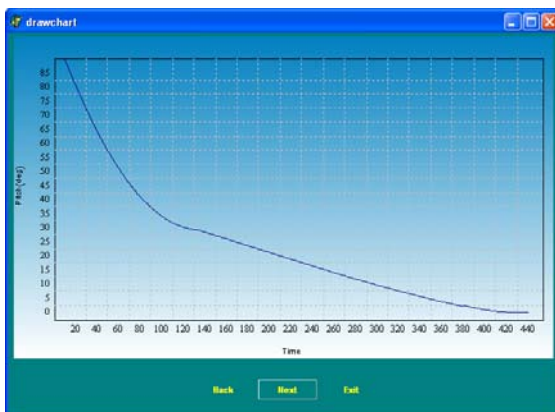
شکل ۳- منوی ورودی محاسبه توزیع جرم مراحل به روش آماری

منوهای خروجی نرم افزار LVCD

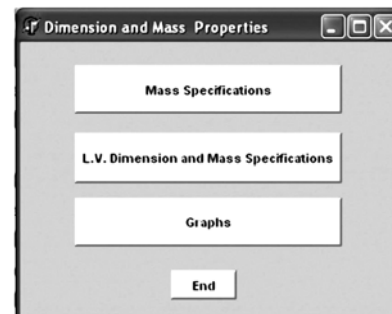
Description	Value	Unit
Maximum Altitude of the Launch Vehicle	486.9026	km
Seperation altitude of the 1st stage	73.79588	km
Vertical flight time	10.00000	sec.
Time of Maximum Dynamic Pressure	139.9993	sec
Altitude of Maximum Dynamic Pressure	46.46501	km
Maximum velocity of the rocket	15262.76	m/sec.
Velocity increase of the 1st stage	2927.290	m/sec
Velocity increase of the 2nd stage	12335.47	m/sec
Mass of 1st stage	109000.0	kg
Mass of 2nd stage	20135.00	kg
Mass of 1st stage block	88865.02	kg
Mass of 2nd stage block	18635.00	kg
Fuel mass of the 1st missile block	81750.02	kg
Fuel mass of the 2nd missile block	18524.20	kg
Gauranty mass of the 1st missile block	1045.370	kg
Gauranty mass of the 2nd missile block	36.40734	kg

شکل ۶- منوی مشخصات بالستیکی- ابعادی

پس از اجرای نرم افزار LVCD منوی نشان داده در شکل (۴) که سه دکمه اصلی دارد، ظاهر می شود. با کلیک بر دکمه Mass Specification مشخصات جرمی موشک چنانچه در شکل (۵) نشان داده شده است، ظاهر می شود و با کلیک بر دکمه Dimension and Mass Specification مشخصات بالستیکی- ابعادی موشک حامل در صفحه ای 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 می گیرد و با کلیک بر دکمه Graph نمودارهای حاصل از شبیه سازی مطابق شکل (۷) ظاهر می شود با کلیک بر روی دکمه Next چهارده نمودار حاصل از شبیه سازی پروازی (تغییرات ارتفاع، سرعت، رد زمینی، شتاب، هد دینامیکی، ماخ، برنامه زاویه پیچ، نرخ زاویه پیچ، تراست، جرم، افت سرعت ناشی از جاذبه، افت سرعت ناشی از تغییر ارتفاع، افت سرعت ناشی از سیستم هدایت و کنترل بر حسب زمان) را می توان مشاهده کرد.



شکل ۷- نمونه ای از نمودار حاصل از شبیه سازی نرم افزار



شکل ۴- منوی خروجی نرم افزار

ارزیابی نرم افزار طراحی مفهومی موشک حامل LVCD

برای ارزیابی نرم افزار مذکور، ورودی های نرم افزار بر اساس ضرایب جرمی- انرژی موشک حامل دو مرحله ای Kosmos11K65M ساخت کشور روسیه و سه مرحله ای CZ-4 ساخت کشور چین انتخاب و نتایج آن ارائه شده است [۱۹].

جدول (۱) ورودی های نرم افزار برای Kosmos11K65M و خروجی نرم افزار به اختصار در جدول (۲) و نتایج شبیه سازی آن در شکل های (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 می دهند.

Description	Value	Unit
Mass of 1st stage	109000.0	kg
Mass of 2nd stage	20135.00	kg
Mass of 1st stage block	88865.02	kg
Mass of 2nd stage block	18635.00	kg
Total propellant mass of the 1st missile block	81750.02	kg
Total propellant mass of the 2nd missile block	18524.20	kg
Mass of 1st stage structure	7115.002	kg
Mass of 2nd stage structure	110.8000	kg
Fuel mass of the 1st missile block	81750.02	kg
Fuel mass of the 2nd missile block	18524.20	kg
Mass of 1st stage propellant gauranty	1042.304	kg
Mass of 2nd stage propellant gauranty	35.55522	kg
Mass of 1st stage fuel gauranty	1042.294	kg
Mass of 2nd stage fuel gauranty	35.54522	kg
Mass of 1st stage oxidizer gauranty	9.999998E	kg
Mass of 2nd stage oxidizer gauranty	9.999998E	kg

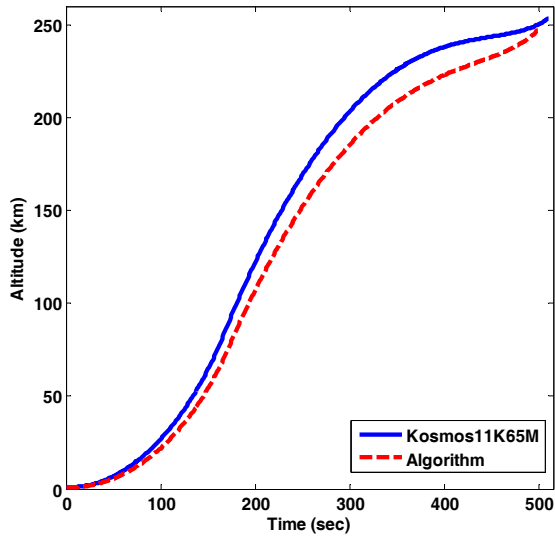
شکل ۵- منوی خروجی مشخصات جرمی

جدول ۱- پارامترهای ورودی نرم افزار LVCD برای موشک حامل Kosmos11K65M

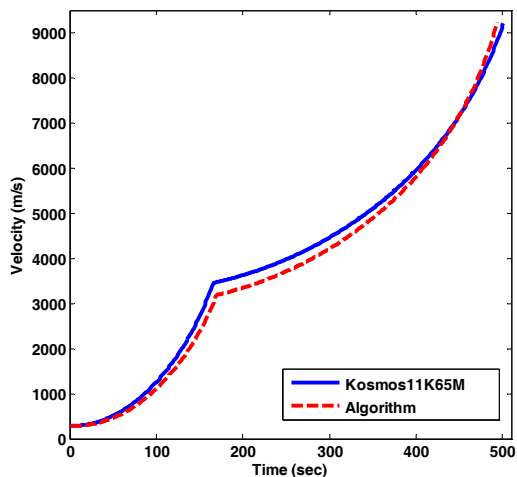
ردیف	پارامتر ورودی	مقدار	واحد
۱	جرم ماهواره	۱۵۰۰	kg
۲	ارتفاع حوضیض	۲۵۰	km
۳	ارتفاع اوج	۲۰۰۰	km
۴	شیب مدار	۵۱/۶	deg
۵	مشخصات نقطه پرتاب	45.6° N , 63.4° E	

جدول ۲- مشخصات پارامترهای اصلی طراحی Kosmos11K65M

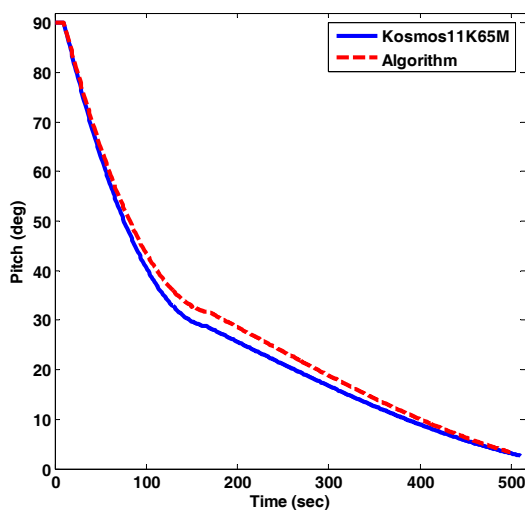
مشخصات	Kosmos 11 K65M	نرم افزار	واحد	درصد خطا
۱ جرم اولیه موشک	۱۰۹۰۰۰	۱۰۸۶۸۷	Kg	-
۲ جرم بلوک مرحله اول	۸۷۳۶۵	۸۶۹۱۷	Kg	۰/۵۱
۳ جرم بلوک مرحله دوم	۲۰۱۳۵	۲۰۲۷۰	Kg	۰/۷۳
۴ نسبت تراسست به وزن اول	۱/۳۸	۱/۳۹	-	۶/۵
۵ نسبت تراسست به وزن دوم	۰/۷۸۹	۰/۸۲	-	۳/۹
۶ حداکثر ارتفاع دستیابی	۲۵۰	۲۵۰	km	-
۷ ارتفاع جدایش بلوک 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	-



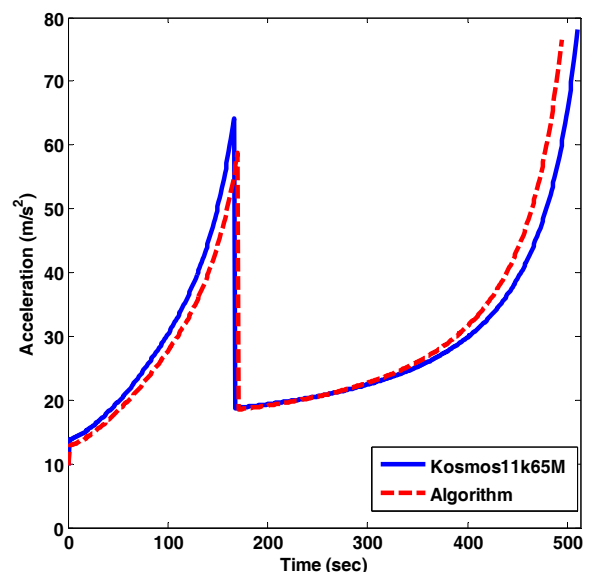
شکل ۹- تغییرات ارتفاع بر حسب زمان Kosmos11K65M



شکل ۱۰- تغییرات سرعت بر حسب زمان Kosmos11K65M



شکل ۱۱- تغییرات زاویه پیچ بر حسب زمان Kosmos11K65M

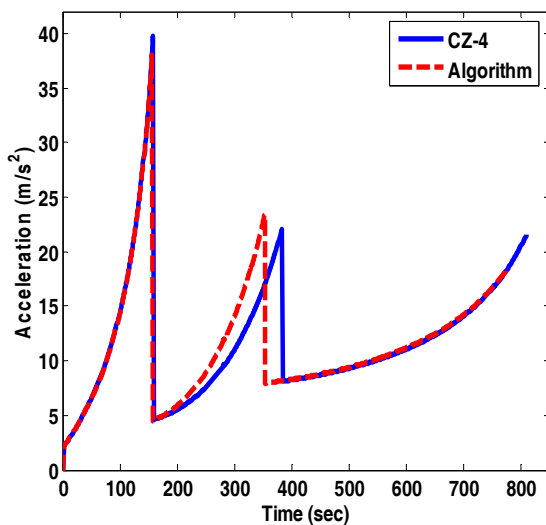


شکل ۸- تغییرات شتاب بر حسب زمان Kosmos11K65M

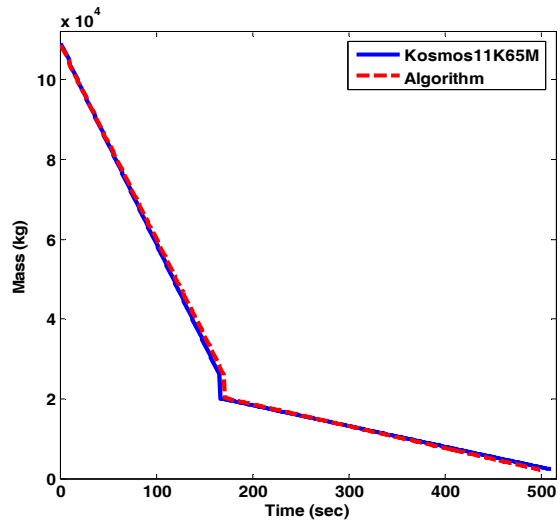
جدول ۴- مشخصات پارامترهای اصلی طراحی CZ-4

خطا (%)	واحد	نرم افزار	CZ-4	مشخصات
-	kg	۲۴۵۸۰۸	۲۵۱۴۹۳	۱ جرم اولیه موشک حامل
۰/۷	kg	۱۹۴۲۵۳	۱۹۲۷۷۱	۲ جرم بلوک مرحله اول
۳/۸	kg	۲۸۰۵۵	۳۹۵۶۴	۳ جرم بلوک مرحله دوم
۱۰/۹	kg	۱۳۵۰۰	۱۵۱۵۷	۴ جرم بلوک مرحله سوم
۰/۲	-	۱/۲۰۷	۱/۲۱	۵ نسبت تراست به وزن اول
۱۰	-	۰/۸۱	۰/۹	۶ نسبت تراست به وزن دوم
۱۵/۴	-	۰/۵۲	۰/۶۱۵	۷ نسبت تراست به وزن سوم
-	km	۶۱۰	۶۲۰	۸ ماکزیمم ارتفاع قابل دستیابی
-	km	۸۳	۸۱	۹ ارتفاع جدایش مرحله اول
-	km	۴۳۰	۴۰۱	۱۰ ارتفاع جدایش مرحله دوم
-	sec	۷۶/۸	۷۶	۱۱ زمان ماکزیمم هد دینامیکی
-	km	۱۲/۰۳	۱۲/۱	۱۲ ارتفاع ماکزیمم هد دینامیکی
-	deg	۶۳/۵	۶۳	۱۳ زاویه پیچ نهایی مرحله اول
-	deg	۲۹	۳۰	۱۴ زاویه پیچ نهایی مرحله دوم

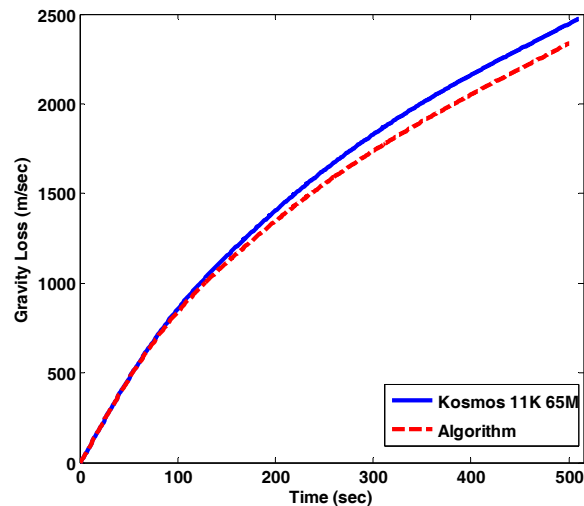
نتایج حاصله: جرم اولیه دو موشک حامل طراحی شده از جرم اولیه واقعی دو موشک حامل CZ-4 و Kosmos 11K65M کمتر است. با انتخاب برنامه زاویه پیچ بهینه شکل (۱۱) و (۱۷)، مجموع شتاب محوری چنانچه در شکل‌های (۸) و (۱۴) نشان داده شده است و همچنین مقدار افت سرعت ناشی از جاذبه چنانچه در شکل‌های (۱۳) و (۲۱) نشان داده شده است با استفاده از نرم افزار LVCD برای دو موشک حامل CZ-4 و Kosmos 11K65M کمتر است. با توجه به جدول‌های (۲) و (۴) و همچنین نمودارهای (۸) تا (۱۹)، ماکزیمم خطای نرم افزار 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 ۱۲- تغییرات جرم بر حسب زمان Kosmos 11K65M

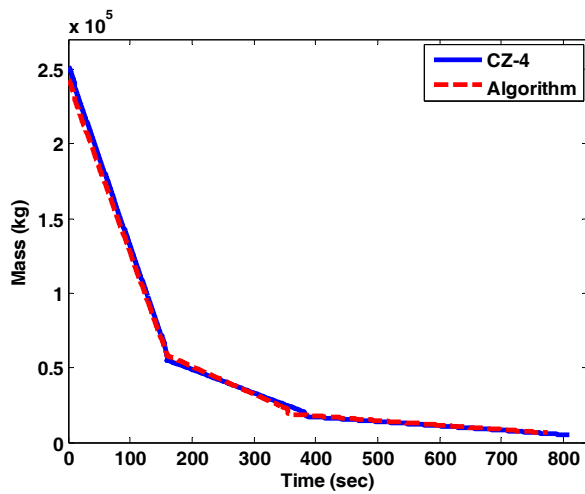


شکل ۱۳- تغییرات افت جاذبه بر حسب زمان Kosmos 11K65M

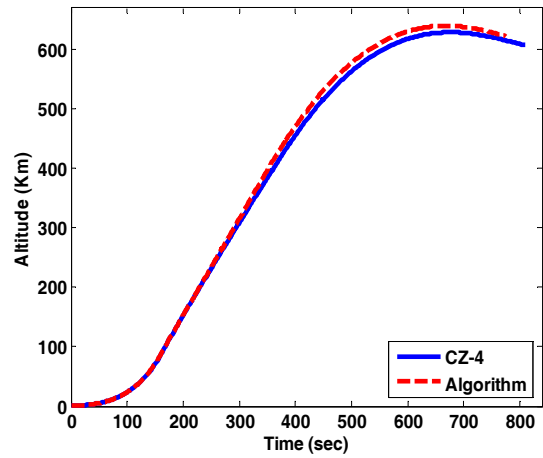
جدول (۳) ورودی‌های نرم افزار برای CZ-4 و خروجی نرم افزار به اختصار در جدول (۴) و نتایج شبیه سازی آن در شکل‌های (۱۴) تا (۱۹) ارائه شده است. نمودارهای شکل (۱۴) تا (۱۹) به ترتیب تغییرات شتاب، تغییرات ارتفاع، تغییرات سرعت، برنامه زاویه پیچ، تغییرات جرم و تغییرات افت سرعت ناشی از جاذبه موشک حامل را بر حسب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

جدول ۳- پارامترهای ورودی نرم افزار LVCD برای موشک حامل CZ-4

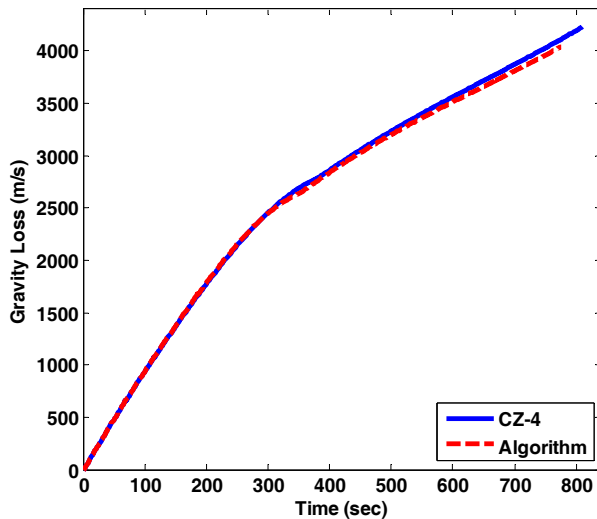
ردیف	پارامتر ورودی	مقدار	واحد
۱	جرم ماهواره	۴۰۰۰	kg
۲	ارتفاع مدار دایروی	۶۰۰	km
۳	شیب مدار	۹۸	deg
۴	مشخصات نقطه پرتاب	28° N, 102° E	



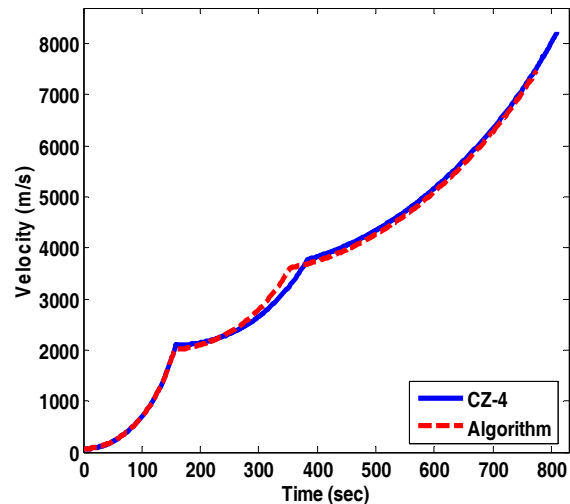
شکل ۱۸- تغییرات جرم بر حسب زمان CZ-4



شکل ۱۵- تغییرات ارتفاع بر حسب زمان CZ-4



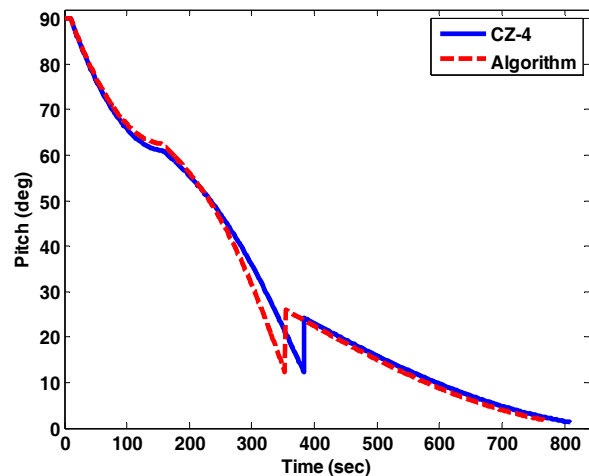
شکل ۱۹- تغییرات افت جاذبه بر حسب زمان CZ-4



شکل ۱۶- تغییرات سرعت بر حسب زمان CZ-4

مراجع

- [۱] میرشمس، مهران. «جزوه درسی طراحی سیستمی ماهواره‌بر»، دانشکده 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، دانشکده 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، جلد ۱، 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.



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

- [۱۳] سازمان صنایع هوافضا، برنامه طراحی بالستیکی موشک‌های زمین به زمین و حامل (برنامه PBRM).
- [۱۴] میرشمس، مهران، کریمی، حسن و ناصح، حسن، «روندمای پیشنهادی تعیین برنامه زاویه 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 Lloyd J. Droppers. "Sounding Rocket Technology Demonstration for Small Satellite Launch Vehicle Project", *AIAA*, 24-27 April 2006.
- [18] C. Geetha Krishnan. "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.
- [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", *26th 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 - اسفند ۱۳۸۵.
- [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.