

طراحی و بهینه سازی سازه سکوی پرتاب قائم موشک ماهواره بر پرتاب شونده از روی کشتی به روش المان محدود

اصغر مهدیان^۱، محمد هادی مرتضوی منش^{۲*}، بهروز شهرياری^۳

^۱ استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان؛ a.mahdian@mut-es.ac.ir

^۲ کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، hadi.mortazavi68@gmail.com

^۳ دانش آموخته دکتری مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان؛ shahriari@mut-es.ac.ir

چکیده

سکوهای پرتاب، عناصر اصلی مجموعه‌های موشکی می‌باشند و انجام عملیات اصلی مربوط به آماده‌سازی پیش از شلیک و پرتاب موشک‌ها را فراهم می‌سازند. شکل سازه‌ی گهواره و ابعاد آن، به بارهای مؤثر و نیز به اندازه و وزن موشک بستگی دارد. در اکثر سازه‌های گهواره‌ها دو تیر که توسط اتصالات عرضی به هم متصل شده‌اند، به عنوان عضوهای اصلی می‌باشند. بنابراین محاسبه شتاب‌ها (نیروهای) وارده از طرف کشتی به سازه گهواره پرتاب نیز ضروری می‌باشد. المان قاب فضایی برای طراحی مورد استفاده قرار گرفته و کد المان محدود برای محاسبه تنش و تغییر شکل در سازه، در نرم‌افزار متلب نوشته شده است. همچنین برای بهینه سازی از روش الگوریتم ژنتیک استفاده شده و کد این الگوریتم نیز در نرم افزار متلب تدوین گردیده است هر یک از کدهای نوشته شده با مثال‌های حل شده صحت سنجی گردیده، که نتایج مطلوبی را نشان می‌دهد. تابع هدف وزن سازه گهواره بوده و جابجایی و تنش تسلیم به عنوان قیود و مشخصات هندسی سطح مقطع، متغیرهای طراحی می‌باشد.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۹۴/۱۱/۰۸

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۵/۰۹/۰۷

کلمات کلیدی:

طراحی سازه

بهینه سازی

گهواره پرتاب قائم

کشتی

روش المان محدود

Design and Optimization of Vertical Launcher Structure of Launch Vehicle Launching from the Ship Using Finite Element Method

Asghar Mahdian¹, Mohammad Hadi Mortazavi Manesh^{2*}, Behrooz shahriari³

¹ Assistant professor, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek -Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran. A.mahdian@mut-es.ac.ir

² M.Sc. Aerospace Engineering, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran. hadi.mortazavi68@gmail.com

³ PhD, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran. shahriari@mut-es.ac.ir

ARTICLE INFO

Article History:

Received: 28 Jun. 2016

Accepted: 27 Nov. 2016

Keywords:

Structure Design

Optimization

Tower Launcher

Ship

Finite Element Method

ABSTRACT

Launching pads are among the essential elements of missiles and their main function is to prepare missiles for launch. Tower launchers dimension and configuration depend on effective loads, dimension and weight of the missile. In the majority of tower launchers, two bars connected to each other with crossbar connectors are considered to be the basic parts. Therefore, it is essential to calculate accelerations (forces) applied from ship to structure of the tower launcher. Space frame element is used for designing and a finite element code has been written in MATLAB Software to calculate stress and deformities of the structure. A Genetic algorithm which is codified in MATLAB has been used for optimization. All of the written codes have been compared to experimental data and results confirm the accuracy and exactness of the outcome. In this design weight of the tower launcher was the target equation, displacement and yield stress were constraints and geometrical specifications of the cross section were variables.

و سیستم‌های پرتاب را به دنبال داشته است [۳]. برون و همکارانش در مقاله خود یک سازه سبک و جدید را برای پرتاب ماهواره بر آرس ۱^۴، طراحی نمودند. لانچر متحرک جدید دارای وزن کمتر نسبت به لانچر متحرک شاتل فضایی بود. چالش اصلی در اینجا ساخت لانچر متحرک جدید دارای برجی با ابعاد ۱۲۰ متر طول و ۱۲ متر مربع بود تا بتواند ماهواره بر آرس ۱ را نگه دارد. (وزن لانچر متحرک برای حمل و نقل توسط حمل کننده شنی دار، که برابر $5/7 \times 10^6$ کیلوگرم است دارای محدودیت بود). در لانچرهای متحرک پیشین اصولاً از تیرهای تیغه‌ای، مقطع‌های نورد شده، و پلیت‌های تخت استفاده می‌شد در حالی که در طراحی سبک، ترکیبی از سازه‌های خاص همراه با خرپاها با مقطع لوله‌ای، صفحات شیار دار و ورق‌ها استفاده شده است. تیم طراحی با نیازهایی از قبیل سفتی، فرکانس‌های طبیعی، بارهای معکوس شونده، شرایط تکیه گاهی چندگانه نامشخص و طبیعی و ناشی از محیط پرتاب مواجه بود [۴]. محمد حسین بهرامی بیدائی و محمدثنائی‌پور در سال ۱۳۸۹ در مقاله‌ی خود به بررسی سیستم عملکرد سکوه‌های پرتاب از دریا و قابلیت اینگونه سکوها و استخراج الزامات سیستمی طراحی آن پرداخته‌اند، سپس سیستم دو نوع موشک عملیاتی پرتاب از دریا را بررسی کرده‌اند [۲]. جان هالند در سال ۱۹۷۵، روش الگوریتم ژنتیک را که یک روش تست و تولید نسل می‌باشد و براساس تئوری اصل بقای شایسته‌ترین‌ها عمل می‌نماید، پیشنهاد نمود. ایشان در روش پیشنهادی خود به ارزیابی شایستگی اعضای موجود در فضای تحقیق پرداختند و سپس با اعمال عملگرهای ژنتیک، بهترین جوابهای ممکن در فضای جستجو را با توجه به تابع شایستگی پیدا نمودند [۵ و ۶]. در سال ۱۹۸۰ اولین کنفرانس در مورد الگوریتم ژنتیک در پیتزبورگ پنسیلوانیا برگزار گردید و از این تاریخ به بعد رساله‌ها و مقاله‌های بسیاری در تایید این الگوریتم ارائه شد که می‌توان به بهینه‌سازی پیکره خرپا توسط هاجلا در سال ۱۹۹۵ با استفاده از الگوریتم ژنتیک اشاره نمود [۷]. کریشنامورتی و راجیو در سال ۱۹۹۲ جهت بهینه‌کردن خرپا از روش الگوریتم ژنتیک ساده گلد برگ استفاده نمودند [۸]. کمپ و همکاران در سال ۲۰۰۱ در مقاله خود از یک فرآیند طراحی به همراه الگوریتم ژنتیک، برای بهینه‌سازی گسسته ساختارهای دو بعدی استفاده کرده‌اند. تابع هدف مورد استفاده وزن کلی سازه بوده. در تحقیق مذکور، الگوریتم ژنتیک براساس برنامه آنالیز اجزاء محدود طراحی شده است. خصوصیات خاص این برنامه شامل، متغییرهای طراحی گسسته، یک قالب (شکل) باز برای تعریف قیدها، چک کردن طرح‌ها با استفاده از تاییدیه‌های موسسه آمریکایی (AISC-ASD)، که فرآیند GA پیشنهاد شده توانسته تاییدیه AISC-ASD و قیدهای ساخت را بدست آورد در حالی که وزن کلی سازه را حداقل می‌نماید [۸]. جرو و آنتونیو

پرتاب موشک ماهواره بر از طریق پایگاه‌های پرتاب موشک دریایی صرفه‌جویی در مصرف سوخت (با توجه به منطقه مورد هدف) و نهایتاً صرفه‌جویی در هزینه‌ها را به دنبال خواهد داشت. ماهواره‌هایی که از طول جغرافیایی دیگر پرتاب می‌شوند برای قرار دادن خود بر روی مدار استواء، باید بخشی از سوخت گرانبهای خود را مصرف کنند، اما ماهواره‌هایی که از روی استوا پرتاب می‌شوند مستقیماً در مدار مورد نظر قرار گرفته و می‌توانند از این سوخت برای هرچه بیشتر ماندن در مدار، استفاده کنند. لانچ^۱ در ادبیات انگلیسی به معنای آغاز کردن و در دانش مهندسی هوافضا به معنای پرتاب (پرتاب کردن) می‌باشد، همچنین پرتابگر^۲ در دانش هوافضا به وسیله‌ای گفته می‌شود که به حالت دستی و یا خودکار، گلوله توپ و موشک را شلیک می‌کند. سکوه‌های پرتاب، عناصر اصلی آرایه‌های موشکی می‌باشند و انجام عملیات اصلی مربوط به آماده‌سازی پیش از شلیک و پرتاب موشک‌ها را فراهم می‌سازند. یکی از این سکوه‌های پرتاب، لانچر برجی^۳ می‌باشد. کاربرد گسترده‌ی این نوع سکوی پرتاب در پرتاب قائم موشک‌های بالستیک می‌باشد. می‌توان گفت این لانچر گونه‌ای از لانچرهای متحرک است، که موشک نصب شده روی برج را به حالت قائم نسبت به سطح قرار می‌دهد. کشتی‌ها هیچگاه در معرض امواج منظم قرار نمی‌گیرند و همیشه وضعیت امواج دریا به صورت نامنظم است. با این حال مطالعه حرکات کشتی در این گونه امواج درک خوبی از مشخصه و کیفیت اینگونه حرکات فراهم می‌آورد که قابل تعمیم به حرکات کشتی در امواج غیرمنظم نیز می‌باشد. با استفاده از معادلات حرکت، می‌توان اصول تئوری حرکات کشتی‌ها در دریا را شکل داد و در تحلیل کیفی و کمی این حرکات از آن استفاده نمود [۱]. شناور در هنگام دریانوردی، علاوه بر حرکت در جهت ناوبری، دارای حرکات نوسانی بسیار پیچیده‌ای می‌باشد که این نوسانات حاصل از اندرکنش با امواج دریا می‌باشد. با اندازه‌گیری‌های تجربی فراوان به اثبات رسیده است که عناصر اصلی در زمینه حرکت شناور در دریا، پاسخ آن به یک رشته امواج منظم است. بررسی‌های تئوری نشان می‌دهد که شکل آن نوع از امواج به صورت منحنی سینوسی است [۲]. سکوه‌های پرتاب موشک‌های عمود پرتاب، برای نخستین بار در سال‌های ۱۹۳۲ و ۱۹۳۳ میلادی طراحی شدند. در سال ۱۹۳۳ اولین پرتاب موفقیت آمیز موشک سوخت مایع «ساخت ام.ک تیخناروف» از روی چنین سکویی انجام گرفت. در بهار سال ۱۹۳۳ میلادی بنا به تصمیم شورای عالی دفاع در مسکو انستیتوی علمی پژوهشی موشکی، یعنی اولین مرکز علمی ساخت موشک در شوروی تاسیس گردید. این انستیتو نیروهای متخصصی را به کار گرفت که در زمینه تجهیزات موشکی فعالیت کنند و این امر طراحی موفق موشک‌های جدید، دستگاه‌ها

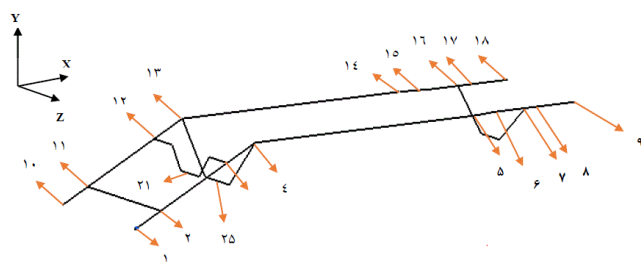
سریع و خطی به سمت مطلوب در مراحل اولیه الگوریتم شبیه سازی تبرید تدریجی، این الگوریتم می تواند به عنوان گزینه دوم این مقایسه در نظر گرفته شود [۱۳].

۲- المان قاب فضایی

یک المان قاب فضایی میله‌ای مستقیم با سطح مقطع یکنواخت است که قادر به مقاومت در برابر نیروهای محوری و برشی، ممانهای خمشی حول دو محور اصلی واقع در صفحه مقطع آن و ممان پیچشی حول محور مرکز ثقل آن می باشد. ماتریس سختی المان قاب فضایی دارای ابعاد 12×12 است. با بررسی های انجام گرفته در مورد سازه گهواره پرتاب، المان قاب سه بعدی برای این سازه انتخاب شده است. علت در نظر گرفتن درجه آزادی پیچش در سازه، حرکت یاو در کشتی می باشد که در سازه گهواره پرتاب ایجاد پیچش می کند [۱۵].

۲-۱- تشریح فیزیک مسئله

سازه ی گهواره و ابعاد آن به بارهای مؤثر و نیز به اندازه و وزن موشک بستگی دارد. گهواره باید سبک و مستحکم بوده و ابعاد آن حداقل مقدار ممکن باشد. سازه ی گهواره و نحوه ی قرارگیری آن روی ماشین نصب کننده نباید ابعاد کلی ماشین نصب کننده را به میزان زیادی افزایش داده و ارتفاع مرکز ثقل آن را بالا ببرد. به همین علت مناسب تر است که گهواره در وضعیت غیرکاری به صورت افقی و در حد امکان در پایین ترین موقعیت ارتفاعی قرار گیرد. در اکثر سازه های گهواره ها دو تیر که توسط اتصالات عرضی به هم متصل شده اند، به عنوان عضوهای اصلی حامل می باشند [۲]. در این تحقیق شکل کلی لانچر موشک اسکاد بی ۶ در نظر گرفته شده است. در شکل ۱ سازه اصلی گهواره و گره های اصلی نشان داده شده است.



شکل ۱- سازه گهواره پرتاب

۲-۲- شرایط بارگذاری

بارهای وارده بر سازه گهواره در حالت آماده سازی موشک عبارتند از نیروی وزن موشک و نیروهای (شتاب های) وارده از طرف کشتی، نیروی جک بالابر گهواره و نیروهای (شتاب های) دینامیکی حاصل از بالا رفتن گهواره می باشد. نیروها و گشتاورهای وارده از طرف کشتی به گره ی ۲۱ و گره های ۱۷ و ۸ و نیروی جک بصورت بار

بلودر سال ۲۰۰۶ یک الگوریتم ژنتیک نخبه گرا ابداع نمودند، و راه حل های تجاری متداول را برای بهینه سازی ساختار های پیچیده با الگوریتم خود مقایسه نمودند. بعد از تایید اعتبار آن بر روی سازه های دوبعدی، از این الگوریتم برای سازه های سه بعدی جهت بهینه نمودن وزن سازه استفاده نمودند، و با توجه به نتایج بدست آمده و مقایسه آن با نتایج قبلی به این نتیجه رسیدند که الگوریتم ژنتیک نخبه گرا برای بهینه سازی سازه های سه بعدی قابل اطمینان می باشد [۹]. الگوریتم ژنتیک در انواع مختلف مسائل پیچیده مورد استفاده قرار گرفته و همچنین از این الگوریتم برای مسائلی با متغیر های پیوسته و گسسته به کار می رود [۱۰]. تايفون و همکارانش در سال ۲۰۱۱ در مقاله ی خود با استفاده از انواع کد گذاری مانند کدگذاری مقدار و کد گذاری باینری برای بهینه سازی پیوسته و گسسته با استفاده از الگوریتم ژنتیک پرداختند، که از نرم افزار فورترن^۵ برای نوشتن برنامه و از تنش و جابجایی به عنوان محدودیت، برای به حداقل رساندن وزن سازه خرپا استفاده نمودند. همچنین به علت وجود مجموعه ای پیوسته از متغیر های طراحی، چالش فضای تحقیق وجود دارد، که توسط یک مکانیسم با عنوان رهیافت برد محدود بر این چالش غلبه نمودند. همچنین به این نتیجه رسیدند در این نوع کدگذاری مقدار، نیاز به حافظه کامپیوتر و همچنین زمان مورد نیاز کمتر است و هرگز کروموزم مناسب را از بین نمی برد لذا دریافتند که جمعیت اولیه یک عامل مهم برای راه حل نهایی است، بطوری که اگر جمعیت اولیه از افراد خوب تشکیل شوند، زمان رسیدن به راه حل نهایی کاهش می یابد، که روش رهیافت برد محدود از همین ایده ناشی می شود [۱۱]. گندمی و همکارانش در سال ۲۰۱۳ در مقاله خود یک مدل تجربی برای پیش بینی مقاومت برشی تیرهای تیغه ارائه نمودند. یک الگوریتم جستجوی ترکیبی ژنتیک و تبرید تدریجی به نام ژنتیک-تبرید تدریجی (GSA)، به منظور توسعه روابط ریاضی بین داده های تجربی استفاده شده است. وی با استفاده از این الگوریتم، تا نه پارامتر مکانیکی و هندسی مربوط به استحکام برشی تیرهای تیغه به دست آورده است. نتایج کار او و همکارانش نشان داد، که مدل تجربی ارائه شده به درستی قادر به ارزیابی استحکام برشی تیرهای تیغه ای می باشد، وی اعتبار مدل ارائه شده را با مقایسه نتایج خود با نتایج به دست آمده از موسسه بتن آمریکا (ACL) و موسسه استاندارد کانادا (CSA) مورد بررسی قرار داد. معادله به دست آمده بسیار ساده و شامل چند پارامتر مؤثر است [۱۲]. هسنسی و همکارانش در سال ۲۰۱۰ در مقاله خود با استفاده از الگوریتم های ژنتیک، شبیه سازی تبرید تدریجی، استراتژی تکامل، بهینه سازی گروهی ذرات، بهینه سازی کلونی مورچه ها، در پی بهبود طراحی بهینه برای اندازه واقعی قاب های صلب فولادی به هم پیوسته می باشند. وی در نهایت به این نتیجه رسید که با توجه به همگرایی

جدول ۳ - مشخصات کشتی فله بر مورد نظر

مقادیر	واحد	پارامتر	مشخصه
۰/۰۷	rad/s^2	α_Y	شتاب حرکت یاو
۰/۱۷	rad/s^2	α_P	شتاب حرکت پیچ
۰/۲۲	rad/s^2	α_R	شتاب حرکت رول
۳/۱۸	m/s^2	a_H	شتاب حرکت هیو
۲/۴۷	m/s^2	a_{sw}	شتاب حرکت اسوی
۰/۵۰	m/s^2	a_{su}	شتاب حرکت سرچ

همانگونه که در جدول ۳ دیده می‌شود شتاب‌های اسوی و هیو ایجاد شده در مقایسه با شتاب سرچ دارای مقادیر نسبتاً بزرگی می‌باشند. البته مقادیر این شتاب‌ها در حدود یک چهارم شتاب گرانش می‌باشد.

۳-۱- محاسبه نیروها و ممان‌های وارده از طرف کشتی بر موشک

مقادیر ممان اینرسی موشک و گهواره در جدول ۴ آورده شده است.

جدول ۴ - ممان اینرسی موشک و گهواره حول مرکز جرم هر کدام

موشک	ممان اینرسی	گهواره	ممان اینرسی
	$(kg.m^2)$		$(kg.m^2)$
۴۵۳	I_{xx}	۷۹۳/۹۲۵	I_{xx}
۴۹۱۲۳	I_{yy}	۱۰۰۸۱/۴۸	I_{yy}
۴۹۱۲۳	I_{zz}	۹۵۳۳/۸۲۲	I_{zz}

مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای مربوط به حرکات کشتی بصورت روابط ۲، ۳ و ۴ می‌باشد.

$$\omega_x = \frac{2\pi}{T_R} \quad (1)$$

$$\omega_y = \frac{2\pi}{T_P} \quad (2)$$

$$\omega_z = 0 \quad (3)$$

T_P و T_R به ترتیب پریود حرکت رول و پریود حرکت پیچ می‌باشد که مقادیر آن در جدول ۲ آورده شده است. مؤلفه‌های شتاب زاویه‌ای مربوط به حرکات کشتی عبارتند از:

$$\dot{\omega}_x = \alpha_R \quad (4)$$

$$\dot{\omega}_y = \alpha_P \quad (5)$$

$$\dot{\omega}_z = \alpha_Y \quad (6)$$

α_P ، α_Y و α_R به ترتیب شتاب حرکت رول، شتاب حرکت پیچ و شتاب حرکت یاو می‌باشد که مقادیر آن در جدول ۳ آورده شده است. مؤلفه‌های سرعت خطی مربوط به حرکات کشتی برابر صفر در نظر گرفته شده است. علت صفر بودن این سرعت‌ها آن است که

متمرکز به گره ۲۵ وارد می‌گردد. همچنین نیروهای دینامیکی حاصل از بالا رفتن گهواره بصورت بار گسترده بر تمام گره‌های سازه وارد می‌گردد. لازم به ذکر است که گهواره پرتاب موشک اسکادبی در قسمت جلویی آن دارای یک قسمت الاکلنگی می‌باشد، که بالشتک جلویی بر روی آن قرار دارد که این قسمت حذف شده و بارهای وارده بر بالشتک جلویی به قسمت اتصال الاکلنگی و سازه اصلی گهواره (گره های ۸ و ۱۷) وارد می‌گردد.

۳-۲- شرایط تکیه گاهی

قسمت اتصال گهواره به زمین یعنی گره‌های ۱ و ۱۰ دارای شرایط تکیه‌گاهی لولایی می‌باشند و قادرند حول محور Z دوران نمایند. گره های ۱۶ و ۱۷ در واقع دارای تکیه گاهی می‌باشند که به سازه اجازه جابجایی در راستای منفی Y را نمی‌دهند.

۳ - محاسبه حرکات و شتاب های کشتی و انتخاب آن

از آنجا که سازه طراحی شده باید عملیات شلیک موشک از روی کشتی را انجام دهد، بنابراین محاسبه شتاب‌ها (نیروهای) وارده از طرف کشتی به سازه گهواره پرتاب نیز ضروری می‌باشد. برای این منظور از استاندارد BV که مربوط به شتاب‌های کشتی می‌باشد استفاده شده است. لازم به ذکر است که در مورد شتاب‌های وارده از طرف کشتی، ماکزیمم این شتاب‌ها در نظر گرفته شده است. با توجه به ویژگی‌های کشتی‌های فله‌بر و فضای خالی موجود و سرعت پایین، این نوع کشتی برای پرتاب موشک اسکادبی انتخاب شده است. از بین کشتی‌های فله بر موجود سعی شده کشتی که دارای کمترین تغییر در میزان آب‌خور و نیز کمترین پریود عرضی (پریود رول) را دارد انتخاب گردد.

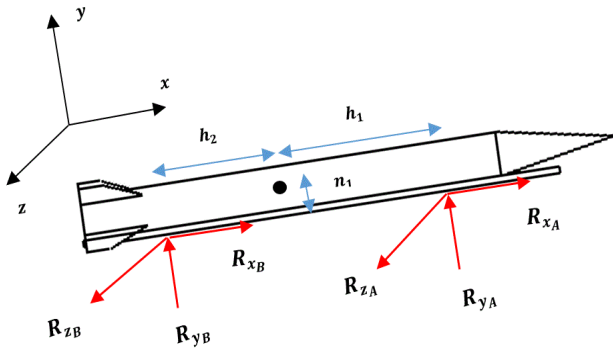
جدول ۱ - مشخصات کشتی مورد نظر

آب‌خور	عرض کشتی	حداکثر سرعت پیشروی	طول کشتی
(m)	(m)	(kn)	(m)
۴/۹	۱۴	۱۰	۷۷/۲

با استفاده از استاندارد گفته شده مقادیر مربوط به کشتی انتخاب شده را محاسبه نموده که در جداول ۲ و ۳ آورده شده است.

جدول ۲ - مشخصات کشتی فله بر مورد نظر

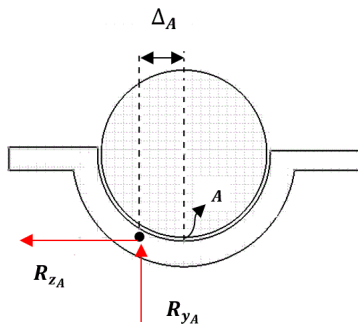
مشخصه	پارامتر	واحد	مقادیر
آب‌خور جدید	T'	m	۴/۸۹
دامنه حرکت پیچ	A_p	rad	۰/۱۱
پریود حرکت پیچ	T_p	s	۵/۰۵۲
دامنه حرکت رول	A_R	rad	۰/۳۸
پریود حرکت رول	T_R	s	۸/۳۲
پریود حرکت اسوی	T_{sw}	s	۵/۷۳



شکل ۲. نیروهای وارده از طرف کشتی بر سازه گهواره

برای انجام محاسبات فرض‌هایی در نظر گرفته شده است:

۱. نیروهای وارده به قسمت جلویی گهواره (بالشتک جلویی) دقیقاً در نقطه‌ی A اعمال نمی‌گردد بلکه در فاصله Δ از مرکز (بالشتک جلویی) وارد می‌شوند شکل ۳.
۲. نیروی R_x در قسمت جلویی گهواره (بالشتک جلویی) برابر صفر در نظر گرفته شده است زیرا اتصالات در بالشتک عقبی محکم بوده و نیروی در بالشتک جلویی تقریباً برابر صفر است.



شکل ۳- نیروهای وارده به بالشتک جلویی

در شکل ۳، h_1 ، h_2 و n_1 به ترتیب برابر ۲/۶۴۴، ۲/۹۱۶ و ۰/۴۴ متر می‌باشد. در نهایت ۶ معادله و ۶ مجهول بدست می‌آید که بصورت زیر می‌باشد:

$$\sum F_x \Rightarrow R_{x_A} + R_{x_B} = 2950 \quad (12)$$

$$\sum F_y \Rightarrow R_{y_A} + R_{y_B} = 1.4545 \times 10^4$$

$$\sum F_z \Rightarrow R_{z_A} + R_{z_B} = 1.8767 \times 10^4$$

$$\sum M_x \Rightarrow -R_{z_A} \times n_1 - R_{z_B} \times n_1 - R_{y_A} \times \Delta_A = 97.9386$$

$$\sum M_y \Rightarrow -R_{z_A} \times h_2 + R_{z_B} \times h_1 = 8.3165 \times 10^3$$

$$\sum M_z \Rightarrow R_{y_A} \times h_1 - R_{y_B} \times h_2 + R_{x_A} \times n_1 + R_{x_B} \times n_1 = 4.8925 \times 10^4$$

بعد از حل این معادلات نیروهای وارد بر گهواره پرتاب از طرف کشتی محاسبه می‌گردد. مقدار Δ در عبارات بالا برابر ۰/۴۶۳۳۹ متر محاسبه گردید.

در محاسبات مقدار ماکزیمم شتاب‌های متناظر با این سرعت‌ها لحاظ شده است. علت این امر آن است که با بررسی روابط اوایلر می‌توان ثابت نمود، در این تحقیق ماکزیمم نیروها و شتاب‌های روابط اوایلر در صورتی حاصل می‌شود که مقدار شتاب‌ها ماکزیمم و بنابراین سرعت‌ها صفر لحاظ شود. مؤلفه‌های شتاب خطی مربوط به حرکات کشتی بصورت روابط ۸، ۷ و ۹ می‌باشد.

$$\dot{v}_x = a_{su} \quad (7)$$

$$\dot{v}_y = a_{sw} \quad (8)$$

$$\dot{v}_z = a_H \quad (9)$$

به ترتیب شتاب خطی حرکت سرج، اسوی و هیو a_{su} ، a_{sw} و a_H می‌باشد که مقادیر آن در جدول ۳ آورده شده است. با جایگذاری پارامترهای فوق در معادلات اوایلر، نیروها و گشتاورهای وارده از طرف کشتی بر موشک محاسبه می‌گردد.

$$\sum M_x = I_{xx} \dot{\omega}_x - (I_{yy} - I_{zz}) \omega_y \omega_z$$

$$\sum M_y = I_{yy} \dot{\omega}_y - (I_{zz} - I_{xx}) \omega_z \omega_x \quad (10)$$

$$\sum M_z = I_{zz} \dot{\omega}_z - (I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y$$

$$\sum F_x = m(\dot{v}_x + v_z \omega_y - v_y \omega_z)$$

$$\sum F_y = m(\dot{v}_y + v_x \omega_z - v_z \omega_x) \quad (11)$$

$$\sum F_z = m(\dot{v}_z + v_y \omega_x - v_x \omega_y)$$

جدول ۵- نیروها و گشتاورهای وارده از طرف کشتی بر موشک

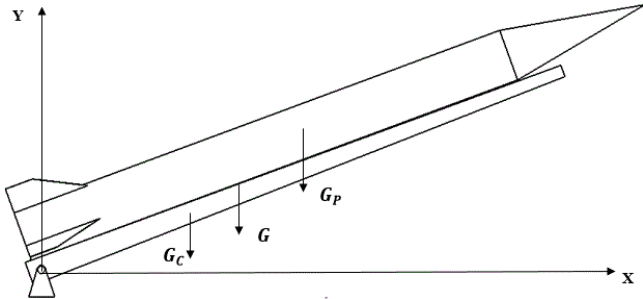
پارامتر	واحد	مقادیر
F_x	KN	۲/۹۵
F_y	KN	۱۴/۵۴
F_z	KN	۱۸/۷۷
M_x	KN.m	۰/۰۹۸
M_y	KN.m	۸/۳۲
M_z	KN.m	۴۸/۹۳

۳-۲- محاسبه نیروها و ممان‌های وارده از طرف کشتی بر سازه گهواره پرتاب

موشک در دو نقطه به گهواره پرتاب متصل می‌باشد، که در قسمت قبل نیروها و گشتاورهایی که در اثر شتاب‌های ناشی از کشتی به مرکز ثقل موشک اعمال می‌شود محاسبه گردید که در واقع همان نیروها و گشتاورهای اوایلر می‌باشد. سپس این نیروها به دو نقطه اتصال موشک و گهواره انتقال داده می‌شود شکل ۲.

جدول ۸- مشخصات مرکز ثقل مشترک

مختصات مرکز ثقل مشترک G		
پارامتر	واحد	مقدار
x	m	۴/۴۲
y	m	۰/۷۱



شکل ۴- مرکز جرم موشک و گهواره [۱]

۴-۲- محاسبه مرکز جرم مشترک موشک و گهواره

در این بخش با استفاده از قضیه محورهای موازی ممان اینرسی جرم، موشک و گهواره حول محورهای کلی محاسبه می‌گردد.

$$I = \bar{I} + md^2$$

(۱۵)

مقادیر ممان اینرسی I_{xx} ، I_{yy} و I_{zz} موشک اسکاد بی و گهواره پرتاب در جدول ۹ آورده شده است.

جدول ۹- ممان اینرسی موشک و گهواره حول مرکز جرم هر کدام

ممان اینرسی گهواره			ممان اینرسی موشک		
پارامتر	واحد	مقدار	پارامتر	واحد	مقدار
I_{xx}	$kg.m^2$	۷۹۳/۹۲۵	I_{xx}	$kg.m^2$	۴۵۳
I_{yy}	$kg.m^2$	۱۰۰۸۱/۴۸	I_{yy}	$kg.m^2$	۴۹۱۲۳
I_{zz}	$kg.m^2$	۹۵۳۳/۸۲۲	I_{zz}	$kg.m^2$	۴۹۱۲۳

جدول ۱۰- فاصله محورهای اصلی موشک و گهواره تا محورهای کلی

گهواره			موشک		
پارامتر	واحد	فاصله	پارامتر	واحد	فاصله
d_{p1}	m	۱/۰۱	d_{c1}	m	۱/۱۶
d_{p2}	m	۳/۲۰	d_{c2}	m	۴/۸۷
d_{p3}	m	۳/۱۰	d_{c3}	m	۴/۸۶

جدول ۶- بارهای وارده از طرف کشتی بر گهواره پرتاب

شماره نود	۲۱	۸	۱۷
$R_{xB} (N)$	۲۹۵۰	-	-
$R_{yB} (N)$	-۱۶۴۹/۸۴۲	-	-
$R_{zB} (N)$	۱۰۴۲/۲۲	-	-
$R_{yAL} (N)$	-	۷۵۶۳/۰۵۲۶	-
$R_{yAR} (N)$	-	-	۸۶۳۱/۲۲۷۳
$R_{zAL} (N)$	-	۴۴۴۸/۶۶۴	-
$R_{zAR} (N)$	-	-	۳۸۹۸/۱۱۲

۴- مجهولات تکیه گاهی و نیروی جک

علت محاسبه مجهولات تکیه گاهی و نیروی جک بررسی بحرانی ترین حالت نیروهای وارد بر گهواره می‌باشد، به عبارت دیگر بعد از نوشتن معادلات مورد نظر بررسی می‌گردد، که در کدام حالت، بیشترین نیروها به گهواره وارد می‌شود. در این مرحله موشک و گهواره پرتاب بصورت یک جسم در نظر گرفته می‌شوند.

۴-۱- محاسبه مرکز جرم مشترک موشک و گهواره

در این قسمت با استفاده از روابط زیر مرکز جرم مشترک موشک و گهواره محاسبه می‌گردد:

$$x = \frac{G_p x_p + G_c x_c}{G_p + G_c} \quad (13)$$

$$y = \frac{G_p y_p + G_c y_c}{G_p + G_c} \quad (14)$$

G_p ، G_c به ترتیب وزن موشک و وزن گهواره می‌باشد.

x_p ، y_p ، z_p و x_c ، y_c ، z_c مختصات مراکز ثقل به ترتیب برای موشک و گهواره می‌باشد که مقادیر آن در جدول ۷ آورده شده است. [۳]

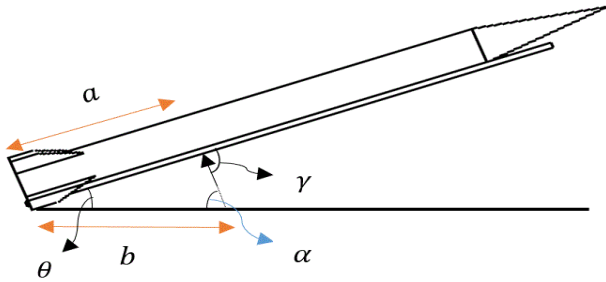
جدول ۷- مشخصات جرم و مرکز ثقل موشک و گهواره

گهواره			موشک		
پارامتر	واحد	مقدار	پارامتر	واحد	مقدار
x_p	m	۴/۸	x_c	m	۳/۰۸
y_p	m	۰/۷۷	y_c	m	۰/۵۲
z_p	m	۰/۸۷	z_c	m	۰/۸۷
G_p	kg	۵۹۰۰	G_c	kg	۱۶۸۴

بعد از انجام محاسبات مختصات مرکز ثقل مشترک بصورت زیر بدست می‌آید. در این تحقیق مرکز جرم مجموعه ثابت در نظر گرفته شده است.

۳-۴- محاسبه شتاب حرکت گهواره

برای محاسبه شتاب حرکت گهواره از سرعت حرکت جک و تغییر طول آن نسبت به زمان استفاده می‌شود. باتوجه به اطلاعات دریافتی مدت زمان استاندارد برای عمود سازی گهواره بین ۸ تا ۹ دقیقه می‌باشد در این جا این مدت زمان حدوداً برابر ۵ دقیقه در نظر گرفته شده است. تغییر طول جک برحسب زاویه گهواره (θ) بصورت زیر محاسبه می‌شود:



شکل ۸- زوایای جک، موشک و گهواره

$$L = \sqrt{b^2 + a^2 - 2ab \cos \theta} \quad (16)$$

$$\frac{L}{\sin \theta} = \frac{b}{\sin(180 - \gamma)} = \frac{a}{\sin \alpha} \quad (17)$$

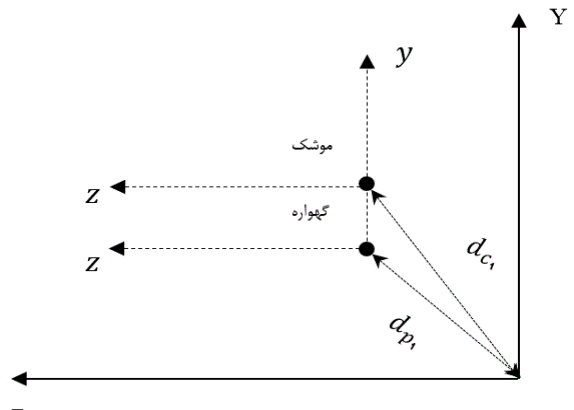
$$\gamma = 180 - \text{Arcsin}\left(\frac{b \sin \theta}{L}\right) \quad (18)$$

در عبارات بالا a فاصله از محور چرخش گهواره تا مفصل بالایی جک هیدرولیکی و b فاصله از محور چرخش گهواره تا مفصل پایینی جک هیدرولیکی و L برابر طول جک هیدرولیکی و همچنین زاویه جک با گهواره پرتاب می‌باشد ($a = 2 / 0.24 \text{ m}$ و $b = 1 / 0.212 \text{ m}$). بعد از مشتق گیری از معادله (۱۶) می‌توان نوشت:

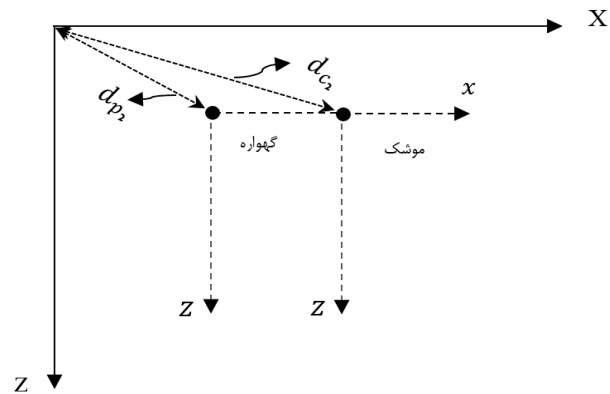
$$\dot{\theta} = \frac{\dot{L} \times \sqrt{b^2 + a^2 - 2ab \cos \theta}}{ab \sin \theta} \quad (19)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\left(\frac{\dot{L} \times ab \dot{\theta} \sin \theta}{\sqrt{a^2 + b^2 - 2ab \cos \theta}} \times ab \sin \theta \right)}{(ab \sin \theta)^2} - \frac{(ab \dot{\theta} \cos \theta \times \dot{L} \times \sqrt{b^2 + a^2 - 2ab \cos \theta})}{(ab \sin \theta)^2} \quad (20)$$

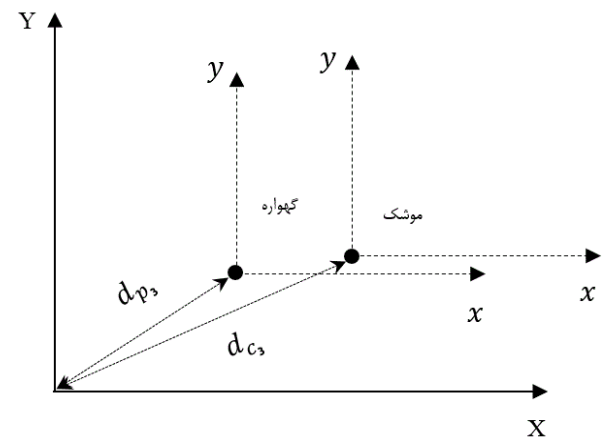
که پارامتر θ ، $\dot{\theta}$ و $\ddot{\theta}$ به ترتیب سرعت زاویه ای و شتاب زاویه ای گهواره و تغییر طول جک برحسب زمان می‌باشد. در این قسمت برای عمود سازی در مدت زمان گفته شده، \dot{L} برابر 0.04 متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. در نهایت بعد از محاسبات در کد نوشته شده مقادیر $\dot{\theta}$ و $\ddot{\theta}$ بر حسب θ بدست می‌آیند.



شکل ۵- فاصله محور X موشک و گهواره تا محور X، (صفحه ZY)



شکل ۶- فاصله محور Y موشک و گهواره تا محور Y، (صفحه ZX)



شکل ۷- فاصله محور Z موشک و گهواره تا محور Z، (صفحه XY)

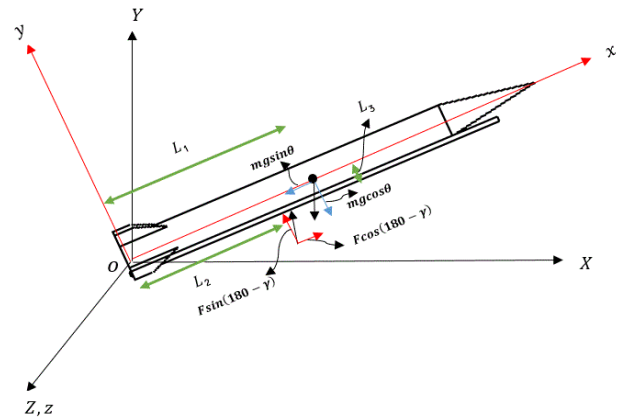
مقادیر d_{p1} ، d_{p2} و d_{p3} به ترتیب فاصله‌ی محورهای Y ، X ، Z گهواره تا محورهای Y ، X ، Z و مقادیر d_{c1} ، d_{c2} و d_{c3} به ترتیب فاصله‌ی محورهای X ، Y ، Z موشک تا محورهای X ، Y ، Z کلی می‌باشد. بعد از انجام محاسبات مقادیر I_{XX} و I_{YY} و I_{ZZ} کل موشک و گهواره بدست می‌آید که در جدول ۱۱ آورده شده است.

جدول ۱۱- ممان اینرسی جرم کل موشک و گهواره

ممان اینرسی جرم کل		
پارامتر	واحد	مقدار
I_{XX}	$kg.m^2$	۵۲۰۰/۳۸
I_{YY}	$kg.m^2$	۲۱۱۱۱۵/۵۷۷۶
I_{ZZ}	$kg.m^2$	۲۱۴۱۹۵/۷۰۲۰

۴-۴- محاسبه مجهولات تکیه گاهی و نیروی جک

این معادلات برای مجموع موشک و گهواره، بصورت زیر نوشته می‌شوند:



شکل ۹- نیروهای وارد بر موشک و گهواره

با توجه به شکل ۱۰ مشاهده می‌شود که ماکزیمم مقدار نیرو در لحظه شروع اتفاق می‌افتد و مقدار آن برابر $6/1329 \times 10^5 N$ بدست آمده است. بعد از جایگذاری مقدار نیروی جک بدست آمده در عبارات زیر مقادیر ماکزیمم مجهولات تکیه گاهی محاسبه می‌گردد:

$$\sum F_x \rightarrow O_x - mg \sin \theta + F \cos(180 - \gamma) = m \dot{V}_x \quad (25)$$

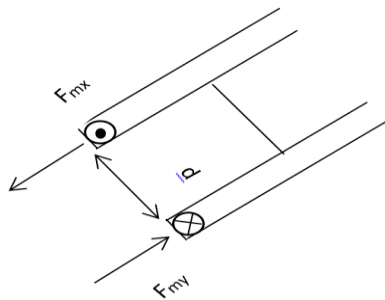
$$\sum F_y \rightarrow O_y - mg \cos \theta + F \sin(180 - \gamma) = m \dot{V}_y \quad (26)$$

$$\sum F_z \rightarrow O_z = m \dot{V}_z \quad (27)$$

$$M_y = (F_{my})d \rightarrow F_{my} = \frac{M_y}{d} \quad (28)$$

$$M_x = (F_{mx})d \rightarrow F_{mx} = \frac{M_x}{d} \quad (29)$$

که در عبارات بالا M_x و M_y به ترتیب گشتاور حول محور X و محور Y می‌باشد که توسط معادلات قسمت قبل بدست می‌آید.



شکل ۱۱- محاسبه نیروهای تکیه گاهی

لازم به ذکر است که اندیس L، نشانگر تکیه گاه سمت چپ و اندیس R نشانگر تکیه گاه سمت راست d فاصله بین ۲ تکیه گاه گهواره می‌باشد.

جدول ۱۲- نیروهای تکیه گاهی گهواره

پارامتر	واحد	مقدار
O_{xL}	N	$-1/97.4 \times 10^5$
O_{xR}	N	$-4/1561 \times 10^5$
O_{yL}	N	$1/5623 \times 10^5$
O_{yR}	N	$1/5367 \times 10^5$
O_{zL}	N	$1/2062 \times 10^4$
O_{zR}	N	$1/2062 \times 10^4$

۵- محاسبه نیروی ناشی از اینرسی دورانی

به واسطه حرکت دورانی گهواره نیروی ناشی از اینرسی دورانی به المان‌های سازه وارد می‌گردد. معنای فیزیکی ماتریس جرم شبیه

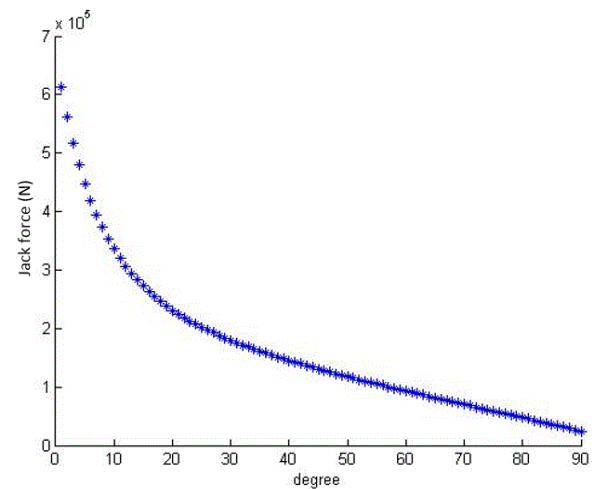
$$\sum M_{xo} \rightarrow M_x = I_x \alpha_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z \quad (21)$$

$$\sum M_{yo} \rightarrow M_y = I_y \alpha_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z \quad (22)$$

$$\sum M_{zo} \rightarrow (-mg \cos \theta \times L_1) + (L_2 \times F \sin(180 - \gamma)) + (L_3 F \cos(180 - \gamma)) = I_z (\alpha_x + \alpha_z) + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y \quad (23)$$

$$F = \frac{(mg \cos \theta \times L_1) + I_z (\alpha_x + \alpha_z) + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y}{(L_2 \sin(180 - \gamma)) + (L_3 \cos(180 - \gamma))} \quad (24)$$

در شکل ۹، L_1 ، L_2 و L_3 به ترتیب برابر ۴/۴۲، ۲/۰۲۴ و ۰/۵۵ متر می‌باشد. در عبارت بالا θ زاویه گهواره و α شتاب گهواره می‌باشد که در بخش قبل محاسبه گردید بعد از انجام محاسبات بالا توسط کد نوشته شده این قسمت، نیروی جک محاسبه می‌گردد.



شکل ۱۰- نمودار تغییرات نیروی جک برحسب زاویه گهواره

با فرض نیروی اینرسی به عنوان یک بار گسترده معادلات بصورت زیر نوشته می‌شود:

$$F_2 = \rho AL \left(\frac{1}{6} \ddot{v}_1 + \frac{1}{3} \ddot{v}_2 \right) \quad F_1 = \rho AL \left(\frac{1}{3} \ddot{v}_1 + \frac{1}{6} \ddot{v}_2 \right) \quad (31)$$

بنابراین ماتریس جرم این المان m عبارت است از:

$$m = \begin{bmatrix} \rho AL/3 & \rho AL/6 \\ \rho AL/6 & \rho AL/3 \end{bmatrix} \quad m \begin{Bmatrix} \ddot{v}_1 \\ \ddot{v}_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \end{Bmatrix} \quad (32)$$

برای حرکت صفحه ای عمومی m_{ij} در m از معادله ی (۳۲) بر درجات آزادی محوری u_1 و u_2 نیز اثر می‌کنند. در نتیجه m چهار در چهار می‌شود و هشت درایه ی غیر صفر خواهد داشت. برای یک المان تیر باید درجات آزادی θ_{z1} و θ_{z2} را به صورت شکل اضافه کنیم لذا m (بدون تأثیر تغییر مکان های محوری u_1 و u_2) ماتریس ۴در۴ می‌شود. جرم های متمرکز اینرسی دورانی ندارند لذا ترمز جرم در دو انتهای یک المان تیر چهار درجه ی آزادی باعث قطری شدن ماتریس جرم می‌شود که در آن متناظر با \ddot{v}_2 و \ddot{v}_1 تنها این عناصر غیر صفر وجود دارند $m_{11} = m_{33} = \rho AL/2$ اگر درجات آزادی دورانی نیز دخالت داده شوند m_{22} و m_{44} غیر صفر خواهند شد. بعضاً به صورت اختیاری می‌توان گفت $m_{22} = m_{44} = \rho AL^3/24$ که برابر با گشتاور لازم جهت ایجاد یک شتاب زاویه ای واحد برای میله‌ای به طول $L/2$ است اگر در یک انتها لولا شده باشد. [۱۶]

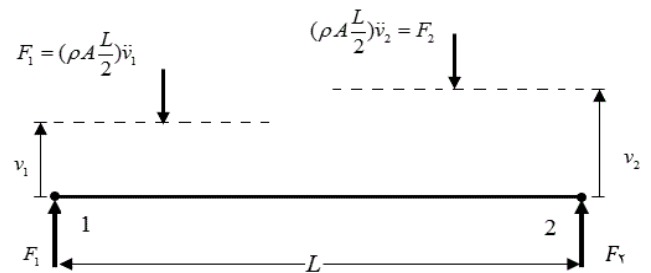
۶ - انتخاب جنس و شکل سطح مقطع سازه

شکل کلی لانچر موشک اسکاد بی برای پرتاب موشک از روی زمین و همچنین با بررسی‌های انجام گرفته در مورد سازه گهواره پرتاب، المان قاب سه بعدی برای این سازه انتخاب شده است. از آنجا که سطح مقطع سازه به صورت مستطیل توخالی (قوطی شکل) است، بنابراین متغیرهای طراحی ضخامت، طول و عرض هر سطح مقطع می‌باشد. در این جا ضریب ایمنی برابر ۳ و جنس لانچر فولاد ST-۵۲ انتخاب شده است. این فولاد معمولاً در سازه گهواره ها مورد استفاده قرار گرفته شده است. در ادامه با لحاظ ضریب ایمنی ۳ و جنس انتخاب شده به تعیین ابعاد بهینه سطح مقطع برای اعضای سازه پرداخته می‌شود. [۱۷]

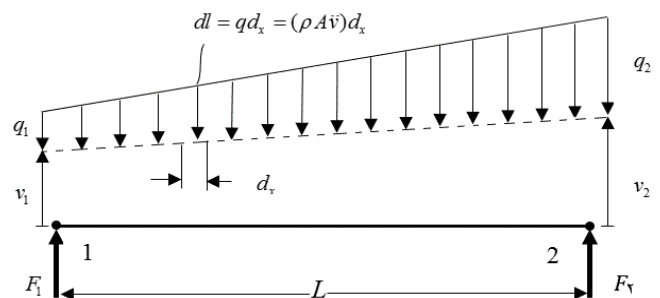
۷ - مقادیر پارامترهای الگوریتم ژنتیک^۸

الگوریتم ژنتیک همانند سایر الگوریتم های فراابتکاری با یک جمعیت اولیه تصادفی شروع می‌شود. از آنجا که این روش با متغیرهای طراحی رمز شده کار می‌کند، بنابراین برای تولید

معنای فیزیکی ماتریس سختی است. ستون j ام در یک ماتریس سختی، نشان دهنده ی بارهایی است که باید به المان وارد شوند تا میدان تغییر مکان حاصل از مقدار واحد برای درجه آزادی j ام ایجاد شود. ستون j ام در یک ماتریس جرم شامل بارهای گره ای است که باید به المان وارد شوند تا میدان شتاب حاصل از مقدار واحد برای مشتق دوم جابجایی درجه ی آزادی j ام پدید بیاید. راحت‌ترین و قدیمی‌ترین راه برای نشان دادن جرم، استفاده از جرم‌های متمرکز است. این روند به نام تمرکز جرم^۹ شناخته می‌شود و ماتریس جرم را قطری یا متمرکز می‌کند. جابجایی عرضی یک المان میله‌ای دو گره‌ای با سطح مقطع A طول L و چگالی جرمی ρ را در نظر بگیرید. جرم این المان ρAL است. تمرکز جرم به این معنا است که میدان تغییر مکان ناپیوسته است و دو نیمه ی المان به طور جداگانه انتقال پیدا می‌کنند. شتاب های \ddot{v}_2 و \ddot{v}_1 برای دو نیمه بر طبق قانون نیوتن $f = ma$ به ترتیب متناظر با نیروهای F_2 و F_1 هستند.



شکل ۱۲- مدل سازی جرم، روشی که ماتریس جرم قطری را نتیجه می‌دهد



شکل ۱۳- مدل سازی جرم، روشی که ماتریس جرم غیر قطری را نتیجه می‌دهد $q_1 = \rho A \ddot{v}_1$, $q_2 = \rho A \ddot{v}_2$

m عبارت است از:

$$m = \begin{bmatrix} \rho AL/2 & 0 \\ 0 & \rho AL/2 \end{bmatrix}, \quad m \begin{Bmatrix} \ddot{v}_1 \\ \ddot{v}_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \end{Bmatrix} \quad (30)$$

که در رابطه فوق $p(v)$ ضریب نقض محدودیت کل سازه می‌باشد و g_i, h_j قیود مساله می‌باشد که بصورت زیر تعریف شده است:

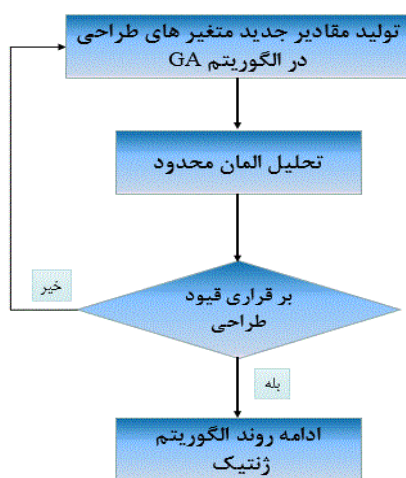
$$g_i = \frac{|\sigma_i|}{\sigma_i} - 1 \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (36)$$

$$h_j = \frac{|d_j|}{d_j} - 1 \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (37)$$

که در روابط فوق σ_i تنش در عضو i ام و $\bar{\sigma}_i$ تنش مجاز عضو i ام و d_j تغییر مکان عضو j ام و \bar{d}_j تغییر مکان مجاز عضو j ام می‌باشد. [۲۰]

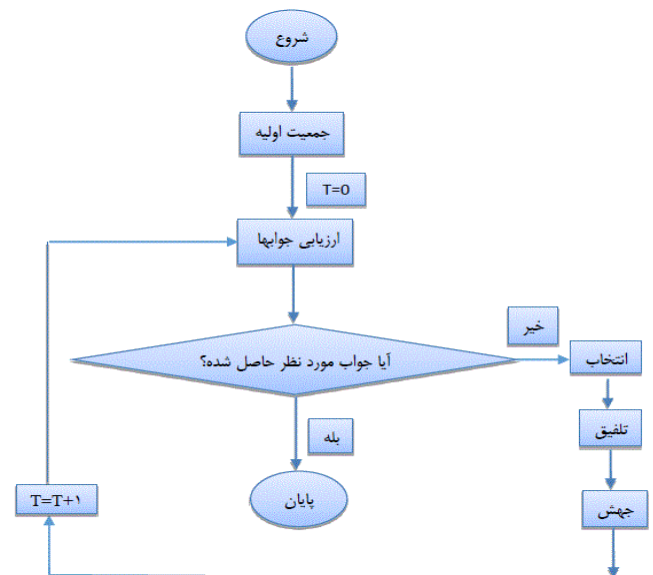
۷-۱- پیاده سازی الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیک مگرراً جمعیتی از راه‌حل‌های منفرد مسئله را تغییر می‌دهد، که از این تغییرات تحت عنوان تکامل یاد می‌شود. در هر گام از این تکامل، دو عنصر از جمعیت را به طور تصادفی به عنوان والدین انتخاب کرده و فرزند آن‌ها را به عنوان نسل بعدی در نظر می‌گیرد. به این ترتیب جمعیت به سمت یک راه حل بهینه تکامل می‌یابد [۱۹]. در پیاده‌سازی الگوریتم ژنتیک، مقادیر جدید متغیرهای طراحی، که مشخصات سطح مقطع سازه می‌باشند، بصورت اتفاقی در این الگوریتم تولید می‌گردند. سپس مقادیر متغیرهای تولید شده وارد کد المان محدود متصل به کد الگوریتم بهینه‌ساز می‌شوند. کد المان محدود تنش و تغییر شکل در سازه را محاسبه نموده و این مقادیر بصورت خروجی به الگوریتم ژنتیک وارد می‌گردد. الگوریتم بهینه‌ساز مقادیر ورودی از کد المان محدود را با قیود تعریف شده‌ی جابجایی و تنش مجاز بررسی می‌نماید. در صورت برقراری قیود، مقادیر متغیرهای طراحی شده، ادامه روند بهینه‌ساز را تا رسیدن به جواب بهینه طی می‌نمایند. روند پیاده سازی در فلوجارت شکل ۱۵ نشان داده شده است.



شکل ۱۵-فلوجارت روش بهینه‌سازی در این مقاله

جمعیت اولیه، به تعداد زیر رشته‌ها متناظر با متغیرهای طراحی، اعداد تصادفی تولید می‌شود [۱۸]. در الگوریتم ژنتیک، در طی مرحله تولید مثل^۹ از عملگرهای ژنتیکی استفاده می‌شود. با تاثیر این عملگرها بر روی یک جمعیت، نسل^{۱۰} بعدی آن جمعیت تولید می‌شود. عملگرهای انتخاب^{۱۱}، آمیزش^{۱۲} و جهش^{۱۳} معمولاً بیشترین کاربرد را در الگوریتم ژنتیک دارند. مقادیر پارامترهای الگوریتم ژنتیک به کار رفته در این تحقیق در جدول ۱۳ ارائه شده است. [۱۹]



شکل ۱۴-فلوجارت عملکرد الگوریتم ژنتیک

جدول ۱۳- متغیرهای الگوریتم بهینه‌سازی

حداکثر تعداد تکرار	نرخ تلفیق	نرخ جهش	جمعیت اولیه
۳۰۰۰	۰/۸	۰/۰۰۳	۲۰۰

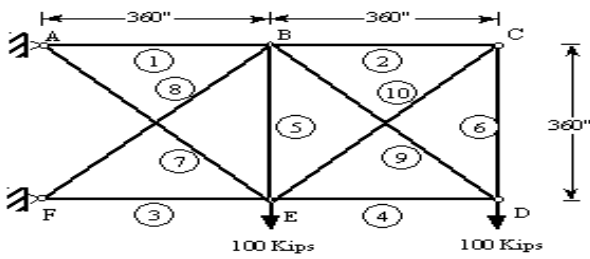
لازم به ذکر است که هرچه قدر نرخ جهش کوچکتر باشد الگوریتم با احتیاط بیشتری جهش انجام می‌دهد و اگر نرخ جهش بزرگ باشد به معنای آن است که تغییرات کلی و شدید تری انجام می‌گردد. از آنجایی که الگوریتم ژنتیک مسائل بهینه‌سازی را در حالت نامقید بررسی می‌کند، لازم است که مسأله از حالت مقید به حالت نامقید تبدیل گردد. معمولاً برای این کار روش تابع جریمه به کار می‌رود. در این تحقیق با استفاده از تابع جریمه ضرب شونده این عمل صورت می‌پذیرد. [۲۰]

$$\bar{Z} = z + p(v) \quad (33)$$

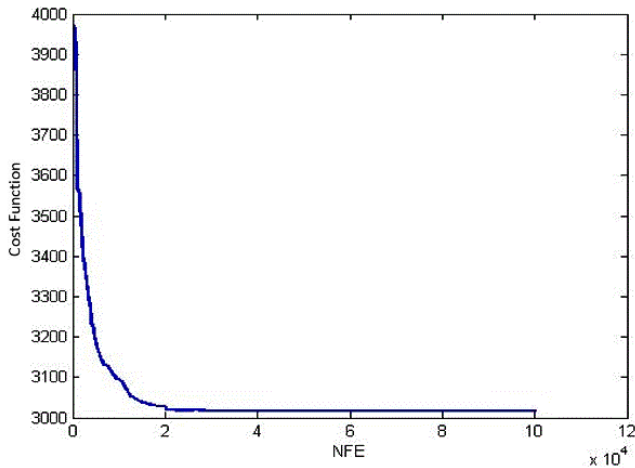
$$\bar{Z} = z \times (1 + \beta p(v)) \quad (34)$$

$$p(v) = \sum_{i=1}^m \max(g_i, 0) + \sum_{j=1}^n \max(h_j, 0) \quad (35)$$

۲-۷- محاسبه شتاب حرکت گهواره



شکل ۱۶- خرابی ده میله‌ای



شکل ۱۷- مراحل همگرایی الگوریتم

همانگونه که در شکل ۱۷ دیده می‌شود الگوریتم پس از حدود ۱۰۰۰ تکرار همگرا شده است و تغییری در کاهش وزن سازه مشاهده نمی‌شود.

جدول ۱۵- مقایسه نتایج بهینه‌سازی خرابی ده میله‌ای

نتایج حاصله در این تحقیق	نتایج انجام شده قبلی				پارامترها
	۱	۲	۳	۴	
۳۲/۵	۳۳/۵	۳۳/۵	۳۳/۵	۳۳/۵	$(in^2) A_1$
۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	$(in^2) A_2$
۲۲/۳۲	۲۲/۹۰	۲۲/۰۰	۲۲/۹۰	۲۲/۹۰	$(in^2) A_3$
۱۴/۵۰	۱۵/۵۰	۱۵/۵۰	۱۵/۵۰	۱۴/۲۰	$(in^2) A_4$
۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	$(in^2) A_5$
۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	$(in^2) A_6$
۱۳/۵۳	۷/۹۷	۱۴/۲۰	۷/۹۷	۷/۹۷	$(in^2) A_7$
۲۱/۰۰	۲۲/۰۰	۱۹/۹۰	۲۲/۰۰	۲۲/۹۰	$(in^2) A_8$
۲۱/۰۰	۲۲/۰۰	۱۹/۹۰	۲۲/۰۰	۲۲/۰۰	$(in^2) A_9$
۱/۶۲	۱/۶۲	۲/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	$(in^2) A_{10}$
۵۶۱۴/۱	۵۴۹۱/۷	۵۶۱۳/۸	۵۴۹۱/۷	۵۴۹۰/۷	وزن (lb)

از آنجا که سطح مقطع سازه گهواره پرتاب بصورت مستطیل توخالی (قوطی شکل) می‌باشد، بنابراین در اینجا سه نوع متغیر طراحی یعنی ضخامت، طول و عرض سطح مقطع اعضاء سازه وجود دارد. قیود طراحی، تنش و تغییر مکان می‌باشد، بنابراین هر بار که سطح مقطع جدیدی تولید می‌شود با توجه به آن که مقدار تنش نیز تغییر خواهد نمود لازم است یک تحلیل المان محدود به منظور یافتن حداکثر تنش و تغییر مکان ایجاد شده در سازه انجام گیرد. بنابراین هر بار که سطح مقطع جدیدی تولید می‌شود در کد نوشته شده تابع المان محدود سازه فراخوانی می‌شود. در نهایت وزن بهینه‌سازه با رعایت مقادیر مجاز تنش و تغییر مکان حاصل می‌شود و همچنین سطح مقطع‌های مورد نیاز اعضاء سازه برای دستیابی به وزن بهینه با رعایت مقادیر مجاز تنش و تغییر مکان حاصل می‌شود. بنابراین می‌توان گفت که یک طراحی بهینه انجام گرفته است. لازم به ذکر است که برای مقایسه تنش با تنش مجاز، مقدار تنش معادل با استفاده از رابطه تنش فون میز با استفاده از تنش مجاز تعیین شده مقایسه می‌گردد. برای تیرهای فولادی بسته به کاربرد آنها اندازه خیز نسبی باید در محدوده ۰/۰۰۱ تا ۰/۰۰۴ متر قرار داشته باشد [۳]. در این تحقیق تنش مجاز در نظر گرفته شده، یک سوم استحکام تسلیم کششی ماده انتخاب شده (۱۱۸/۳۳ Mpa) و تغییر شکل مجاز برابر ۳ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. مقدار تنش معادل در تئوری فون میز با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌گردد. [۲۱]

$$\sigma_e = \sqrt{\frac{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_z - \sigma_y)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6(\tau_{xy}^2 + \tau_{xz}^2 + \tau_{yz}^2)}{2}} \quad (38)$$

۳-۷- اعتبارسنجی کد الگوریتم ژنتیک نوشته شده

(مسأله آزمایشی ۱۴)

خرپای ده میله ای نشان داده شده در شکل ۱۶ مثال استاندارد است که بسیاری از نویسندگان از آن استفاده نموده اند. [۲۲ و ۲۳]

جدول ۱۴- پارامترهای طراحی

پارامتر	واحد	مقدار
مدول یانگ	Ksi	10^4
چگالی	lb/in ³	۰/۱
تنش مجاز	Ksi	± 25
تغییر مکان مجاز	in	۲
نیروی وارده	Kips	۱۰۰
طول	in	۳۶۰

۸ - نتایج طراحی و بهینه‌سازی سازه گهواره پرتاب

از آنجا که سازه گهواره پرتاب طراحی شده دارای تقارن می‌باشد و میزان تنش ایجاد شده در عضوهای متقارن یکسان است، بنابراین متغیرهای طراحی گروه‌بندی می‌شوند که در یک گروه مقادیر متغیرهای طراحی با هم برابرند. در واقع سازه دارای ۳۱ المان می‌باشد ولی از آنجا که برخی از قسمت‌های سازه دارای مشخصات سطح مقطع یکسان با سایر قسمت‌های دیگر سازه می‌باشند متغیرهای طراحی در ۱۶ گروه طبقه‌بندی می‌شوند.

جدول ۱۷- مشخصات سطح مقطع اعضای سازه و وزن بهینه

شماره گروه	شماره اعضای گروه	طول مقطع (a) (m)	عرض مقطع (b) (m)	ضخامت جداره (t) (m)	سطح مقطع (m ²)
۱	۱،۹	۰/۲۶	۰/۱۸	۰/۰۰۷	۰/۰۰۶۰
۲	۲،۱۰	۰/۴۳	۰/۱۸	۰/۰۰۷	۰/۰۰۸۳
۳	۳،۱۱	۰/۵۰	۰/۱۸	۰/۰۰۷	۰/۰۰۹۳
۴	۴،۱۲	۰/۳۸	۰/۱۸	۰/۰۰۷	۰/۰۰۷۶
۵	۵،۱۳	۰/۳۰	۰/۱۷	۰/۰۰۷	۰/۰۰۶۴
۶	۶،۱۴	۰/۲۵	۰/۱۷	۰/۰۰۷	۰/۰۰۵۷
۷	۷،۱۵	۰/۲۲	۰/۱۷	۰/۰۰۷	۰/۰۰۵۳
۸	۸،۱۶	۰/۲۲	۰/۱۷	۰/۰۰۷	۰/۰۰۵۳
۹	۱۷	۰/۲۰	۰/۱۶	۰/۰۰۷	۰/۰۰۴۸
۱۰	۱۸،۲۳	۰/۳۲	۰/۱۶	۰/۰۰۷	۰/۰۰۶۵
۱۱	۱۹،۲۲	۰/۳۸	۰/۱۶	۰/۰۰۷	۰/۰۰۷۴
۱۲	۲۰،۲۱	۰/۳۲	۰/۱۶	۰/۰۰۷	۰/۰۰۶۵
۱۳	۲۴،۲۷	۰/۳۸	۰/۲۰	۰/۰۱۵	۰/۰۱۶۵
۱۴	۲۵،۲۶	۰/۵۰	۰/۲۰	۰/۰۱۵	۰/۰۲۰۱
۱۵	۲۸،۳۱	۰/۲۰	۰/۱۴	۰/۰۰۷	۰/۰۰۴۶
۱۶	۲۹،۳۰	۰/۲۲	۰/۱۴	۰/۰۰۷	۰/۰۰۴۸
	وزن (kg)				۱۴۸۳/۸

روش ۱ روش تابع جریمه بهبود یافته می‌باشد.

روش ۲ روش الگوریتم ژنتیک^{۱۵} می‌باشد.

روش ۳ روش difference quotient می‌باشد.

روش ۴ روش الگوریتم انجماد تدریجی^{۱۶} می‌باشد.

روشی که در این پروژه مورد استفاده قرار گرفته است الگوریتم ژنتیک می‌باشد. همانگونه که در جدول ۱۵ مشاهده می‌شود نتایج به دست آمده از روش الگوریتم ژنتیک نتایج قابل قبولی می‌باشد.

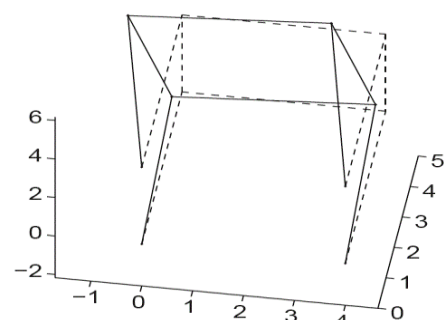
۷-۴- اعتبارسنجی کد المان محدود نوشته شده

در ابتدا برای بررسی صحت عملکرد کد المان محدود نوشته شده از یک مثال ساده که نتایج آن در مرجع [۲۴] آورده شده است استفاده می‌شود. شکل ۱۸ یک سازه قاب سه بعدی را نشان می‌دهد. این سازه دارای مشخصات زیر می‌باشد:

جدول ۱۶- مشخصات سازه قاب سه بعدی

پارامتر	واحد	مقدار
مدول الاستیسیته	GPa	۱۰ ^۴
مدول برشی	GPa	۰/۱
مساحت سطح مقطع	m ^۲	±۲۵
ممان اینرسی حول محور y	m ^۴	۲
ممان اینرسی حول محور z	m ^۴	۱۰۰
ممان اینرسی قطبی	m ^۴	۳۶۰

نتایج به دست آمده از کد المان محدود به کار رفته در این تحقیق با نتایج مرجع [۲۴] در این مثال مشابه می‌باشد.



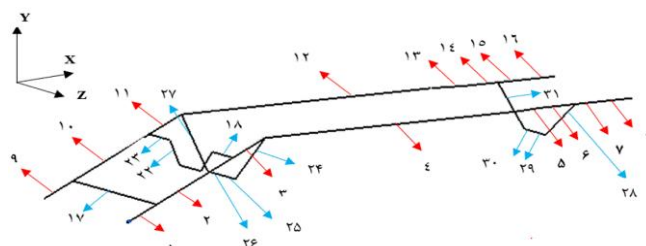
شکل ۱۸- سازه پس از بارگذاری همراه با بزرگ‌نمایی میزان تغییر شکل به اندازه ۵۰۰ برابر

علاوه بر مثال فوق، به منظور اعتبار سنجی کد المان نوشته شده، نتایج به دست آمده از کد المان محدود نوشته شده برای گهواره پرتاب با نتایج حاصل از نرم افزار آباکوس و نیز روابط مقاومت مصالح مقایسه گردیده است که نتایج دارای خطای کمتر از ۵ درصد بوده است.

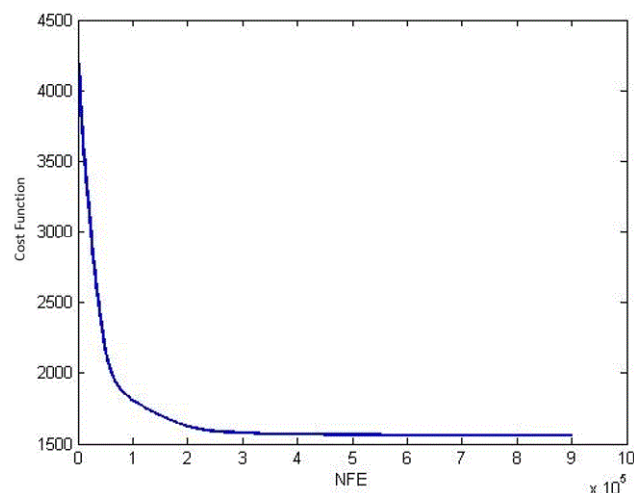
قاب‌های ۳ بعدی مانند سازه استفاده شده در این تحقیق به خوبی پاسخگو است.

کلید واژگان

1. Launch
2. Lancher
3. Tower launcher
4. Ares I
5. Fortran
6. Scud B
7. Mass Lumping
8. Genetic Algorithms
9. Reproduction
10. Generation
11. Selection
12. Crossover
13. Mutation
14. Benchmark
15. Genetic Algorithms (Rajeev and Krishnamoorthy)
16. Simulated Annealing



شکل ۱۹- المان های سازه گهواره پرتاب



شکل ۲۰- مراحل بهینه سازی سازه گهواره پرتاب

۱۰-مراجع

- 1- Saif . M .S., (1997), *Ship Dynamics* . Published by Hormozgan University (InPersian).
- 2- Beydaei B. and Sanaeipor H ., (2010), *Check The Operating System Launchers From The Sea*, 10th Conference Of Iranian Aerospace Society, Tarbiat Modares University, Tehran.(In Persian)
- 3- Milkov VK. and Kmisaric, AM., *Equipment Ground Missiles*, translated by Abdi, B., (2006), published by Aerospace Organizations Tehran (InPersian).
- 4- Christopher J. Brown and Alan C. Littlefield, (2010) *Design of a Light Weight Mobile Launch Structure for the Ares1 Launch Vehicle*, Structures Congress ASCE.
- 5- Joha H, Halland, (1992), *Adaptation in natural and artificial system*, AnnArbor, MI: University of Michigan press.
- 6- Dvid E., Goldberg, (1989), *Genetic algorithms in search optimization and machine learning*. Addison Wesley Longman Publishing Co., Inc. Boston, MA, USA.
- 7- Hajela, P. and E. Lee., (1995), *Genetic algorithms in trusstopological optimization*, J. Solids Structures, Vol. 32(22).
- 8- Rajeev, S. and Krishnamoorthy, C. S. (1992), *Discrete optimization of structures using genetic algorithms*, J.Struct. Engng. ASCE, Vol.118(5), 1233.
- 9- Camp, C. and Pezeshk, S., (1998), *Optimized design two-dimensional structures using agenetic*

۹-نتیجه گیری و جمع بندی

در این تحقیق هدف طراحی، تحلیل و بهینه سازی سازه گهواره پرتاب موشک ماهواره بر پرتاب شونده از روی زمین، می‌باشد. در ابتدا بارهای استاتیکی و دینامیکی وارد بر این سکوی پرتاب محاسبه گردید سپس با بررسی‌های انجام گرفته در مورد سازه گهواره پرتاب، المان قاب سه بعدی برای این سازه انتخاب شد و یک کد المان محدود برای محاسبه تنش و تغییر شکل در نرم‌افزار متلب نوشته شد. همچنین برای بهینه‌سازی طراحی انجام شده از روش الگوریتم ژنتیک استفاده شد که کد این الگوریتم نیز در نرم‌افزار متلب تدوین گردید. این کد برای محاسبه تنش و تغییر شکل در سازه از کد المان محدود نوشته شده بهره می‌گیرد. شتاب‌های محاسبه شده برای کشتی و در نتیجه بارهای وارده بر سازه گهواره پرتاب از طرف کشتی نشان می‌دهد که مقادیر این نیروها قابل صرف‌نظر نمی‌باشد و می‌بایست در طراحی مد نظر قرار گیرند. در این تحقیق از سطح مقطع‌های مستطیل توخالی (قوسی شکل) استفاده شده است که توانسته وزن موشک و نیز نیروهای وارده از طرف موشک را به خوبی تحمل نماید. استفاده از این مقاطع کاهش وزن و هزینه را به دنبال دارد، بنابراین استفاده از این مقاطع برای سازه‌های گهواره پرتاب توصیه می‌گردد. بهینه سازی لزوماً باعث کاهش سطح مقطع تمامی اعضا نمی‌گردد و ممکن است در برخی اعضا منجر به افزایش آنها شود ولی در مجموع منجر به کاهش وزن سازه می‌گردد. الگوریتم ژنتیک برای بهینه سازی

- 17- Bringas, J.E., (2004), *Handbook Of Comparative World Steel Standards*. Third Edition, ASTM International, Conshohocken.
- 18- Kia, M., (2012), *Genetic Algorithms In MATLAB*, Published by Daneshgahi Kian . Tehran (In Persian).
- 19- Kinnear, K. E., (1994), *Advances in genetic programming*. Mit, 1st edition. Massachusetts Institute of Technology.
- 20- Mahmodi Kocheksaraei, H. and Taghizade, N., (2012), *The Use Of Genetic Algorithms In The Optimization Of Geometric Structures Truss*. 9th Internasional Conference Civil Engineering, Isfahan University Of Technology.
- 21- Naei, H., (2010), *Mechanics Of Materials*, Published by Poran Pazhohesh, Tehran (In Persian).
- 22- Kripka, M., (2004), *Discrete Optimization of Trusses by Genetic Algorithm*, J. of the Braz. Soc. Of Mech. Sci.Eng. ABCM. Passo Fundo. RS. Brazil, April-June 1-4.
- 23- Haftka, R. T., (1992), *Elements Of Structural Optimization*, Translated by Abolbashari, M., (2003), Published by Ferdowsi University, Mashhad. (In Persian).
- 24- Ferreira, A.J.M, (2008), *MATLAB Codes for Finite Element Analysis*, Springer, Universidade do Porto Portugal
- algorithm, Journal for Structural Engineering, 124:551-559.
- 10- Gero, P. and Bello, A., (2006), *Design optimization of 3D steel structures: genetic algorithms vs. classica techniques*, *Journal constructional steel*. 62(12):1303.
- 11- Tagawa, H. and Ohsaki, M., (1999), *A continuous topology transition model for shape optimization of plane truss with uniform cross-sectional area*, In: Proc. 3rd world congress of structural and multidisciplinary optimization.
- 12- Dede. T., bekirglu, S. and Ayvaz. Y., (2011), *Weigh minimization of trusses with Genetic Algorithm*, Applied Soft Computing.
- 13- Gandomia, A.H., Alavib. A.H., Mohammadzadeh, D. and Sahabd, M.G., (2013). *An empirical model for shear capacity of RC deep beams using genetic-simulated annealing*, archives of civil and mechanical engineering 13.354-369.
- 14- Hasancebi, O, Carbas, S., Dog, E., Erdal, F. and Saka, .M.P., (2010), *Comparison of non-deterministic search techniques in the optimum design of real size steel frames*, *Computers and Structures*, 88 1033-1048
- 15- Rag. S. S. (1994), *Finite Element Methods in Endineering*, translated by Majzobi. G. and Fariba. F., (1997), Published by Boalisina university, Hamedan.
- 16- Cook, R.D., (1995), *Finite Element Modeling for Stress Analysis*, translated by Mahdian. A. (2008), Published by Kanon Pazhohesh, Efahan (In Persian).