

بهینه‌سازی سازه سکوی پرتاب قائم موشک پرتاب‌شونده از روی زمین به روش المان محدود

محمد هادی مرتضوی‌منش^۱، اصغر مهدیان^۲، بهروز شهریاری^۳

۱ کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، اصفهان

۲ استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، اصفهان، a.mahdian@mut-es.ac.ir

۳ محقق، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، اصفهان

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۱۲/۱۹

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۸/۲۳

چکیده

سکوهای پرتاب عمودی از جمله تجهیزات زمینی موشک‌های تاکتیکی‌اند باشند که از آنها برای استقرار و نگهداری موشک‌ها در وضعیت پرتاب، عمودسازی و سرویس در زمان آماده‌سازی و پرتاب استفاده می‌شود. شکل سازه گهواره و ابعاد آن، به بارهای مؤثر و اندازه و وزن موشک بستگی دارد. در اکثر سازه گهواره‌ها دو تیر، که توسط اتصالات عرضی به هم متصل شده‌اند، به‌عنوان عضوهای اصلی می‌باشند. 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 بهینه‌سازی از روش الگوریتم ژنتیک استفاده و کد این الگوریتم نیز در نرم‌افزار متلب تدوین شده است که برای محاسبه تنش و تغییر شکل در سازه از کد المان محدود نوشته شده بهره می‌گیرد. هر یک از کدهای نوشته شده با مثال‌های حل شده صحت‌سنجی شده که نتایج مطلوبی را نشان می‌دهد. تابع هدف وزن سازه گهواره بوده و جابه‌جایی و تنش تسلیم به‌عنوان قیود و مشخصات هندسی سطح مقطع، متغیرهای طراحی می‌باشد.

واژگان کلیدی

گهواره پرتاب موشک، طراحی سازه، بهینه‌سازی، الگوریتم ژنتیک، روش المان محدود

۱. مقدمه

که انجام عملیات اصلی مربوط به آماده‌سازی پیش از شلیک و پرتاب موشک‌ها را فراهم می‌سازند. یکی از این سکوهای پرتاب، لانچر برجی^۳ است. کاربرد گسترده این نوع سکوی پرتاب در پرتاب قائم موشک‌های بالستیک است. در واقع این لانچر گونه‌ای از لانچرهای متحرک است که موشک نصب‌شده روی برج را به

لانچ^۱ در فرهنگ واژگان زبان و ادبیات انگلیسی به معنای آغازکردن و در دانش مهندسی هوافضا به معنای پرتاب یا پرتاب‌کردن است. پرتابگر^۲ در دانش هوافضا به وسیله‌ای گفته می‌شود که به حالت دستی یا خودکار، گلوله توپ و موشک را شلیک می‌کند. سکوهای پرتاب عناصر اصلی آرایه‌های موشکی‌اند

حالت قائم نسبت به سطح قرار می‌دهد. سکوهای پرتاب موشک‌های عمود پرتاب، برای نخستین بار در سال‌های ۱۹۳۲ و ۱۹۳۳ م طراحی شدند. در سال ۱۹۳۳ م، نخستین پرتاب موفق موشک سوخت مایع ساخت ام. ک. تیخوناروف^۴ از روی چنین سکویی انجام گرفت. در بهار ۱۹۳۳ م، بنا به تصمیم شورای عالی دفاع^۵ در مسکو، مؤسسه علمی پژوهشی موشکی؛ یعنی اولین مرکز علمی ساخت موشک در شوروی تأسیس شد. این مؤسسه نیروهای متخصصی را به کار گرفت تا در زمینه تجهیزات موشکی فعالیت کنند و این امر طراحی موفق موشک‌های جدید، دستگاه‌ها و سیستم‌های پرتاب را به دنبال داشت [۱].

برون و همکاران (۲۰۱۰) در مقاله خود سازه‌ای سبک و جدید را برای پرتاب ماهواره بر آرس ۷^۱، 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 حمل‌کننده سنی‌دار، که برابر با $5/7 \times 10^6$ کیلوگرم است دارای محدودیت بود). در لانچرهای متحرک پیشین اصولاً از تیرهای تیغه‌ای، مقطع‌های نوردشده و پلیت‌های تخت استفاده می‌شد؛ در حالی که در طراحی سبک، ترکیبی از سازه‌های خاص همراه با خرپاها با مقطع لوله‌ای، صفحات شیاردار و ورق‌ها استفاده شده است. تیم طراحی با نیازهایی چون سفتی، فرکانس‌های طبیعی، بارهای معکوس‌شونده، شرایط تکیه‌گاهی چندگانه نامشخص و طبیعی و ناشی از محیط پرتاب مواجه بود [۲].

بهرامی بیدائی و ثنائی‌پور (۲۰۱۰) در مقاله خود به بررسی سیستم عملکرد سکوهای پرتاب از دریا و قابلیت اینگونه سکوها و استخراج الزامات سیستمی طراحی آن پرداخته‌اند و سیستم دو نوع موشک عملیاتی پرتاب از دریا را بررسی کرده‌اند [۳]. هالند (۱۹۷۵) روش الگوریتم ژنتیک را، که یک روش تست و تولید نسل است و براساس تئوری اصل بقای شایسته‌ترین‌ها عمل می‌نماید، پیشنهاد نمود. او در روش پیشنهادی خود به ارزیابی شایستگی اعضای موجود در فضای تحقیق پرداخت و سپس با اعمال عملگرهای ژنتیک، بهترین پاسخ‌های ممکن در فضای جستجو را با توجه به تابع شایستگی پیدا نمود [۴-۵].

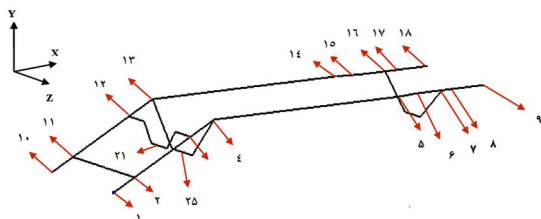
در سال ۱۹۸۰ م، اولین کنفرانس بین‌المللی در مورد الگوریتم ژنتیک در پیتزبورگ پنسیلوانیا برگزار شد و از آن پس، رساله‌ها و

مقاله‌های متعددی در تأیید این الگوریتم ارائه شد که می‌توان به بهینه‌سازی پیکره خریا توسط هاجلا (۱۹۹۵) با استفاده از الگوریتم ژنتیک اشاره نمود [۶]. کریشنامورتی و راجیو (۱۹۹۲) جهت بهینه‌کردن خریا از روش الگوریتم ژنتیک ساده گلدبرگ استفاده نمودند [۷]. کمپ و همکاران (۲۰۰۱) در مقاله خود از یک فرایند طراحی به‌همراه الگوریتم ژنتیک، برای بهینه‌سازی گسسته ساختارهای دوبعدی استفاده کردند. تابع هدف مورد استفاده وزن کلی سازه بود. در تحقیق مذکور، الگوریتم ژنتیک براساس برنامه آنالیز اجزای محدود طراحی شده است. خصوصیات این برنامه شامل متغیرهای طراحی گسسته، یک قالب (شکل) باز برای تعریف قیدها، چک کردن طرح‌ها با استفاده از تأییدیه‌های مؤسسه آمریکایی AISC-ASD، که فرایند GA پیشنهادشده توانسته تأییدیه AISC-ASD و قیدهای ساخت را به دست آورد در حالی که وزن کلی سازه را حداقل می‌نماید [۸].

جرو و بلو (۲۰۰۶) الگوریتم ژنتیک نخبه‌گرایی ابداع نمودند و، راه‌حل‌های تجاری متداول را برای بهینه‌سازی ساختارهای پیچیده با الگوریتم خود مقایسه کردند. بعد از تأیید اعتبار آن روی سازه‌های دوبعدی، از این الگوریتم برای سازه‌های سه‌بعدی جهت بهینه‌نمودن وزن سازه استفاده کردند، و با توجه به نتایج به دست آمده و مقایسه آن با نتایج قبلی به این نتیجه رسیدند که الگوریتم ژنتیک نخبه‌گرایی برای بهینه‌سازی سازه‌های سه‌بعدی قابل اطمینان می‌باشد [۹].

الگوریتم ژنتیک در انواع مسائل پیچیده مورد استفاده قرار گرفته است. این الگوریتم برای مسائلی با متغیرهای پیوسته و گسسته به کار می‌رود [۱۰]. تایفون و همکاران (۲۰۱۱) در مقاله خود با استفاده از انواع کدگذاری مانند کدگذاری مقدار و کدگذاری باینری برای بهینه‌سازی پیوسته و گسسته با استفاده از الگوریتم ژنتیک پرداختند که از نرم‌افزار فورترن^۸ برای نوشتن برنامه و از تنش و جابه‌جایی به‌عنوان محدودیت، برای به حداقل رساندن وزن سازه خرپا استفاده نمودند. همچنین به‌علت وجود مجموعه‌ای پیوسته از متغیرهای طراحی، چالش فضای تحقیق وجود دارد که توسط سازوکاری با عنوان رهیافت برد محدود بر این چالش غلبه نمودند و به این نتیجه رسیدند که در این نوع کدگذاری مقدار، نیاز به حافظه کامپیوتر و زمان مورد نیاز کمتر است و هرگز کروموزم مناسب را از بین نمی‌برد؛ لذا جمعیت اولیه عاملی مهم برای راه‌حل نهایی است، به طوری که اگر جمعیت اولیه از افراد خوب تشکیل

سازه‌های گهواره‌ها دو تیر که توسط اتصالات عرضی به هم متصل شده‌اند، به‌عنوان عضوهای اصلی حامل می‌باشند [۱]. در این تحقیق شکل کلی لانچر موشک اسکاد بی^{۱۳} در نظر گرفته شده است. در شکل ۱ سازه اصلی گهواره و گره‌های اصلی نمایش داده شده است.



شکل ۱. سازه گهواره پرتاب

۳-۱. شرایط بارگذاری

بارهای وارده بر سازه گهواره، در حالت آماده‌سازی موشک، عبارت‌اند از نیروی وزن موشک، نیروی جک بالابر گهواره و نیروهای (شتاب‌های) دینامیکی حاصل از بالارفتن گهواره. نیروی جک به‌صورت بار متمرکز به گره ۲۵ وارد می‌شود. همچنین نیروهای دینامیکی حاصل از بالارفتن گهواره به‌صورت بار گسترده بر تمام گره‌های سازه وارد می‌شود. گفتنی است گهواره پرتاب موشک اسکاد بی در قسمت جلویی آن یک قسمت الکلنگی دارد، که بالشتک جلویی روی آن قرار می‌گیرد؛ این قسمت حذف شده و بارهای وارده بر بالشتک جلویی به قسمت اتصال الکلنگی و سازه اصلی گهواره (گره‌های ۸ و ۱۷) وارد می‌گردد.

۳-۲. شرایط تکیه‌گاهی

قسمت اتصال گهواره به زمین؛ یعنی گره‌های ۱ و ۱۰ دارای شرایط تکیه‌گاهی لولایی می‌باشند و قادرند حول محور Z دوران نمایند گره‌های ۷ و ۱۶ در واقع دارای تکیه‌گاهی‌اند که به سازه اجازه جابه‌جایی در راستای منفی Y را نمی‌دهند.

۴. مجهولات تکیه‌گاهی و نیروی جک

علت محاسبه مجهولات تکیه‌گاهی و نیروی جک، بررسی بحرانی‌ترین حالت نیروهای وارده بر گهواره است؛ به‌عبارت 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 به‌صورت یک جسم در نظر گرفته می‌شوند.

شوند، زمان رسیدن به راه‌حل نهایی کاهش می‌یابد؛ روش رهیافت برد محدود از همین ایده ناشی می‌شود [۱۱]. گندمی و همکاران (۲۰۱۳) در مقاله خود مدلی تجربی برای پیش‌بینی مقاومت برشی تیرهای تیغه ارائه نمودند. یک الگوریتم جستجوی ترکیبی ژنتیک و تبرید تدریجی به نام ژنتیک - تبرید تدریجی^۹، به‌منظور توسعه روابط ریاضی بین داده‌های تجربی استفاده شده است. آنها با استفاده از این الگوریتم، تا ۹ پارامتر مکانیکی و هندسی مربوط به استحکام برشی تیرهای تیغه به‌دست آوردند. نتایج کار آنها نشان داد که مدل تجربی ارائه‌شده به‌درستی قادر به ارزیابی استحکام برشی تیرهای تیغه‌ای می‌باشد. آنها اعتبار مدل ارائه‌شده را با مقایسه نتایج خود با نتایج به‌دست‌آمده از مؤسسه بتن آمریکا^{۱۰} و مؤسسه استاندارد کانادا^{۱۱} مورد بررسی قرار دادند. معادله به‌دست آمده بسیار ساده و شامل چند پارامتر مؤثر است [۱۲]. هسنسی و همکاران (۲۰۱۰) در مقاله خود با استفاده از الگوریتم‌های ژنتیک، شبیه‌سازی تبرید تدریجی، استراتژی تکامل، بهینه‌سازی گروهی ذرات و بهینه‌سازی کلونی مورچه‌ها، در پی بهبود طراحی بهینه برای اندازه واقعی قاب‌های صلب فولادی به هم پیوسته می‌باشند. آنها در نهایت به این نتیجه رسیدند که با توجه به همگرایی سریع و خطی به‌سمت مطلوب در مراحل اولیه الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی، این الگوریتم می‌تواند به‌عنوان 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 می‌باشد [۱۴].

۳. تشریح فیزیک مسئله

سازه گهواره و ابعاد آن به بارهای مؤثر و اندازه و وزن موشک بستگی دارد. گهواره باید سبک و مستحکم و ابعاد آن حداقل مقدار ممکن باشد. سازه گهواره و نحوه قرارگیری آن روی ماشین نصب‌کننده نباید ابعاد کلی ماشین نصب‌کننده را به میزان زیادی افزایش دهد و ارتفاع مرکز ثقل آن را بالا ببرد. به‌همین علت مناسب‌تر است که گهواره در وضعیت غیرکاری به‌صورت افقی و در حد امکان در پایین‌ترین موقعیت ارتفاعی قرار گیرد. در اکثر

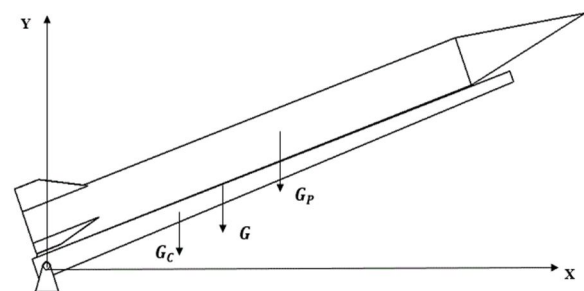
۴-۱. محاسبه مرکز جرم مشترک موشک و گهواره

در این قسمت با استفاده از روابط ۱ و ۲ مرکز جرم مشترک موشک و گهواره محاسبه می‌گردد.

$$x = \frac{G_p x_p + G_c x_c}{G_p + G_c} \quad (1)$$

$$y = \frac{G_p y_p + G_c y_c}{G_p + G_c} \quad (2)$$

به طوری که در این روابط G_p و G_c به ترتیب وزن موشک و وزن گهواره می‌باشد که در شکل ۲ نشان داده شده‌اند. همچنین 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 مربوطه در جدول ۱ آورده شده است [۱]. بعد از انجام محاسبات مختصات مرکز ثقل مشترک به صورت زیر به دست می‌آید. در این تحقیق مرکز جرم مجموعه ثابت در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۲. مرکز جرم موشک و گهواره [۱]

جدول ۱. مشخصات جرم و مرکز ثقل موشک و گهواره

گهواره		موشک	
$x_c (m)$	۳/۰۸	$x_p (m)$	۴/۸
$y_c (m)$	-۰/۵۲	$y_p (m)$	-۰/۷۷
$z_c (m)$	-۰/۸۷	$z_p (m)$	-۰/۸۷
$G_c (kg)$	۱۶۸۴	$G_p (kg)$	۵۹۰۰

جدول ۲. مشخصات مرکز ثقل مشترک

مختصات مرکز ثقل مشترک G (متر)	
x	۴/۴۲
y	-۰/۷۱

۴-۲. محاسبه ممان اینرسی کل موشک و گهواره

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

$$I = \bar{I} + m d^2 \quad (3)$$

$$I_{xx} = \sum_{i=1}^n (I_{xx_{G_i}} + m_i d_i^2) \quad (4)$$

$$I_{yy} = \sum_{i=1}^n (I_{yy_{G_i}} + m_i d_i^2) \quad (5)$$

$$I_{zz} = \sum_{i=1}^n (I_{zz_{G_i}} + m_i d_i^2) \quad (6)$$

مقادیر ممان اینرسی I_{xx} ، I_{yy} و I_{zz} موشک اسکاد بی و گهواره پرتاب در جدول ۳ بیان شده است.

جدول ۳. ممان اینرسی موشک و گهواره حول مرکز جرم هر کدام

ممان اینرسی موشک (کیلوگرم متر مربع)	گهواره	ممان اینرسی (کیلوگرم متر مربع)	موشک
I_{xx}	۷۹۳/۹۲۵	I_{xx}	۴۵۳
I_{yy}	۱۰۰۸/۴۸	I_{yy}	۴۹۱۲۳
I_{zz}	۹۵۳۳/۸۲۲	I_{zz}	۴۹۱۲۳

مقادیر d_{p1} ، d_{p2} و d_{p3} به ترتیب فاصله محوره‌های x و y و z گهواره تا محوره‌های x و y و z موشک تا محوره‌های x و y و z گهواره تا محوره‌های x و y و z موشک تا محوره‌های x و y و z کلی می‌باشد، که در جدول ۴ بیان شده و در شکل‌های ۳ تا ۵ نمایش داده شده‌اند.

جدول ۴. فاصله محوره‌های اصلی موشک و گهواره تا محوره‌های کلی

موشک	فاصله (متر)	گهواره	فاصله (متر)
d_{p1}	۱/۰۱	d_{c1}	۱/۱۶
d_{p2}	۳/۲۰	d_{c2}	۴/۸۷
d_{p3}	۳/۱۰	d_{c3}	۴/۸۶

جدول ۵. ممان اینرسی جرم کل موشک و گهواره

ممان اینرسی جرم کل (کیلوگرم متر مربع)	
I_{xx}	۵۲۰۰/۳۸
I_{yy}	۲۱۱۱۱۵/۵۷۷۶
I_{zz}	۲۱۴۱۹۵/۷۰۲۰

بعد از انجام محاسبات مقادیر I_{xx} و I_{yy} و I_{zz} کل موشک و گهواره به دست آمده که این مقادیر در جدول ۵ آورده شده است.

۴-۳. محاسبه شتاب حرکت گهواره

برای محاسبه شتاب حرکت گهواره از سرعت حرکت جک و تغییر طول آن نسبت به زمان استفاده می‌شود. با توجه به اطلاعات

$$L = \sqrt{b^2 + a^2 - 2ab \cos \theta} \quad (7)$$

$$\frac{L}{\sin \theta} = \frac{b}{\sin(180 - \gamma)} = \frac{a}{\sin \alpha} \quad (8)$$

$$\gamma = 180 - \text{Arcsin}\left(\frac{b \sin \theta}{L}\right) \quad (9)$$

در روابط ۷ تا ۹ و با توجه به شکل ۶، فاصله از محور چرخش گهواره تا مفصل بالایی جک هیدرولیکی، b فاصله از محور چرخش گهواره تا مفصل پایینی جک هیدرولیکی، L برابر طول جک هیدرولیکی و γ زاویه جک با گهواره پرتاب می‌باشد. همچنین مقادیر a و b به ترتیب برابر با ۲/۰۲۴ و ۱/۲۱۲ متر می‌باشند.

بعد از مشتق‌گیری از معادله ۷ می‌توان نوشت:

$$\dot{\theta} = \frac{\dot{L} \times \sqrt{b^2 + a^2 - 2ab \cos \theta}}{ab \sin \theta} \quad (10)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\left(\frac{\dot{L} \times ab \dot{\theta} \sin \theta}{\sqrt{a^2 + b^2 - 2ab \cos \theta}} \times ab \sin \theta \right)}{(ab \sin \theta)^2} - \quad (11)$$

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

که پارامترهای $\dot{\theta}$ ، $\ddot{\theta}$ و \dot{L} به ترتیب سرعت زاویه‌ای و شتاب زاویه‌ای گهواره و تغییر طول جک برحسب زمان است. در این قسمت برای عمودسازی در مدت زمان گفته شده، \dot{L} برابر با ۰/۰۴ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. در نهایت بعد از محاسبات کد نوشته شده مقادیر $\dot{\theta}$ و $\ddot{\theta}$ برحسب θ به دست می‌آیند.

۴-۴. محاسبه مجهولات تکیه‌گاهی و نیروی جک

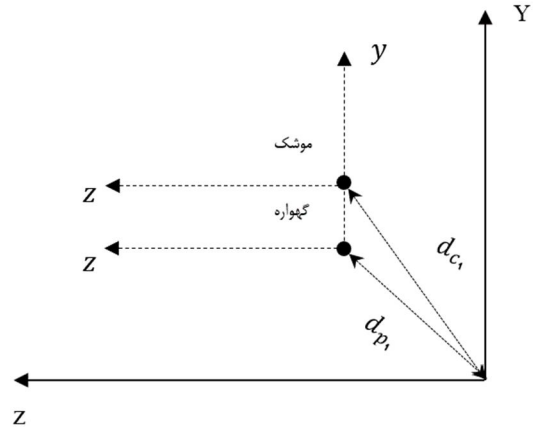
این معادلات برای مجموع موشک و گهواره، به صورت روابط ۱۲ و ۱۳ می‌شوند.

$$\sum M_{z_0} \rightarrow (-mg \cos \theta \times L_1) + (L_2 \times F \sin(180 - \gamma)) + (L_3 F \cos(180 - \gamma)) = I_z \ddot{\theta} \quad (12)$$

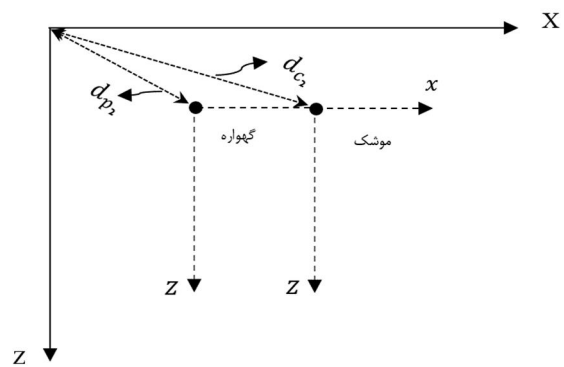
$$F = \frac{(mg \cos \theta \times L_1) + I_z \ddot{\theta}}{(L_2 \sin(180 - \gamma)) + (L_3 \cos(180 - \gamma))} \quad (13)$$

در شکل ۹، L_1 ، L_2 و L_3 به ترتیب برابر با ۴/۴۲، ۲/۰۲۴ و ۰/۵۵ متر می‌باشد. در عبارت بالا θ زاویه گهواره و $\ddot{\theta}$ شتاب زاویه‌ای گهواره است که در بخش قبل محاسبه شد. بعد از انجام محاسبات بالا توسط کد نوشته شده، نیروی جک F محاسبه می‌گردد. با توجه به شکل ۱۰ مشاهده می‌شود که ماکزیمم مقدار

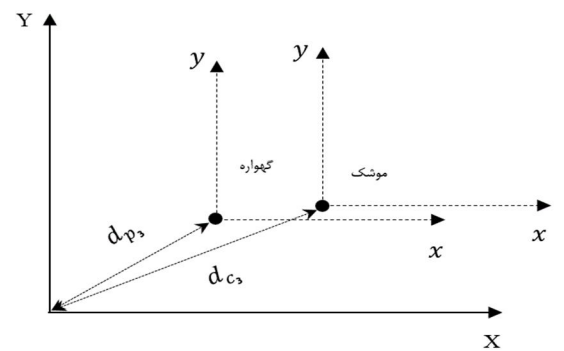
دریافتی مدت زمان استاندارد برای عمودسازی گهواره بین ۸ تا ۹ دقیقه می‌باشد. در اینجا این مدت زمان حدوداً برابر ۵ دقیقه در نظر گرفته شده است. تغییر طول جک برحسب زاویه گهواره (θ) به صورت زیر محاسبه می‌شود.



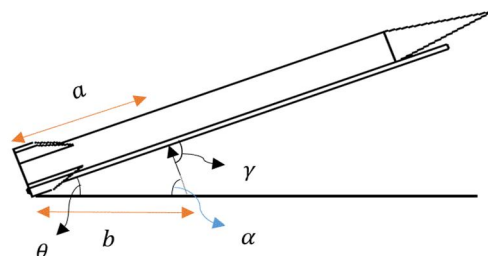
شکل ۳. فاصله محور X موشک و گهواره تا محور X



شکل ۴. فاصله محور Y موشک و گهواره تا محور Y



شکل ۵. فاصله محور Z موشک و گهواره تا محور Z



شکل ۶. زوایای جک، موشک و گهواره

معنای فیزیکی ماتریس سختی است. ستون Z ام در یک ماتریس سختی، نشان‌دهنده بارهایی است که باید به المان وارد شوند تا میدان تغییر مکان حاصل از مقدار واحد برای درجه آزادی Z ام ایجاد شود. ستون Z ام در یک ماتریس جرم شامل بارهای گره‌ای است که باید به المان وارد شوند تا میدان شتاب حاصل از مقدار واحد برای مشتق دوم جابه‌جایی درجه آزادی Z ام پدید بیاید. راحت‌ترین و قدیمی‌ترین راه برای نشان‌دادن جرم، استفاده از جرم‌های متمرکز است. این روند به نام تمرکز جرم^{۱۳} شناخته می‌شود و ماتریس جرم را قطری یا متمرکز می‌کند. جابه‌جایی 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 معناست که میدان تغییر مکان ناپیوسته است و دو نیمه المان به‌طور جداگانه انتقال پیدا می‌کنند. شتاب‌های \ddot{v}_1 و \ddot{v}_2 برای دو نیمه طبق قانون نیوتن به‌ترتیب متناظر با نیروهای F_2 و F_1 هستند.

نیرو در لحظه شروع اتفاق می‌افتد و مقدار آن برابر با $5 / 565 \times 10^5$ نیوتن به‌دست آمده است. بعد از جایگذاری مقدار نیروی جک، مقادیر ماکزیمم مجهولات تکیه‌گاهی مطابق روابط ۱۴ تا ۱۶ محاسبه می‌گردد.

$$\sum F_x \rightarrow O_x - mg \sin \theta + F \cos(180 - \gamma) = m \dot{V}_x \quad (14)$$

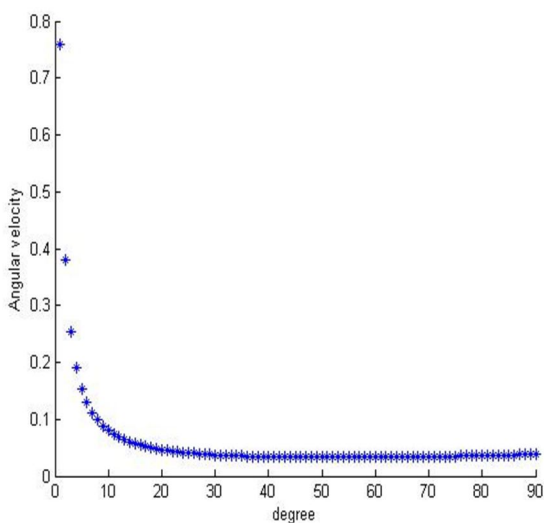
$$\sum F_y \rightarrow O_y - mg \cos \theta + F \sin(180 - \gamma) = m \dot{V}_y \quad (15)$$

$$\sum F_z \rightarrow O_z = m \dot{V}_z \quad (16)$$

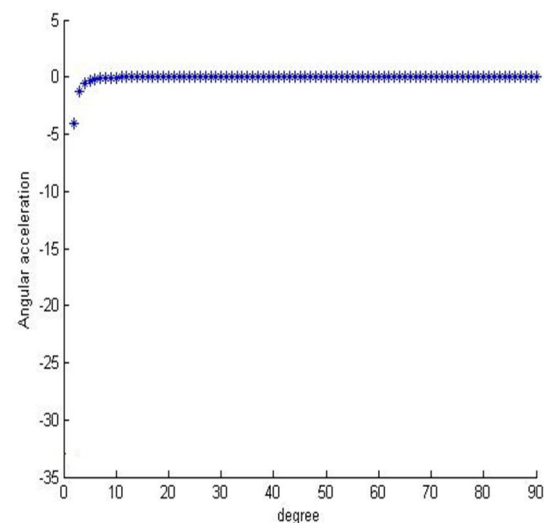
گفتنی است اندیس L ، نشانگر تکیه‌گاه سمت چپ و اندیس R نشانگر تکیه‌گاه سمت راست، d فاصله بین ۲ تکیه‌گاه گهواره می‌باشد. مقادیر نیروهای تکیه‌گاهی محاسبه‌شده، در جدول ۶ بیان شده است.

۵. محاسبه نیروی ناشی از اینرسی دورانی

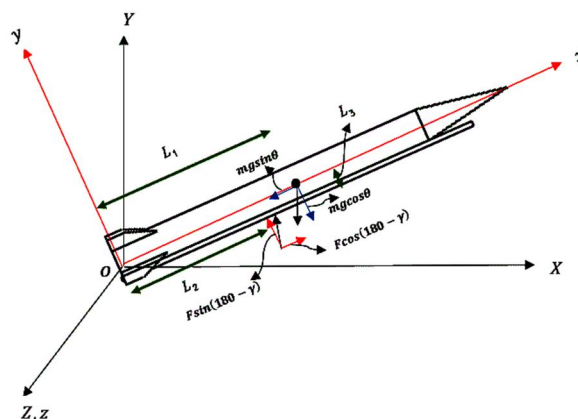
به‌واسطه حرکت دورانی گهواره نیروی ناشی از اینرسی دورانی به المان‌های سازه وارد می‌گردد. معنای فیزیکی ماتریس جرم شبیه



شکل ۸. نمودار سرعت زاویه‌ای برحسب تغییرات زاویه گهواره



شکل ۷. نمودار شتاب زاویه‌ای برحسب تغییرات زاویه گهواره



شکل ۹. نیروهای وارد بر موشک و گهواره

برای حرکت صفحه‌ای عمومی m_{ij} در m از معادله ۱۹ بر درجات آزادی محوری u_1 و u_2 نیز اثر می‌کنند. در نتیجه m 4×4 می‌شود و هشت درایه غیر صفر خواهد داشت. برای یک المان تیر باید درجات آزادی θ_{-1} و θ_{-2} را به صورت شکل اضافه کنیم؛ لذا m (بدون تأثیر تغییر مکان‌های محوری u_1 و u_2) ماتریس 4×4 می‌شود. جرم‌های متمرکز اینرسی دورانی ندارند، لذا تمرکز جرم در دو انتهای یک المان تیر چهار درجه آزادی باعث قطری شدن ماتریس جرم می‌شود که در آن متناظر با \dot{v}_1 و \dot{v}_2 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 که $m_{22} = m_{44} = \rho AL^3 / 24$ که برابر با گشتاور لازم جهت ایجاد یک شتاب زاویه‌ای واحد برای میله‌ای به طول $L/2$ است اگر در یک انتها لولا شده باشد [۱۵].

همچنین m عبارت است از:

$$m = \begin{bmatrix} \rho AL / 2 & 0 \\ 0 & \rho AL / 2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$m \begin{Bmatrix} \dot{v}_1 \\ \dot{v}_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \end{Bmatrix}$$

با فرض نیروی اینرسی به عنوان یک بار گسترده معادلات به صورت رابطه ۱۸ نوشته می‌شود.

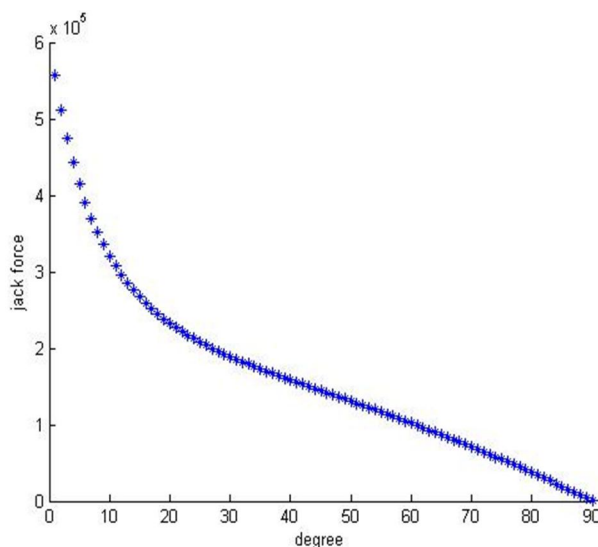
$$F_2 = \rho AL \left(\frac{1}{6} \ddot{v}_1 + \frac{1}{3} \ddot{v}_2 \right) \quad (18)$$

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

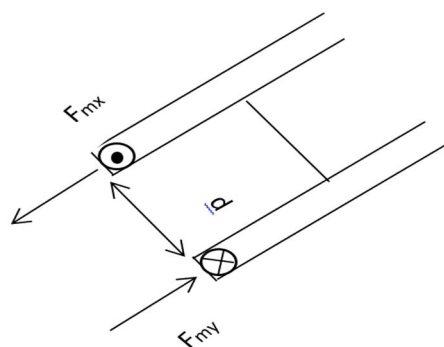
بنابراین ماتریس جرم این المان m عبارت است از:

$$m = \begin{bmatrix} \rho AL / 3 & \rho AL / 6 \\ \rho AL / 6 & \rho AL / 3 \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$m \begin{Bmatrix} \dot{v}_1 \\ \dot{v}_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \end{Bmatrix}$$



شکل ۱۰. نمودار تغییرات نیروی جک بر حسب زاویه گهواره



شکل ۱۱. محاسبه نیروهای تکیه‌گاهی

۶. انتخاب جنس و شکل سطح مقطع سازه

شکل کلی لانچر موشک اسکاد بی برای پرتاب موشک از روی زمین و همچنین با بررسی‌های انجام‌شده در مورد سازه گهواره پرتاب، المان قاب سه‌بعدی برای این سازه انتخاب شده است. چون سطح مقطع سازه به‌صورت مستطیل توخالی (قوطی‌شکل) است، متغیرهای طراحی ضخامت، طول و عرض هر سطح مقطع می‌باشد. در اینجا ضریب ایمنی ۳ و جنس لانچر فولاد ST-52 انتخاب شده است. این فولاد معمولاً در سازه گهواره‌ها مورد استفاده قرار گرفته که مقادیر آن در جدول ۷ آورده شده است. در ادامه با لحاظ ضریب ایمنی ۳ و جنس انتخاب‌شده به تعیین ابعاد بهینه سطح مقطع برای اعضای سازه پرداخته می‌شود [۱۶].

جدول ۶. نیروهای تکیه‌گاهی گهواره

نیروهای تکیه‌گاهی (نیوتن)	
O_{xL}	$-2/775 \times 10^5$
O_{xR}	$-2/775 \times 10^5$
O_{yL}	$-1/477 \times 10^5$
O_{yR}	$-1/477 \times 10^5$
O_{zL}	صفر
O_{zR}	صفر

جدول ۷. مشخصات فولاد ST-52 [۱۶]

چگالی (کیلوگرم متر مکعب)	مدول الاستیسیته (گیگاپاسکال)	مدول برشی (گیگاپاسکال)	استحکام تسلیم کششی (مگاپاسکال)
۷۸۵۰	۲۰۷	۸۰	۳۵۵

۷. مقادیر پارامترهای الگوریتم ژنتیک^{۱۴}

الگوریتم ژنتیک مانند سایر الگوریتم‌های فراابتکاری با یک جمعیت اولیه تصادفی شروع می‌شود. چون این روش با متغیرهای طراحی رمز شده کار می‌کند، بنابراین برای تولید جمعیت اولیه، به تعداد زیررشته‌ها متناظر با متغیرهای طراحی، اعداد تصادفی تولید می‌شود [۱۷]. در الگوریتم ژنتیک، طی مرحله تولیدمثل^{۱۵} از عملگرهای ژنتیکی استفاده می‌شود. با تأثیر این عملگرها بر یک جمعیت، نسل بعدی آن جمعیت تولید می‌شود. عملگرهای انتخاب^{۱۶}، آمیزش^{۱۷} و جهش^{۱۸} معمولاً بیشترین کاربرد را در الگوریتم ژنتیک دارند. مقادیر پارامترهای الگوریتم ژنتیک به‌کار رفته در این تحقیق در جدول ۸ ارائه شده است [۱۸].

گفتنی است هرچه نرخ جهش کوچکتر باشد، الگوریتم با احتیاط بیشتری جهش انجام می‌دهد و اگر نرخ جهش بزرگ باشد به‌معنای آن است که تغییرات کلی و شدید تری انجام می‌گردد. چون الگوریتم ژنتیک مسائل بهینه‌سازی را در حالت نامقید بررسی می‌کند، لازم است مسئله از حالت مقید به حالت نامقید تبدیل گردد. معمولاً برای این کار روش تابع جریمه به‌کار می‌رود. در این تحقیق با استفاده از تابع جریمه ضرب‌شونده این عمل صورت می‌پذیرد [۱۹].

$$\bar{Z} = z + p(v) \quad (20)$$

$$\bar{Z} = z \times (1 + \beta p(v)) \quad (21)$$

$$p(v) = \sum_{i=1}^m \max(g_i, 0) + \sum_{j=1}^n \max(h_j, 0) \quad (22)$$

که در رابطه ۲۲، $p(v)$ ضریب نقض محدودیت کل سازه می‌باشد و g_i, h_j قیود مسئله می‌باشد که به‌صورت روابط ۲۳ و ۲۴ تعریف شده است.

$$g_i = \frac{|\sigma_i|}{\sigma_i} - 1 \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (23)$$

$$h_j = \frac{|d_j|}{d_j} - 1 \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (24)$$

که در این روابط، 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 [۱۹].

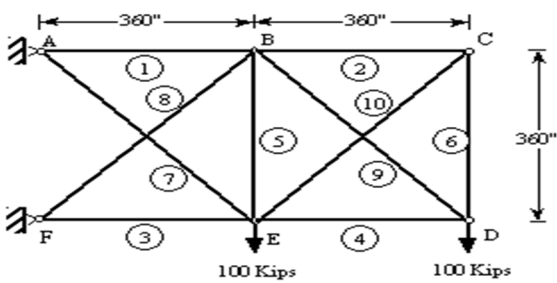
۷-۱. عملکرد الگوریتم ژنتیک و اجزای محدود

چون سطح مقطع سازه گهواره پرتاب به‌صورت مستطیل توخالی (قوطی‌شکل) است، در اینجا سه نوع متغیر طراحی؛ یعنی ضخامت، طول و عرض سطح مقطع اعضای سازه وجود دارد. قیود طراحی، تنش و تغییر مکان می‌باشد، بنابراین هر بار که سطح مقطع جدیدی تولید می‌شود، با توجه به آنکه مقدار تنش نیز تغییر خواهد نمود، لازم است یک تحلیل المان محدود به‌منظور یافتن حداکثر تنش و تغییر مکان ایجادشده در سازه انجام گیرد. بنابراین هر بار که سطح مقطع جدیدی تولید می‌شود، در کد نوشته شده، کد المان محدود سازه فراخوانی می‌شود. در نهایت وزن بهینه سازه با رعایت مقادیر مجاز تنش و تغییر مکان حاصل می‌شود و سطح مقطع‌های مورد نیاز اعضای 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.

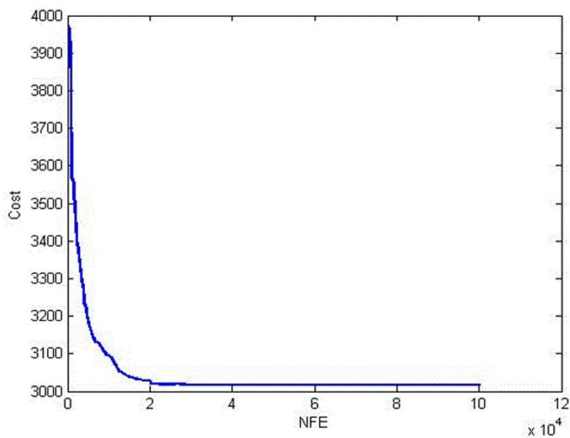
همان گونه که در شکل ۱۵ دیده می‌شود، الگوریتم پس از حدود ۱۰۰۰ تکرار همگرا شده است و تغییری در کاهش وزن سازه مشاهده نمی‌شود.

جدول ۹. پارامترهای طراحی

پارامتر	مقدار
مدول یانگ	10^4 Ksi
چگالی	$0/1 \text{ lb/in}^3$
تنش مجاز	$\pm 25 \text{ Ksi}$
تغییر مکان مجاز	2 in
نیروی وارده	100 Kips
طول	360 in



شکل ۱۴. خرپای ده میله‌ای



شکل ۱۵. مراحل همگرایی الگوریتم

همان گونه که در جدول ۱۱ مشاهده می‌شود، نتایج به دست آمده از روش الگوریتم ژنتیک نتایج قابل قبولی می‌باشد.

۸. اعتبارسنجی کد المان محدود نوشته شده

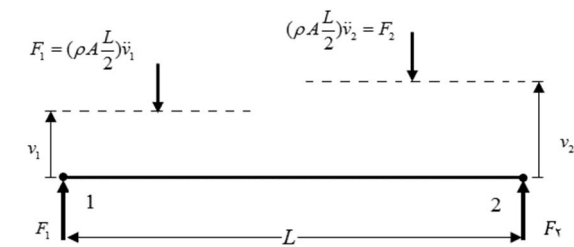
برای بررسی صحت عملکرد کد المان محدود نوشته شده از سه روش که عبارت‌اند از تحلیل در نرم افزار آباکوس، روابط مقاومت

گفتنی است برای مقایسه تنش با تنش مجاز، مقدار تنش معادل با استفاده از رابطه تنش فون میزس محاسبه شده و با تنش مجاز تعیین شده مقایسه می‌گردد. برای تیرهای فولادی بسته به کاربرد آنها اندازه خیز نسبی باید در محدوده $0/01$ تا $0/04$ متر قرار داشته باشد [۳]. در این تحقیق تنش مجاز در نظر گرفته شده، یک سوم استحکام تسلیم کششی ماده انتخاب شده ($Mpa118/33$) و تغییر شکل مجاز برابر ۳ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. مقدار تنش معادل در تئوری فون میزس با استفاده از رابطه ۲۵ محاسبه می‌گردد [۲۰].

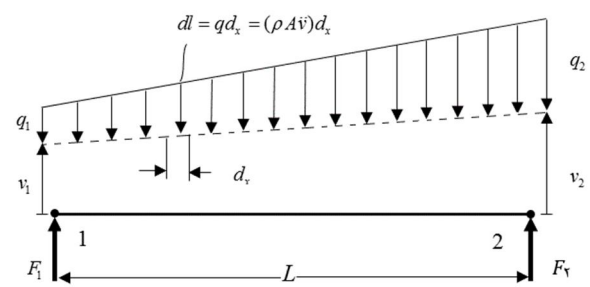
$$\sigma_e = \sqrt{\frac{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_z - \sigma_y)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 3(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)}{2}} \quad (25)$$

۷-۲. اعتبارسنجی کد الگوریتم ژنتیک نوشته شده (مسئله آزمایشی ۱۹)

خرپای ده میله‌ای نشان داده شده در شکل ۱۴ مثال استاندارد است که بسیاری از نویسندگان از آن استفاده نموده‌اند [۲۱-۲۲].



شکل ۱۲. مدلازی جرم، روشی که ماتریس جرم قطری را نتیجه می‌دهد



شکل ۱۳. مدل سازی جرم، روشی که ماتریس جرم غیر قطری را نتیجه

می‌دهد

جدول ۸. متغیرهای الگوریتم بهینه سازی

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

مصالح و مثال قاب سه‌بعدی شکل ۱۶ استفاده گردید، که مشخصات آن در جدول ۱۲ آورده شده است. براساس مرجع [۲۳] بیشترین میزان تغییر شکل سازه برابر ۲/۲۸ میلی‌متر می باشد. نتایج به‌دست آمده از کد المان محدود نوشته‌شده در مقایسه با سه روش مذکور دارای خطای کمتر از پنج درصد است.

جدول ۱۰. مقایسه نتایج بهینه‌سازی خرابی ده میله‌ای

نتایج	نتایج به‌دست آمده در مراجع				پارامترها (اینج مربع)
	۱	۲	۳	۴	
۳۲/۵	۳۳/۵	۳۳/۵	۳۳/۵	۳۳/۵	A ₁
۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	A ₂
۲۲/۳۲	۲۲/۹۰	۲۲/۰۰	۲۲/۹۰	۲۲/۹۰	A ₃
۱۴/۵۰	۱۵/۵۰	۱۵/۵۰	۱۵/۵۰	۱۴/۲۰	A ₄
۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	A ₅
۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	A ₆
۱۳/۵۳	۷/۹۷	۱۴/۲۰	۷/۹۷	۷/۹۷	A ₇
۲۱/۰۰	۲۲/۰۰	۱۹/۹۰	۲۲/۰۰	۲۲/۹۰	A ₈
۲۱/۰۰	۲۲/۰۰	۱۹/۹۰	۲۲/۰۰	۲۲/۰۰	A ₉
۱/۶۲	۱/۶۲	۲/۶۲	۱/۶۲	۱/۶۲	A ₁₀
۵۶۱۴/۱	۵۴۹۱/۷	۵۶۱۳/۸	۵۴۹۱/۷	۵۴۹۰/۷	وزن (پوند)

روش ۱ روش تابع جریمه بهبود یافته است
روش ۲ روش الگوریتم ژنتیک است
روش ۳ روش difference quotient است
روش ۴ روش الگوریتم انجماد تدریجی است
روشی که در این پروژه مورد استفاده قرار گرفته است الگوریتم ژنتیک است

جدول ۱۱. درصد خطای نتایج بهینه‌سازی خرابی ده میله‌ای

روش بهینه‌سازی	مقدار وزن به‌دست آمده	درصد خطای کد نوشته‌شده
تابع جریمه بهبود یافته	۵۴۹۱/۷	0.021×10^2
الگوریتم ژنتیک	۵۶۱۳/۸	0.534×10^{-2}
difference quotient	۵۴۹۱/۷	0.021×10^2
الگوریتم انجماد تدریجی	۵۴۹۰/۷	0.020×10^2

۹. صحت‌سنجی ماتریس جرم در تمرکز جرم

همه ماتریس‌های جرمی که تاکنون به آنها اشاره شد مقاومت در برابر شتاب‌های انتقالی را به‌طور صحیح نشان می‌دهند. تفاوت در

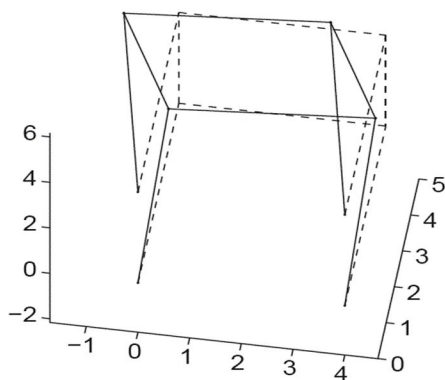
چگونگی مدل‌کردن مقاومت در برابر شتاب‌های زاویه‌ای است. ماتریس جرم چه قطری باشد یا پر و چه اینرسی دورانی ناشی از درجات آزادی دورانی در آن وجود داشته باشد یا نه، با ریزتر شدن شبکه المان‌ها مطمئناً همگرایی مناسبی به‌وجود می‌آید، مشروط بر اینکه ماتریس جرم در مقابل همه‌ی شتاب‌های انتقالی به‌خوبی عمل کنند [۱۵].

جدول ۱۲. مشخصات سازه قاب سه‌بعدی

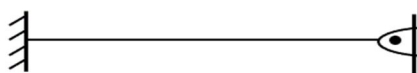
پارامتر	مقدار
مدول الاستیسیته	۲۱۰ گیگاپاسکال
مدول برشی	۴۸ گیگاپاسکال
مساحت سطح مقطع	2×10^{-2} متر مربع
ممان اینرسی حول محور y (I_y)	10×10^{-5} متر مکعب
ممان اینرسی حول محور z (I_z)	20×10^{-5} متر مکعب
ممان اینرسی قطبی	5×10^{-5} متر مکعب

جدول ۱۳. درصد خطای کد اجزای محدود نوشته‌شده

مقدار به‌دست آمده در مرجع	مقدار به‌دست آمده از کد	درصد خطا
۲/۲۸	۲/۲۶	۲



شکل ۱۶. سازه پس از بارگذاری همراه با بزرگ‌نمایی میزان تغییر شکل به اندازه ۵۰۰ برابر



شکل ۱۷. تیر یک‌طرف لولا - یک‌سر گیردار



شکل ۱۸. تیر یک‌سر لولا با تکیه‌گاه هدایت‌شونده

هم برابرند. در واقع سازه دارای ۳۱ المان است، اما چون برخی از قسمت‌های سازه دارای مشخصات سطح مقطع یکسان با سایر قسمت‌های دیگر سازه می‌باشند، متغیرهای طراحی در ۱۶ گروه طبقه‌بندی می‌شوند. با توجه به وزن به دست آمده در جدول ۱۴ و وزن اولیه، که در جدول ۱ آورده شده است، مشاهده می‌شود که ۳۵/۷ درصد وزن بهبود یافته است.

۱.۱. نتیجه‌گیری

هدف از این تحقیق طراحی، تحلیل و بهینه‌سازی سازه گهواره پرتاب قائم موشک پرتاب‌شونده از روی زمین است. برای این منظور، نخست بارهای استاتیکی و دینامیکی وارد بر این سکوی پرتاب محاسبه شد، سپس با بررسی‌های انجام گرفته در مورد سازه گهواره پرتاب، المان قاب سه‌بعدی برای این سازه انتخاب شد و یک کد المان محدود برای محاسبه تنش و تغییر شکل در سازه 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. در این تحقیق از سطح مقطع‌های مستطیل توخالی (قوطی‌شکل) 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 می‌شود. بهینه‌سازی لزوماً باعث کاهش سطح مقطع تمامی اعضا نمی‌گردد و ممکن است در برخی اعضا منجر به افزایش آنها شود، اما در مجموع منجر به کاهش وزن سازه می‌گردد. الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی قاب‌های سه‌بعدی مانند سازه استفاده شده در این تحقیق به خوبی پاسخگو است.

$$\frac{\rho AL}{420} \begin{bmatrix} 156 & 22L & 54 & -13L \\ 22L & 4L^2 & 13L & -3L^2 \\ 54 & 13L & 156 & -22L \\ -13L & -3L^2 & -22L & 4L^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{v}_1 \\ \ddot{\theta}_1 \\ \ddot{v}_2 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \\ M_1 \\ F_2 \\ M_2 \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$M_2 = \frac{\rho AL^3}{105} \quad (27)$$

$$\rho AL \begin{bmatrix} 1/2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & L^2/24 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & L^2/24 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{v}_1 \\ \ddot{\theta}_1 \\ \ddot{v}_2 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \\ M_1 \\ F_2 \\ M_2 \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$M_2 = \frac{\rho AL^3}{24} \quad (29)$$

$$\frac{\rho AL}{420} \begin{bmatrix} 156 & 22L & 54 & -13L \\ 22L & 4L^2 & 13L & -3L^2 \\ 54 & 13L & 156 & -22L \\ -13L & -3L^2 & -22L & 4L^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{v}_1 \\ \ddot{\theta}_1 \\ 1 \\ \ddot{\theta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \\ M_1 \\ F_2 \\ M_2 \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$F_2 = 0.37 \rho LA \quad (31)$$

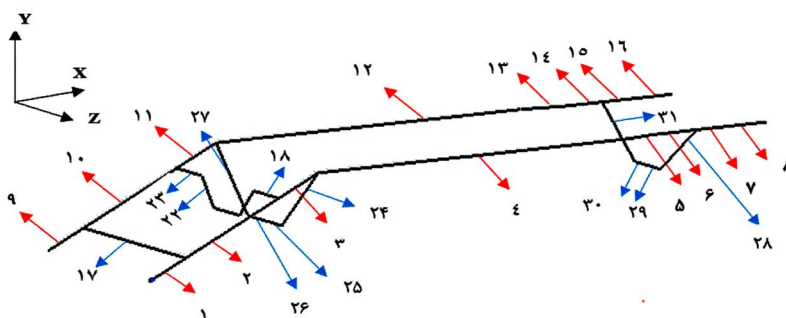
$$\rho AL \begin{bmatrix} 1/2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & L^2/24 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & L^2/24 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{v}_1 \\ \ddot{\theta}_1 \\ 1 \\ \ddot{\theta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \\ M_1 \\ F_2 \\ M_2 \end{bmatrix} \quad (32)$$

$$F_2 = 0.5 \rho LA \quad (33)$$

در نتیجه مقادیر در نظر گرفته شده تخمین دست بالا از واقعیت بوده و در نهایت بار گسترده ناشی از نیروی اینرسی دورانی بعد از محاسبه ممان اینرسی جرمی المان‌ها توسط کد تهیه شده به صورت گفته شده روی تک‌تک المان‌های سازه گهواره پرتاب اعمال شده و محاسبات صورت گرفته است.

۱.۰. نتایج طراحی و بهینه‌سازی سازه گهواره پرتاب

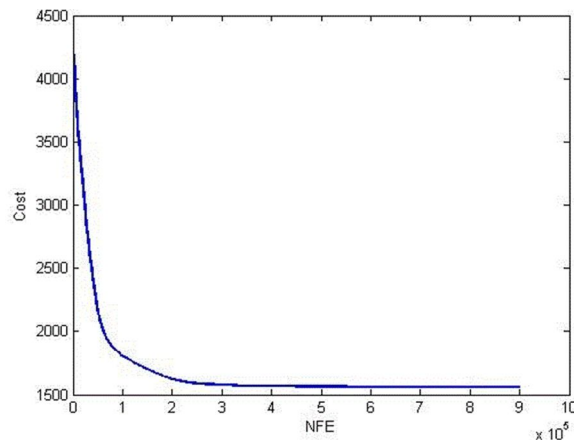
چون سازه گهواره پرتاب طراحی شده تقارن دارد و میزان تنش ایجاد شده در عضوهای متقارن یکسان است، متغیرهای طراحی گروه‌بندی می‌شوند که در یک گروه مقادیر متغیرهای طراحی با



شکل ۱۹. المان‌های سازه گهواره پرتاب

جدول ۱۴. مشخصات سطح مقطع اعضای سازه و وزن بهینه

شماره گروه	شماره اعضای گروه	طول مقطع (متر)	عرض مقطع (متر)	ضخامت جداره (متر)	سطح مقطع (متر مربع)
۱	۱/۹	۰/۳	۰/۱۸	۰/۰۰۷	۰/۰۰۶۵
۲	۲/۱۰	۰/۳۵	۰/۱۸	۰/۰۰۷	۰/۰۰۷۲
۳	۳/۱۱	۰/۴۰	۰/۱۸	۰/۰۰۷	۰/۰۰۷۹
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	۰/۰۰۶۵
۱۰	۱۸/۲۳	۰/۳۲	۰/۱۶	۰/۰۰۷	۰/۰۰۷۲
۱۱	۱۹/۲۲	۰/۳۰	۰/۱۶	۰/۰۰۷	۰/۰۰۷۹
۱۲	۲۰/۲۱	۰/۳۲	۰/۱۶	۰/۰۰۷	۰/۰۰۷۶
۱۳	۲۴/۲۷	۰/۳۰	۰/۱۵	۰/۰۱۵	۰/۰۰۶۴
۱۴	۲۵/۲۶	۰/۳۰	۰/۱۵	۰/۰۱۵	۰/۰۰۵۷
۱۵	۲۸/۳۱	۰/۲۰	۰/۱۴	۰/۰۰۷	۰/۰۰۵۳
۱۶	۲۹/۳۰	۰/۲۰	۰/۱۴	۰/۰۰۷	۰/۰۰۵۳
۱۳۴۰/۸					وزن (کیلوگرم)



شکل ۲۰. مراحل بهینه‌سازی سازه گهواره پرتاب

۱۲. مأخذ

- [1] V. K. Milkov, A. M. Kmisaric, *Equipment Ground Missiles*, translated by B. Abdi, Aerospace Organizations Tehran, 2006, (In Persian فارسی).
- [2] J. C. Brown, C. A. Littlefield, Design of a Light Weight Mobile Launch Structure for the Ares I Launch Vehicle, Structures Congress ASCE, 2010.
- [3] B. Beydaei, H. Sanaeiopor, *Check The Operating System Launchers From The Sea*, 10th Conference Of Iranian Aerospace Society, Tarbiat Modares University, Tehran, 2010, (In Persian فارسی).
- [4] J. H. Halland, *Adaptation in natural and artificial system*, AnnArbor, MI: University of Michigan press, 1992.
- [5] D. E. Goldberg, *Genetic algorithms in search optimization and machine learning*, Addison Wesley Longman, 1989.
- [6] P. Hajela, E. Lee, Genetic algorithms in trusstopological optimization, *J. Solids*

- topological optimization, in truss Structures*, Vol. 32, No. 22, pp. 185-195, 1995.
- [7] S. Rajeev, C. S. Krishnamoorthy, Discrete using genetic optimization of structure, *J. Struct. Engng, ASCE*, algorithm Vol. 118, No. 5, pp. 79-87, 1992.
- [8] C. Camp, S. Pezeshk, Optimized design two-dimensional structures using a genetic algorithm, *Journal for Structural Engineering*, Vol. 124, pp. 551-559, 1988.
- [9] P. Gero, A. Bello, Design optimization of 3D steel structures: genetic algorithms vs. classical techniques, *Journal of constructional steel*, Vol. 62, No. 12, pp. 137-143, 2006.
- [10] H. Tagawa, M. Ohsaki, 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, 1999.
- [11] T. Dede, S. Bekiroğlu, Y. Ayvaz, Weight minimization of trusses with genetic algorithm, *Applied Soft Computing*, Vol. 11, No. 2, 2011, pp. 2565-2575.
- [12] A. H. Gandomia, A. H. Alavib. D. Mohammadzadeh, M. G. Sahabd, An empirical model for shear capacity of RC deep beams using genetic-simulated annealing, *archives of civil and mechanical engineering*, Vol. 13, pp. 354-369, 2013.
- [13] O. Hasancebi, S. Carbas, E. Dog, M. Saka, Comparison of non-deterministic search techniques in the optimum design of real size steel frames, *Computers and Structures*, Vol. 88, pp. 1033-1048, 2010.
- [14] S. S. Rag, *Finite Element Methods in Engineering*, translated by G. Majzobi, F. Fariba, Boalisina university, Hmedan, 1997.
- [15] R. D. Cook, *Finite Element Modeling For Stress Analysis*, translated by A. Mahdian, Kanon Pazhoresh, Isfahan, 1995.
- [16] J. E. Bringas, *Handbook of Comparative World Steel Standards*, 3rd Edition, ASTM International, Conshohocken, 2004.
- [17] M. Kia, *Genetic Algorithms In MATLAB*, Published by Daneshgahi Kian, Tehran, 2012, (In Persian فارسی).
- [18] K. E. Kinnear, *Advances in genetic programming*, 1st edition, Massachusetts Institute of Technology, 1994.
- [19] H. Mahmodi Kocheksaraei, N. Taghizade, The Use Of Genetic Algorithms In The Optimization Of Geometric Structures Truss, 9th International Conference Civil Engineering, Isfahan University Of Technology, 2012.
- [20] H. Naei, *Mechanics Of Materials*, Published by Poran Pazhoresh, Tehran, 2010, (In Persian فارسی).
- [21] M. Kripka, 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, 2004.
- [22] T. Haftka, *Elements of Structural Optimization*, Translated by M. Abolbashari, Ferdowsi University, Mashhad, 2003, (In Persian فارسی).

پی نوشت

-
- | | |
|--|---|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. launch 2. lancer 3. tower launcher 4. M. K. Tikhonarov 5. defence supereme council 6. missile scientific research institute 7. Ares I 8. Fortran 9. GSA 10. ACL 11. CSA 12. Scud B | <ol style="list-style-type: none"> 13. mass lumping 14. genetic algorithms 15. reproduction 16. selection 17. crossover 18. mutation 19. benchmark |
|--|---|