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

اصغر مهدیان '، محمد هادی مرتضوی منش '*، بهروز شهریاری ^۳

^۱ استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیکوهوافضا، دانشگاه صنعتی مالکاشتر، اصفهان؛ a.mahdian@mut-es.ac.ir ۲ کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیکوهوافضا، دانشگاه صنعتی مالکاشتر، اصفهان، hadi.mortazavi68@gmail.com ۳ دانش آموخته دکتری مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک وهوافضا، دانشگاه صنعتی مالکاشتر، اصفهان؛ shahriari@mut-es.ac.ir

اطلاعات مقاله	چکیدہ
تاریخچه مقاله: تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۹۴/۱۱/۰۸ تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۵/۰۹/۰۷	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 سازه گهوارهها دو تیر که توسط اتصالات عرضی به هم متصل شدهاند، به عنوان عضوهای اصلی میباشند. بنابراین محاسبه شتابها (نیروهای) وارده از طرف
<i>کلمات کلیدی:</i> طراحی سازه بهینه سازی گهواره پرتاب قائم کشتی روش المان محدود	کشتی به سازه گهواره پرتاب نیز ضروری می، اشد. المان قاب فضایی برای طراحی مورد استفاده قرار گرفته و کد المان محدود برای محاسبه تنش و تغییر شکل در سازه، در نرمافزارمتلب 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 مثال های حل شده صحت سنجی گردیده، که نتایج مطلوبی را نشان می دهد. تابع هدف وزن سازه گهواره بوده و جابجایی وتنش تسلیم به عنوان قیود و مشخصات هندس سطح مقطع و متغیب های طراح می باشد.

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

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

³phD, 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.

DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2

۱ – مقدمه

پرتاب موشک ماهواره بر از طریق پایگاه های پرتاب موشک دریایی صرفهجویی در مصرف سوخت (با توجه به منطقه مورد هدف) و نهایتا صرفه جویی در هزینهها را به دنبال خواهـد داشـت. مـاهواره هایی که از طول جغرافیایی دیگر پرتاب میشوند برای قرار دادن خود برروی مدار استوا، باید بخشی از سوخت گرانبهای خود را مصرف کنند، اما ماهواره هایی که از روی استوا پرتاب می شوند مستقیما در مدار مورد نظر قرار گرفته و می توانند 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 می شود که به حالت دستی و یا خودکار، گلوله توپ و موشک را شلیک می کند. سکوهای پرتاب، عناصر اصلی آرایههای موشکی می باشند و انجام عملیات اصلی مربوط به آماده سازی پیش از شلیک و پرتاب موشکها را فراهم میسازند. یکی از این سکوهای پرتاب، لانچر برجی^۳ میباشد. کاربرد گستردهی این نوع سکوی پرتاب در پرتاب قائم موشکهای بالستیک می باشد. می توان گفت این لانچر گونه ای 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 نمی گیرند 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 می آورد که قابل تعمیم به حرکات کشتی در امواج غیرمنظم نیز می باشد. با استفاده از معادلات حرکت، می توان اصول تئوری حرکات کشتی ها 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 اندر کنش با امواج دریا می باشد. با اندازه گیریهای 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 ان نوع از امواج به صورت منحنی سینوسی است[۲].سکوهای پرتاب موشکهای عمود پرتاب، برای نخستین بار در سال های ۱۹۳۲ و ۱۹۳۳ میلادی طراحی شدند. در سال ۱۹۳۳ اولین پرتاب موفقیت آمیز موشک سوخت مايع «ساخت ام.ک تيخوناروف» از روي چنين سکويي 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 موشک های جدید، دستگاه ها

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٬۴۱ 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 ونقل توسط حمل کننده شنی دار،که برابر ۰٬۱۰۶ کیلوگرم است دارای محدودیت بود). در لانچرهای متحرک پیشین اصولا از تیر های تیغه ای، مقطع های نورد شده، و پلیت های تخت استفاده میشد در حالی که در طراحی سبک، ترکیبی از سازه های خاص همراه با خرپا ها با مقطع لوله ای، صفحات شیار دار و ورق ها استفاده شده است. تیم طراحی با نیازهایی از قبیل سفتی، فرکانس، ای طبیعی، بارهای معکوس شونده، شرایط تکیه گاهی چندگانه نامشخص و طبیعی و ناشی از محيط پرتاب مواجـه بـود[۴]. محمـد حسـين بهرامـي بيـدائي و محمدثنایی یور در سال ۱۳۸۹ درمقاله ی خود به بررسی سیستم عملکرد سکوهای پرتاب از دریا و قابلیت اینگونه سکوها و استخراج الزامات سیستمی طراحی آن پرداخته اند، سپس سیستم دو نوع موشک عملیاتی پرتاب از دریا را بررسی کرده اند[۲]. جان هالند در سال ۱۹۷۵، روش الگوریتم ژنتیک را که یک روش تست و تولید نسل میباشد وبراساس تئوری اصل بقای شایسته ترین ها 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 تـابع شایسـتگی پیـدا نمودنـد[۶و۵]. در سـال ۱۹۸۰ اولین کنفرانس در مورد الگوریتم ژنتیک در پیتزبورگ پنسیلوانیا برگزار گردید و از این تاریخ به بعد رساله ها و مقاله های بسیاری در تایید این الگوریتم ارائه شد که میتوان به بهینه سازی پیکره خرپا توسط هاجلا در سال ۱۹۹۵ با استفاده از الگوریتم ژنتیک اشاره نمود[۷]. کریشنامورتی و راجیو در سال ۱۹۹۲ جهت بهینه كردن خربا از روش الگوريتم ژنتيك ساده گلد برگ استفاده نموند[۸]. کمپ و همکاران درسال ۲۰۰۱در مقاله خود از یک فرآيند طراحي به همراه الگوريتم ژنتيک، براي بهينهسازي گسسته ساختارهای دو بعدی استفاده کرده اند. تابع هدف مورد استفاده وزن کلی سازه بوده. در تحقیق مذکور، الگوریتم ژنتیک براساس برنامه آناليز اجزاء محدود طراحي شده است. خصوصيات خاص اين برنامه شامل، متغییر های طراحی گسسته،یک قالب(شکل) باز برای تعریف قید ها، چک کردن طرحها با استفاده از تاییدیه های موسسه آمریکایی(AISC-ASD)، که فرآیند GA پیشنهاد شده توانسته تاییدیهAISC-ASD و قیدهای ساخت را بدست آورد در حالي كه وزن كلي سازه را حداقل مينمايد [٨]. جرو و أنتونيو

بلودر سال ۲۰۰۶ یک الگوریتم ژنتیک نخبه گرا ابداع نمود ند،و راه حلهای تجاری متداول را برای بهینه سازی ساختار های پیچیده با الگوریتم خود مقایسه نمودند. بعد از تایید اعتبار آن برروی 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 اطمينان مي باشد [٩]. الگوريتم ژنتيک در انواع مختلف مسائل پیچیده مورد استفاده قرار گرفته وهمچنین از این الگوریتم برای مسائلی با متغییر های پیوسته و گسسته به کار میرود[۱۰]. تایفون وهمکارانش درسال ۲۰۱۱در مقالهی 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 نمودنـد. همچنـین بـه ایـن 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 نمیبرد 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 میابد،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 آوردهاست. نتایج کار او و همکارانش نشان داد، که مدل تجربی ارائه شده به درستی قادر به ارزیابی استحکام برشی تیرهای تيغه اي ميباشد، وي اعتبار مدل ارائه شده را با مقايسه نتايج خود با نتایج به دست آمده از موسسه بنن آمریکا (ACL) و موسسه استاندارد کانادا (CSA) مورد بررسی قرار داد. معادله به دست آمده بسیار ساده و شامل چند پارامتر موثر است[۱۲]. هسنسبی و همکارانش در سال ۲۰۱۰ در مقاله خود با استفاده از الگوریتمهای ژنتیک، شبیه سازی تبرید تدریجی، استراتژی تکامل، بهینهسازی گروهی ذرات، بهینه سازی کلونی مورچهها، در پی بهبود طراحی بهینه برای اندازه واقعی قابهای صلب فولادی به هم پیوسته می باشند. وی در نهایت به این نتیجه رسید که با توجه به همگرایی

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

۲ – المان قاب فضایی

یک المان قاب فضایی میله ای 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 ۱۲×۱۲ 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

سازهی 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. سازهی گهواره و نحوهی 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 غیر کاری به صورت افقی و در حد امکان در پایین ترین موقعیت ارتفاعی قرار گیرد. در اکثر سازههای گهوارهها دو تیر که توسط اتصالات عرضی به هم متصل شدهاند، به عنوان عضوهای اصلی حامل می باشند [۳]. در این تحقیق شکل کلی لانچر موشک اسکاد بی² در نظر گرفته شده است. در شکل ۱ سازه اصلی گهواره و گره های اصلی نشان داده شده است.



شکل۱- سازه گهواره پرتاب

۲-۲- شرایط بارگذاری

بارهای وارده بر سازه گهواره در حالت آماده سازی موشک عبارتند از نیروی وزن موشک و نیروهای (شتابهای) وارده از طرف کشتی، نیروی جک بالابر گهواره ونیروهای (شتاب های) دینامیکی حاصل از بالا رفتن گهواره می باشد. نیروها و گشتاورهای وارده از طرف کشتی به گره ی ۲۱ وگره های ۸و۱۷و نیروی جک بصورت بار

متمرکز به گره ۲۵ وارد می گردد. همچنین نیروهای دینامیکی حاصل از بالا رفتن گهواره بصورت بار گسترده بر تمام گرههای سازه وارد می گردد. 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 می گردد.

۲-۳- شرایط تکیه گاهی

قسمت اتصال گهواره به زمین یعنی گرههای ۱و ۱۰ دارای شرایط تکیهگاهی لولایی میباشند و قادرند حول محور Z دوران نمایند. گره های ۱۶و۲ 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

طول کشتی	حداكثر سرعت پیشروی	عرض کشتی	آبخور
(<i>m</i>)	(kn)	(<i>m</i>)	(<i>m</i>)
۷۷/۲)•	14	۴/۹

با استفاده از استاندارد گفته شده مقادیر مربوط به کشتی انتخاب شده را محاسبه نموده که در جداول ۲و۳ آورده شده است.

جدول ۲ - مشخصات کشتی فله بر مورد نظر

مقادير	واحد	پارامتر	مشخصه
۴۸/۹	т	Τ́	آبخور جديد
•/11	rad	A_p	دامنه حرکت پیچ
۵/۰۵۲	S	T_p	پريود حرکت پيچ
۰/۳۸	rad	A_R	دامنه حرکت رول
۸/۳۲	S	T _R	پريود حرکت رول
۵/۷۳	S	T _{sw}	پریود حرکت اسوی

جدول ۳ - مشخصات کشتی فله بر مورد نظر

مقادير	واحد	پارامتر	مشخصه
• / • Y	rad/s ^r	$\alpha_{\rm Y}$	شتاب حركت ياو
•/١٧	$rad_{s^{\tau}}$	α_{P}	شتاب حرکت پیچ
•/٢٢	$rad_{s^{\tau}}$	α_{R}	شتاب حرکت رول
٣/١٨	$m_{/_{S^{\tau}}}$	a _H	شتاب حركت هيو
۲/۴۷	$\overline{m}_{/S^{r}}$	a _{sw}	شتاب حركت اسوى
• /۵ •	<i>m</i> / _{s^r}	a _{su}	شتاب حركت سرج

همانگونه که در جدول۳ دیده میشود شتابهای اسوی و هیو ایجاد شده در مقایسه با شتاب سرج دارای مقادیر نسبتاً بزرگی میابشد. البته مقادیر این شتابها در حدود یک چهارم شتاب گرانش میابشد.

۳–۱– محاسبه نیروها و ممانهای وارده ازطرف 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 هرکدام

ممان اینرسی (<i>kg.m</i> ۲)	گهواره	مم ان اینرسی (<i>kg.m</i> ^۲)	موشک
I _{xx}	V9٣/980	I_{xx}	404
I _{yy}	1	I _{yy}	49178
I_{zz}	٩۵٣٣/٨٢٢	I_{zz}	49178

مؤلفه های سرعت زاویه ای مربوط به حرکات کشتی بصورت روابط ۲۰۱ و می باشد.

- $\omega_x = \frac{2\pi}{T_p} \tag{1}$
- $\omega_{y} = \frac{2\pi}{T_{p}} \tag{(1)}$
- $\omega_z = 0$ (°)

T_R و T_P به ترتیب پریود حرکت رول و پریود حرکت پیچ میباشـد که مقـادیر آن در جـدول ۲ آورده شـده اسـت. مؤلفـههـای شـتاب زاویهای مربوط به حرکات کشتی عبارتند از:

- $\dot{\omega}_{x} = \alpha_{R} \tag{(f)}$
- $\dot{\omega}_{y} = \alpha_{P}$ (Δ)
- $\dot{\omega}_z = \alpha_\gamma \tag{(?)}$

 $\alpha_{r} \circ \alpha_{r} \circ \alpha_{r}$ به ترتیب شتاب حرکت رول، شتاب حرکت پیچ و شتاب حرکت پیچ و شتاب حرکت یاو می باشد که مقادیر آن در جدول ۳ آورده شده است. مؤلفه های سرعت خطی مربوط به حرکات کشتی برابر صفر در نظر گرفته شده است. علت صفر بودن این سرعت ها آن است که

در محاسبات مقدار ماکزیمم شتابهای متناظر با این سرعتها لحاظ شده است. علت این امر آن است که با بررسی روابط اویلر میتوان ثابت نمود، در این تحقیق ماکزیمم نیروها و شتابهای روابط اویلر در صورتی حاصل میشود که مقدار شتابها ماکزیمم و بنابراین سرعتها صفر لحاظ شود. مؤلفههای شتاب خطی مربوط به حرکات کشتی بصورت روابط۸،۷و۹ میباشد.

$$\dot{v}_x = a_{su} \tag{Y}$$

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

$$\dot{v}_z = a_H \tag{9}$$

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

$$\sum \mathbf{M}_{x} = I_{xx}\dot{\omega}_{x} - (I_{yy} - I_{zz})\omega_{y}\omega_{z}$$

$$\sum \mathbf{M}_{y} = I_{yy}\dot{\omega}_{y} - (I_{zz} - I_{xx})\omega_{z}\omega_{x} \qquad (1 \cdot)$$

$$\sum \mathbf{M}_{z} = I_{zz}\dot{\omega}_{z} - (I_{xx} - I_{yy})\omega_{x}\omega_{y}$$

$$\sum \mathbf{F}_{x} = m(\dot{v}_{x} + v_{z}\omega_{y} - v_{y}\omega_{z})$$

$$\sum \mathbf{F}_{y} = m(\dot{v}_{y} + v_{x}\omega_{z} - v_{z}\omega_{x}) \qquad (11)$$

$$\sum \mathbf{F}_{z} = m(\dot{v}_{z} + v_{y}\omega_{x} - v_{x}\omega_{y})$$

مقادير	واحد	پارامتر
۲/۹۵	KN	F _x
14/54	KN	Fy
١٨/٧٧	KN	F_z
٠/• ٩٨	KN.m	M _x
λ/π	KN.m	My
۴۸/۹۳	KN.m	M _z

۲-۳-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 اویلر میباشد. سپس این نیروها به دو نقطه اتصال موشک و گهواره انتقال داده میشود شکل ۲.



شکل ۲. نیرو های 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)دقیقا درنقطهی A اعمال نمی گرددبلکه در فاصله Δ از مرکز (بالشتک جلویی)وارد می شوند شکل ۳.
- ۲. نیروی x_x در قسمت جلویی گهواره (بالشتک جلویی) برابر صفر در نظر گرفته شده استزیرا اتصالات در بالشتک عقبی محکم بوده و نیروی در بالشتک جلویی تقریبا برابرصفراست.



شکل ۳- نیرو های وارده به بالشتک جلویی

درشکلn، h_{τ} ، h_{τ} ،

$$\sum F_x \Longrightarrow R_{x_A} + R_{x_B} = 2950 \tag{11}$$

$$\Sigma F_{z} \Longrightarrow R_{z_{A}} + R_{z_{B}} = 1.4543 \times 10^{4}$$

$$\Sigma F_{z} \Longrightarrow R_{z_{A}} + R_{z_{B}} = 1.8767 \times 10^{4}$$

$$\Sigma M_{x} \Longrightarrow -R_{z_{A}} \times n_{1} - R_{z_{B}} \times n_{1} - R_{y_{A}} \times \Delta_{A} = 97.9386$$

$$\Sigma M_{y} \Longrightarrow -R_{z_{A}} \times h_{2} + R_{z_{B}} \times h_{1} = 8.3165 \times 10^{3}$$

$$\Sigma M_{z} \Longrightarrow R_{y_{A}} \times h_{1} - R_{y_{B}} \times h_{2} + R_{x_{A}} \times n_{1} + R_{x_{B}} \times n_{1} = 4.8925 \times 10^{3}$$

بعد از حل این معادلات نیروهای وارد بر گهواره پرتاب از طرف کشتی محاسبه می گردد. مقدار Δ در عبارات بالا برابر۰٬۰۴۶۳۳۹ متر محاسبه گردید.

جدول ۸- مشخصات مرکز ثقل مشترک





شکل ۴-مرکز جرم موشک و گهواره[۱]

-Y - F 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 می گردد. $I = \overline{I} + md^2$ (10)

مقادیر ممان اینرسی $I_{_{xx}}$ ، $I_{_{yy}}$ ، موشک اسکاد بی وگهواره پرتاب در جدول۹ آورده شده است.

جدول ۹- ممان اینرسی موشک و گهواره حول مرکز جرم هرکدام

ممان اینرسی گهواره		ِشک	ن اینرسی مو	مما	
مقدار	واحد	پارامتر	مقدار	واحد	پارام تر
V9T/9TD	$kg.m^r$	I_{xx}	407	$kg.m^r$	I_{xx}
1	$kg.m^r$	I_{yy}	49178	$kg.m^r$	I_{yy}
۹۵۳۳/۸۲۲	kg.m ^r	I_{zz}	49178	kg.m ^r	I_{zz}

جدول ۱۰- فاصله محورهای اصلی موشک وگهواره تا محور های کلی

	گهواره			موشک	
فاصله	واحد	پارامتر	فاصله	واحد	پارام تر
۱/• ۱	т	$d_{_{p1}}$	1/18	т	d_{c1}
٣/٢٠	т	$d_{_{p2}}$	۴/۸۲	т	d_{c2}
٣/١٠	т	d_{p3}	۴/٨۶	т	d_{c3}

نشتی بر گهواره پرتاب	وارده از طرف 7	۶ – بارهای	جدول
----------------------	----------------	------------	------

١٧	٨	۲۱	ره نود	شما
-	-	۲۹۵۰	R_{x_B} ((N)
-	-	-1849/847	R_{y_B} ((N)
-	_	1.47/22	R_{z_B} ((N)
-	VD83/•D78	-	$R_{y_{AL}}(N)$	P(N)
8831/2202	-	-	$R_{y_{A}R}\left(N ight)$	$K_{y_A}(N)$
-	***1/88*	-	$R_{z_{AL}}(N)$	
۳۸۹۸/۱۱۲	_	_	$R_{z_{AR}}(N)$	$K_{Z_A}(N)$

۴ - مجهولات تکیه گاهی و نیروی جک

علت محاسبه مجهولات تکیهگاهی و نیروی جک بررسی بحرانی ترین حالت نیروهای وارد بر گهواره میباشد، به عبارت دیگر بعد از نوشتن معادلات مورد نظر بررسی میگردد، که درکدام 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 می گردد:

$$x = \frac{G_P x_P + G_C x_C}{G_P + G_C} \tag{17}$$

$$y = \frac{G_P y_P + G_C y_C}{G_P + G_C} \tag{14}$$

 $G_c \ G_c \ G_c$ به ترتیب وزن موشک و وزن گهواره میباشد. $G_c \ G_p \ Z_c, y_c, x_c$ و Z_c, y_c, x_c مختصات مراکز ثقل به ترتیب برای موشک و گهواره میباشد که مقادیر آن در جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۷- مشخصات جرم و مرکز ثقل موشک و گهواره

	فهواره	5		موشک	
مقدار	واحد	پارامتر	مقدار	واحد	پارامتر
٣/•٨	т	x _c	۴/٨	т	x_p
•/۵۲	т	y_c	• /YY	т	\mathcal{Y}_p
• /AY	т	Z _C	•/٨٧	т	z_p
1814	kg	$\overline{G_c}$	۵۹۰۰	kg	\overline{G}_p

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









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

مقادیر d_{p_1} مقادیر d_{p_2} و d_{p_2} به ترتیب فاصله ی محورهای z, x, y گهواره تا محورهای Z, X, Y ومقادیر d_{c_1} d_{c_2} و d_{c_1} به ترتیب فاصله ی محورهای Z, Y, X کلی می باشد. بعد امحورهای Z, Y, X کلی می باشد. بعد از انجام محاسبات مقادیر I_{XX} و I_{YY} کل موشک و گهواره بدست می آید که در جدول ۱۱ آورده شده است.

جدول ۱۱- ممان اینرسی جرم کل موشک و گهواره

	ممان اینرسی جرم کل	
مقدار	واحد	پارامتر
۵۲۰۰/۳۸	$kg.m^r$	I _{XX}
711110/0778	$kg.m^r$	$I_{\gamma\gamma}$
714190/1.2.	$kg.m^r$	I _{zz}

۴–۳– محاسبه شتاب حرکت گهواره

برای محاسبه شتاب حرکت گهواره از سرعت حرکت جک و تغییر طول آن نسبت به زمان استفاده می شود. باتوجه به اطلاعات دریافتی مدت زمان استاندارد برای عمود سازی گهواره بین ۸ تا ٩دقیقه می باشد در این جا این مدت زمان حدودا برابر ۵ دقیقه در نظر گرفته شده است. تغییر طول جک بر حسب زاویه گهواره (θ) بصورت زیر محاسبه می شود:



شکل ۸- زوایای جک،موشک وگهواره

$$L = \sqrt{b^2 + a^2 - 2ab\cos\theta} \tag{19}$$

$$\frac{L}{\sin\theta} = \frac{b}{\sin(180 - \gamma)} = \frac{a}{\sin\alpha} \tag{1Y}$$

$$\gamma = 180 - A \operatorname{rcsin}(\frac{b \sin \theta}{L}) \tag{1}$$

در عبارات بالا a فاصله از محور چرخش گهواره تا مفصل بالایی جکهیدرولیکیو dفاصلهازمحورچرخش گهواره تامفصل پایینی جک هیدرولیکی و L برابر طول جک هیدرولیکی وهمچنین χ زاویه جک با گهواره پرتاب میباشد(m ۲۱۲ / ۲۲ و a = a).

بعد از مشتق گیری از معادله (۱۶) میتوان نوشت:

$$\dot{\theta} = \frac{\dot{L} \times \sqrt{b^2 + a^2 - 2abcos\theta}}{absin\theta} \tag{19}$$

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

که پارامتر $\dot{\theta}$, $\ddot{\theta}$ و \dot{L} به ترتیب سرعت زاویه ای و شتاب زاویه ای گهواره وتغییر طول جک برحسب زمان میباشد. در این قسمت برای عمود سازی در مدت زمان گفته شده، \dot{L} برابر \dot{r} ۰۰۰ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. در نهایت بعد از محاسبات در کد نوشته شده مقادی $\dot{\theta}$ و $\ddot{\theta}$ بر حسب θ بدست میآیند.

۴-۴- محاسبه مجهولات تکیه گاهی و نیروی جک
این معادلات برای مجموع موشک و گهواره ، بصورت زیر نوشته





$$\sum M_{xo} \to M_x = I_x \alpha_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z \tag{71}$$

$$\sum M_{yo} \to M_y = I_y \alpha_y + (I_x - I_y) \omega_x \omega_z \tag{77}$$

$$\sum M_{zo} \rightarrow (-mgcos\theta \times L_1) + (L_2 \times Fsin(180 - \gamma)) + (L_3Fcos(180 - \gamma)) = I_z(\alpha + \alpha_z) + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y$$
(YT)

$$F = \frac{\left(mg\cos\theta \times L_{1}\right) + I_{z}\left(\alpha + \alpha_{z}\right) + \left(I_{y} - I_{x}\right)\omega_{x}\omega_{y}}{\left(L_{2}\sin\left(180 - \gamma\right)\right) + \left(L_{3}\cos\left(180 - \gamma\right)\right)}$$
(14)

در شکل ۹ $L_1 \cdot L_1$ و $L_2 \cdot L_2$ به ترتیب برابر ۴/۴۲، ۲/۰۲۴ و ۲/۰۵۵ 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 می گردد.



شکل ۱۰ – نمودار تغییرات نیروی جک برحسب زاویه گهواره

با توجه به شکل ۱۰ مشاهده می شود که ماکزیمم مقدارنیرو در لحظه شروع اتفاق می افتد و مقدار آن برابر $N^{\circ} \cdot N \times N$ بدست آمده است. بعد از جایگذاری مقدار نیروی جک بدست آمده در عبارات زیر مقادیر ماکزیمم مجهولات تکیه گاهی محاسبه می گردد:

$$\sum F_x \to O_x - mgsin\theta + Fcos(180 - \gamma) = m\dot{V}_x$$
 (Y\Delta)

$$\sum F_{y} \to O_{y} - mg\cos\theta + F\sin(180 - \gamma) = m\dot{V}_{y}$$
^(Y9)

$$\sum F_z \to O_z = m \dot{V}_z \tag{(YY)}$$

$$M_{y} = \left(F_{my}\right)d \to F_{my} = \frac{M_{y}}{d} \tag{7A}$$

$$M_{x} = (F_{mx})d \to F_{mx} = \frac{M_{x}}{d}$$
(19)

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



شکل ۱۱- محاسبه نیرو های تکیه گاهی

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

مقدار	واحد	پارامتر
-1/9V•F×1• ^۵	Ν	O_{xl}
-4/1281×1· ²	Ν	$O_{\chi R}$
1/2823×1 · ²	Ν	O_{yl}
۱/۵۳۶۷×۱۰ ^۵	Ν	O_{yR}
1/T • ۶T×1 • [*]	Ν	O_{zl}
1/T • FT×1 • ^F	Ν	O_{zR}

جدول ۱۲-نیرو های تکیه گاهی گهواره

۵- محاسبه نیروی ناشی از اینرسی دورانی
به واسطه حرکت دورانی گهواره نیروی ناشی از اینرسی دورانی به
المانهای سازه وارد می گردد. معنای فیزیکی ماتریس جرم شبیه

معنای فیزیکی ماتریس سختی است. ستون i ام در یک ماتریس سختی، نشان دهنده یارهایی است که باید به المان وارد شوند تا میدان تغییر مکان حاصل از مقدار واحد برای درجه آزادی i ام ایجاد شود. ستون i 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 یآزادی i ام پدید بیاید. راحت ترین و قدیمی ترین راه برای نشان دادن جرم، استفاده از جرمهای متمرکز است. این روند به نام تمرکز جرم^۷ شناخته می شود و ماتریس جرم را قطری یا متمرکز می کند. جابجایی عرضی یک المان میله یو گره ای با سطح مقطع A طول L و چگالی جرمی q را در نظر بگیرید. جرم این المان pAL است. و دو نیمه یامان به طور جداگانه انتقال پیدا می کنند. شتاب های میرکز جرم به این معنا است که میدان تغییر مکان ناپیوسته است و دو نیمه یا امان به طور جداگانه انتقال پیدا می کنند. شتاب های میناظر با نیروهای F_1 و igam and and and and and and and $میناظر با نیروهای <math>F_1$ و میت مستند.



شکل ۱۳- مدل سازی جرم،روشی که ماتریس جرم غیر قطری را نتیجه $q_1=
ho A ec v_1\,, q_2=
ho A ec v_2$ می دهد $q_1=
ho A ec v_1\,, q_2=
ho A ec v_2$

m عبارت است از:

$$m = \begin{bmatrix} \rho Al/2 & 0 \\ 0 & \rho Al/2 \end{bmatrix}, \quad m \begin{cases} \ddot{v}_1 \\ \ddot{v}_2 \end{cases} = \begin{cases} F_1 \\ F_2 \end{cases}$$
(\mathcal{T} \cdot)

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

$$F_2 = \rho AL(\frac{1}{6}\ddot{v}_1 + \frac{1}{3}\ddot{v}_2) \quad F_1 = \rho AL(\frac{1}{3}\ddot{v}_1 + \frac{1}{6}\ddot{v}_2) \tag{(71)}$$

بنابراین ماتریس جرم این المان m عبارت است از:

$$m = \begin{bmatrix} \rho Al/3 & \rho Al/6\\ \rho Al/6 & \rho Al/3 \end{bmatrix} \qquad m \begin{cases} \ddot{v}_1\\ \ddot{v}_2 \end{cases} = \begin{cases} F_1\\ F_2 \end{cases}$$
(TY)

برای حرکت صفحه ای عمومی m_{ij} در m از معادلهی (۳۲) بر درجات آزادی محوری 1 و 2 u نیز اثر می کنند. در نتیجه mچهار در چهار میشود و هشت درایهی غیر صفر خواهد داشت. برای یک المان تیر باید درجات آزادی $1_s \theta$ و $2_s \theta$ را به صورت شکل اضافه کنیم لذا m (بدون تأثیر تغییر مکان های محوری 2 و u) ماتریس ۴ در۴ میشود. جرم های متمرکز اینرسی دورانی ندارند لذا تمرکز جرم در دو انتهای یک المان تیر چهار درجه ی آزادی باعث قطری شدن ماتریس جرم میشود که در آن متناظر با v_i و v_i تنها این عناصر غیرصفر وجود دارند $2/L = m_{33} = \rho AL$ اگر تازادی باعث فراهند شد. بعضاً به صورت اختیاری میتوان گفت درجات آزادی دورانی نیز دخالت داده شوند m_{22} و $m_{44} = p_{44}$ غیر صفر خواهند شد. بعضاً به صورت اختیاری میتوان گفت متاب زاویه ای واحد برای میلهای به طول L/2 است اگر در یک انتها لولا شده باشد.[1]

۶ - انتخاب جنس وشكل 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 که 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 می شود. از آنجا که این روش با متغییرهای طراحی رمز شده کار می کند، بنابراین برای تولید

جمعیت اولیه، به تعداد زیر رشته ها متناظر با متغییرهای طراحی، اعداد تصادفی تولید میشود[۱۸]. در الگوریتم ژنتیک, در طی مرحله تولید مثل^۹ ازعملگرهای ژنتیکی استفاده میشود. با تاثیر این عملگرها بر روی یک جمعیت، نسل^{۱۰} بعدی آن جمعیت تولید میشود. عملگرهای انتخاب^{۱۱}, آمیزش^{۲۱} و جهش^{۳۱} معمولاً بیشترین کاربرد را در الگوریتم ژنتیک دارند. مقادیر پارامترهای الگوریتم ژنتیک به کار رفته در این تحقیق در جدول۱۳ ارائه شده است.[۱۹]



شكل۱۴-فلوچارت عملكرد الگوريتم ژنتيک

جدول ۱۳ – متغیرهای الگوریتم بهینهسازی

جمعيت اوليه	نرخ جهش	نرخ تلفيق	حداکثر تعداد تکرار
7	• / • • ٣	• /٨	۳۰۰۰

لازم به ذکر است که هرچقدر 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 بهینه سازی 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 می پذیرد.[۲۰]

$$\overline{Z} = z + p(v) \tag{(YY)}$$

$$\overline{Z} = z \times (1 + \beta p(v)) \tag{(4)}$$

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

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

$$g_i = \frac{|\sigma_i|}{\overline{\sigma_i}} - 1 \qquad i = 1, 2, \dots, m \tag{(YF)}$$

$$h_i = \frac{\left|d_j\right|}{\overline{d_j}} - 1 \qquad j = 1, 2, \dots, n \tag{(YY)}$$

که در روابط فوق σ_i تنش در عضو iام و $\overline{\sigma}_i$ تنش مجاز عضو iام و $\overline{\sigma}_j$ عندر روابط فوق \overline{d}_j تغییر مکان مجاز عضو d_j میباشد.[۲۰]

۷-۱- پیادہ سازی الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیک مگرراً جمعیتی از راهحل های منفرد مسئله را تغییر میدهد، که از این تغییرات تحت عنوان تکامل یاد می شود. در هر گام از این تکامل، دو عنصر از جمعیت را به طور تصادفی به عنوان والدين انتخاب كرده و فرزند آنها را به عنوان نسل بعدي در نظر می گیرد. به این ترتیب جمعیت به سمت یک راه حل بهینه تكامل مى يابد [19]. در پيادەسازى الگوريتم ژنتيك، مقادير جديد متغیرهای طراحی، که مشخصات سطح مقطع سازه میباشند، بصورت اتفاقی در این الگوریتم تولید می گردند. سپس مقادیر متغییرهای 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 ژنتیگ وارد می گردد. الگوریتم بهینهساز مقادیر ورودی از کد المان محدود را با قیود تعریف شدهی جابجایی و تنش مجاز بررسی مینماید. در صورت برقراری قیود، مقادیر متغییرهای طراحی شده، ادامه روند بهینه شدن را تا رسیدن به جواب بهینه طی مینمایند. روند پیاده سازی در فلوچارت شکل۱۵ نشان داده شده است.



شکل ۱۵-فلوچارت روش بهینه سازی در این مقاله

۲-۷- محاسبه شتاب حرکت گهواره

از آنجا که سطح مقطع سازه گهواره پرتاب بصورت مستطیل توخالی (قوطی شکل) میباشد، بنابراین در اینجا سه نوع متغیر طراحی يعنى ضخامت ، طول و عرض سطح مقطع اعضاء سازه وجود دارد. قيود طراحي، تنش و تغيير مكان ميباشد، بنابراين هر بار كه سطح مقطع جدیدی تولید می شود با توجه به آن که مقدار تنش نیز تغيير خواهد نمود لازم است يك تحليل المان محدود به منظور یافتن حداکثر تنش و تغییر مکان ایجاد شده در سازه انجام گیرد. بنابراین هر بار که سطح مقطع جدیدی تولید می شود در کد نوشته شده تابع المان محدود سازه فراخوانی میشود. در نهایت وزن بهینهسازه با رعایت مقادیر مجاز تنش و تغییر مکان حاصل می شود و همچنین سطح مقطعهای مورد نیاز اعضاء سازه برای دستیابی به وزن بهینه با رعایت مقادیر مجاز تنش و تغییر مکان حاصل می-شود. بنابراین می توان 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 میزز محاسبه شده و با تنش مجاز تعیین شده مقایسه می گردد. برای تیرهای فولادی بسته به کاربرد آنها اندازه خیز نسبی باید در محدوده ۰/۰۰۱ تا ۰/۰۰۴ متر قرار داشته باشد [٣]. در این تحقیق تنش مجاز در نظر گرفته شده، یک سوم استحکام تسلیم کششی ماده انتخاب شده (Mpa۱۱۸/۳۳) و تغییر شکل مجاز برابر ۳ میلیمتر در نظر گرفته شده است. مقدار تنش معادل در تئوری فون میزز با استفاده از رابطه زیر محاسبه می گردد. [۲۱]

$$\sigma_{e} = \sqrt{\frac{(\sigma_{x} - \sigma_{y})^{2} + (\sigma_{z} - \sigma_{y})^{2} + (\sigma_{z} - \sigma_{x})^{2} + 6(\tau_{xy}^{2} + \tau_{xz}^{2} + \tau_{yz}^{2})}{2}} \qquad (\text{YA})$$

۷–۳– اعتبارسنجی کد الگوریتم ژنتیک نوشته شده (مسأله آزمایشی^{۱۴})

خرپای ده میله ای نشان داده شده در شکل ۱۶ مثال استانداری است که بسیاری از نویسندگان از آن استفاده نموده اند. [۲۲و۲۲] جدول۱۴- پارامترهای طراحی

مقدار	واحد	پارامتر
١.۴	Ksi	مدول يانگ
•/١	<i>lb/in</i> ۳	چگالی
±۲۵	Ksi	تنش مجاز
٢	in	تغيير مكان مجاز
)	Kips	نيروى وارده
38.	in	طول



همانگونه که در شکل۱۷ دیـده مـیشـود الگـوریتم پـس از حـدود ۱۰۰۰ تکـرار همگـرا شـده اسـت و تغییـری در کـاهش وزن سـازه مشاهده نمیشود.

جدول ۱۵-مقایسه نتایج بهینهسازی خرپای ده میلهای

نتايج	نتايج انجام شده قبلى				
حاصله در	١	۲	٣	۴	
اين تحقيق					پارامترها
~~/A	**/	**/1	**/1	**/	(in ^r) A
11/0	11/0	11/0	11/0	11/ω	$(\Pi)^{T}$
1/88	1/87	1/87	1/87	1/87	$(in^{\gamma})A_2$
22/22	۲۲/۹۰	۲۲/۰۰	۲۲/۹۰	۲۲/۹۰	$(in^{\gamma})A_{3}$
۱۴/۵۰	۱۵/۵۰	۱۵/۵۰	۱۵/۵۰	14/5.	$(in^{\gamma})A_4$
1/87	1/87	1/87	1/87	1/87	$(in^{\gamma})A_{5}$
1/87	1/87	1/87	1/88	1/87	$(in^{\gamma})A_{6}$
۱۳/۵۳	٧/٩٧	14/7.	٧/٩٧	۷/۹۷	$(in^{\gamma})A_{\gamma}$
۲۱/۰۰	۲۲/۰۰	۱۹/۹ •	۲۲/۰۰	۲۲/۹۰	$(in^{\gamma})A_{8}$
۲۱/۰۰	۲۲/۰۰	۱۹/۹۰	۲۲/۰۰	۲۲/۰۰	$(in^{\gamma})A_9$
1/87	1/87	7/87	1/88	1/87	$(in^{\gamma})A_{10}$
5814/1	۵۴۹۱/۷	۵۶۱۳/۸	5491/4	۵۴۹۰/۷	وزن(lb)

روش ۱ روش تابع جریمه بهبود یافته میباشد. روش ۲ روش الگوریتم ژنتیک^{۱۵} میباشد. روش ۳ روش الگوریتم انجماد تدریجی^۱۶ 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 جدول۱۵ 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 ۱۸یک سازه قاب سه بعدی را نشان میدهد. این سازه دارای مشخصات زیر میباشد:

جدول ۱۶-مشخصات سازه قاب سه بعدی

مقدار	واحد	پارامتر
١.*	GPa	مدول الاستيسيته
·/١	GPa	مدول برشی
±۲۵	m^r	مساحت سطح مقطع
٢	$m^{\mathfrak{r}}$	ممان اینرسی حول محور y
١٠٠	$m^{\mathfrak{r}}$	ممان اینرسی حول محور Z
36.	$m^{\mathfrak{r}}$	ممان اينرسى قطبى

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.

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 ۱۳ المان میباشد ولی از آنجا که برخی از قسمتهای سازه دارای مشخصات سطح مقطع یکسان با سایر قسمت های دیگر سازه میباشند متغیرهای طراحی در ۱۶روه طبقهبندی میشوند.

جدول ۱۷-مشخصات سطح مقطع اعضای سازه و وزن بهینه

			1.1-	• 1• *	
مقطع	صحامت حدار د(t)	عرص مقط•(h)	طول مقط∙(a)	اعضاء	شماره گروه
(m^2)	(<i>t</i>)	(m)	(<i>a</i>)	گیدہ	للمكارة فروه
(<i>m</i>)	(111)	(111)	(111)	كروه	
• • • 9 •	•/••¥	•/\٨	۰/۲۶	١،٩	١
•/••**	•/••¥	•/\X	•/4٣	۲.۱۰	۲
•/••٩٣	•/••¥	•/\X	•/۵•	۳،۱۱	٣
•/••٧۶	• / • • Y	•/\٨	۰/۳۸	4.17	۴
•/••۶۴	•/••¥	•/\Y	۰/۳۰	۵.۱۳	۵
•/•• ۵ ¥	•/••¥	•/\Y	٠/٢۵	8.14	۶
•/••۵۳	•/••¥	•/\Y	• / ۲ ۲	۷.۱۵	۷
•/••۵۳	•/••¥	•/\Y	•/٢٢	٨.١۶	٨
•/••۴٨	• / • • Y	۰/۱۶	•/٢•	١٧	٩
•/••۶۵	• / • • Y	۰/۱۶	٠/٣٢	۱۸،۲۳	۱۰
•/••٧۴	• / • • Y	۰/۱۶	۰/۳۸	19.77	11
•/••۶۵	• / • • Y	۰/۱۶	۰ /۳۲	۲۰،۲۱	١٢
•/•180	•/•10	•/٢•	۰/۳۸	74.77	١٣
•/• ٢ • ١	•/•10	•/٢•	•/۵·	20.25	14
•/••*\$	•/••¥	•/14	• / ٢ •	۲۸٬۳۱	۱۵
•/••۴٨	•/••¥	•/14	•/٢٢	۲٩،٣٠	18
		۱۴۸۳/۸			وزن (kg)

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

پاسخگو است. **کلید واژگان**

1. Launch

- 2. Lancher
- 3. Tower launcher
- 4. Ares 1
- 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



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



شکل ۲۰- مراحل بهینه سازی سازه گهواره پرتاب

۹-نتیجه گیری و جمع بندی

در این تحقیق هدف طراحی، تحلیل و بهینه سازی سازه گهواره یرتاب موشک ماهواره بر یرتاب 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 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 می گیرد. 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 نمی باشد و می بایست در طراحی مد نظر قرار گیرند. در این تحقیق از سطح مقطعهای مستطیل توخالی (قوطی شکل) استفاده شده است که توانسته وزن موشک و نیز نیروهای وارده از طرف موشک را به خوبی تحمل نماید. استفاده از این مقاطع كاهش وزن و هزينه را به دنبال دارد، بنابراين استفاده از اين مقاطع برای سازههای گهواره پرتاب توصیه می گردد. بهینه سازی لزوماً باعث كاهش سطح مقطع تمامى اعضا نمى گردد و ممكن است در برخی اعضا منجر به افزایش آنها شود ولی در مجموع منجر به كاهش وزن سازه مي گردد. الگوريتم ژنتيک براي بهينه سازي

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. Massachusets Institude 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-June1–4.

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).