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 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

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

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 سازه 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 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 می‌دهد. تابع هدف وزن سازه گهواره بوده و جابجایی وتنش تسلیم به عنوان قیود و مشخصات هندسی سطح مقطع، متغییرهای طراحی می‌باشد.

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

Asghar Mahdian [1], Mohammad Hadi Mortazavi Manesh [2*], Behrooz shahriari [3]

[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.

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]
[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 خواهد داشت. ماهواره 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 می‌شوند مستقیما در مدار مورد نظر قرار گرفته و می‌توانند از این سوخت برای هرچه بیشتر ماندن در مدار، استفاده کنند. لانچ[1] در ادبیات انگلیسی به معنای آغاز کردن و در دانش مهندسی هوافضا به معنای پرتاب (پرتاب کردن) می‌باشد، همچنین پرتابگر[2] در دانش هوافضا به وسیله‌ای گفته می‌شود که به حالت دستی و یا خودکار، گلوله توپ و موشک را شلیک می‌کند. سکوهای پرتاب، عناصر اصلی آرایه‌های موشکی می‌باشند و انجام عملیات اصلی مربوط به آماده سازی پیش از شلیک و پرتاب موشک‌ها را فراهم می‌سازند. یکی از این سکوهای پرتاب، لانچر برجی[3] 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 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 سال‌های ۱۹۳۲ و ۱۹۳۳ میلادی طراحی شدند. در سال ۱۹۳۳ اولین پرتاب موفقیت آمیز موشک سوخت مایع «ساخت ام.ک تیخونا‌روف» 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 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 آرس۱[4]،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 آرس۱را نگه دارد .(وزن لانچر متحرک برای حمل ونقل توسط حمل کننده شنی دار،که برابر $۵/۷\times۱۰^{۶}$ 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، 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 محمدثنایی‌پور 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 تابع شایستگی پیدا نمودند[۶و۵]. در سال 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 کردن خرپا از روش الگوریتم ژنتیک ساده گلد برگ استفاده نمودند[۸]. کمپ و همکاران درسال ۲۰۰۱در مقاله خود از یک فرآیند طراحی به همراه الگوریتم ژنتیک، برای بهینه‌سازی گسسته ساختارهای دو بعدی استفاده کرده اند. 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، 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 حالی که وزن کلی سازه را حداقل می‌نماید [۸]. جرو و آنتونیو

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]

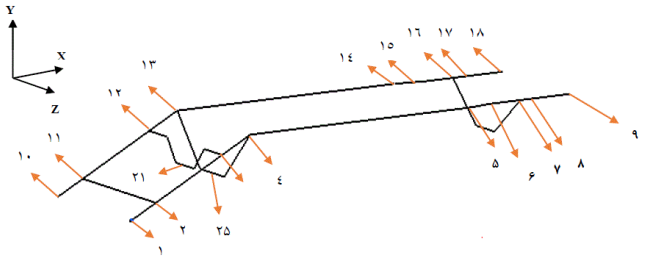
بلودر سال ۲۰۰۶ یک الگوریتم ژنتیک نخبه گرا ابداع نمود نـد،و راه حل‌های تجاری متداول را برای بهینه سازی ساختار های پیچیده با الگوریتم خود مقایسه نمودند. بعد از تایید اعتبـار آن بـرروی سـازه های دوبعدی، از این الگوریتم برای سـازه هـای سـه بعـدی جهـت بهینه نمودن وزن سازه استفاده نمودند، و با توجه به نتـایج بدسـت آمده و مقایسه آن با نتایج قبلی به این نتیجه رسیدند که الگـوریتم ژنتیک نخبه گرا برای بهینـه سـازی سـازه هـای سـه بعـدی قابـل اطمینان می‌باشـد[۹]. الگـوریتم ژنتیـک در انـواع مختلـف مسـائل پیچیده مورد استفاده قرار گرفته وهمچنین از این الگـوریتم بـرای مسائلی با متغییر های پیوسته و گسسته به کار می‌رود[۱۰]. تایفون وهمکارانش درسال ۲۰۱۱در مقاله‌ی خود بـا اسـتفاده از انـواع کـد گذاری مانند کدگذاری مقدار و کد گذاری باینری برای بهینه سازی پیوسته و گسسته با استفاده از الگوریتم ژنتیک پرداختند،که از نـرم افزار فورترن[۵] برای نوشتن برنامه و از تـنش و جابجـایی بـه عنـوان محدودیت، برای به حداقل رساندن وزن سازه خرپا استفاده نمودند. همچنین به علت وجود مجموعه ای پیوسته از متغیر های طراحـی، چالش فضای تحقیق وجود دارد،که توسط یک مکانیسـم بـا عنـوان رهیافت برد محدود بر این چالش غلبه نمودنـد. همچنـین بـه ایـن نتیجه رسیدند در این نوع کدگذاری مقدار، نیاز به حافظه کـامپیوتر و همچنین زمان مورد نیاز کمتر است و هرگز کروموزم مناسب را از بین نمی‌برد لذا دریافتند که جمعیت اولیه یک عامل مهم بـرای راه حل نهایی است، بطوری که اگر جمعیت اولیه از افراد خوب تشکیل شوند، زمان رسیدن به راه حـل نهـایی کـاهش مـی‌یابـد،کـه روش رهیافت برد محدود از همین ایده ناشـی مـی‌شـود[۱۱]. گنـدمی و همکارانش در سال ۲۰۱۳ در مقاله خـود یـک مـدل تجربـی بـرای پیش بینی مقاومت برشی تیرهای تیغه ارائه نمودند. یـک الگـوریتم جستجوی ترکیبی ژنتیک و تبرید تدریجی بـه نـام ژنتیـک-تبریـد تدریجی (GSA)، به منظور توسـعه روابـط ریاضـی بـین داده‌هـای تجربی استفاده شده است. وی با اسـتفاده از ایـن الگـوریتم، تـا نـه پارامتر مکانیکی و هندسی مربوط به استحکام برشی تیرهـای تیغـه به دست آورده‌است. نتایج کار او و همکارانش نشـان داد، کـه مـدل تجربی ارائه شده به درستی قادر به ارزیابی استحکام برشی تیرهـای تیغه ای می‌باشد، وی اعتبار مدل ارائه شده را با مقایسه نتایج خـود با نتایج به دست‌آمـده از موسسـه بـتن آمریکـا (ACL) و موسسـه استاندارد کانادا (CSA) مورد بررسی قرار داد. معادله به دست آمده بسیار سـاده و شـامل چنـد پـارامتر مـوثر اسـت[۱۲]. هسنسـبی و همکارانش در سال ۲۰۱۰ در مقاله خود با استفاده از الگوریتم‌هـای ژنتیک، شبیه سازی تبرید تدریجی، استراتژی تکامل، بهینـه‌سـازی گروهی ذرات، بهینه سازی کلونی مورچه‌ها، در پـی بهبـود طراحـی بهینه برای اندازه واقعی قاب‌هـای صـلب فـولادی بـه هـم پیوسـته می‌باشند. وی در نهایت به این نتیجه رسید که با توجه به همگرایی سریع و خطی به سمت مطلـوب در مراحـل اولیـه الگـوریتم شـبیه سازی تبرید تدریجی، این الگوریتم می‌تواند بـه عنـوان گزینـه دوم این مقایسه در نظر گرفته شود[۱۳].

۲ - المان قاب فضایی

یک المان قاب فضایی میله‌ای مستقیم بـا سـطح مقطـع یکنواخـت است کـه قـادر بـه مقاومـت در برابـر نیروهـای محـوری و برشـی، ممانهای خمشی حول دو محور اصلی واقـع در صـفحه مقطـع آن و ممان پیچشی حول محور مرکز ثقل آن مـی‌باشـد. مـاتریس سـختی المان قاب فضایی دارای ابعاد ۱۲×۱۲ است. با بررسی‌های انجام گرفتـه در مورد سازه گهواره پرتاب، المان قاب سه بعدی بـرای ایـن سـازه انتخاب شده است. علـت در نظـر گـرفتن درجـه آزادی پـیچش در سازه، حرکت یاو در کشتی می‌باشد که در سازه گهواره پرتاب ایجاد پیچش می‌کند[۱۵].

۲-۱-تشریح فیزیک مسئله

سازه‌ی گهواره و ابعاد آن بـه بارهـای مـؤثر و نیـز بـه انـدازه و وزن موشک بستگی دارد. گهواره باید سبک و مستحکم بـوده و ابعـاد آن حداقل مقدار ممکن باشد. سازه‌ی گهـواره و نحـوه‌ی قرارگیـری آن روی ماشین نصب‌کننده نباید ابعاد کلی ماشین نصـب‌کننـده را بـه میزان زیادی افزایش داده و ارتفاع مرکـز ثقـل آن را بـالا ببـرد. بـه همین علت مناسب‌تر اسـت کـه گهـواره در وضـعیت غیرکـاری بـه صورت افقی و در حد امکان در پایین‌تـرین موقعیـت ارتفـاعی قـرار گیرد. در اکثر سازه‌های گهواره‌ها دو تیر که توسط اتصالات عرضـی به هم متصل شده‌اند، به عنوان عضوهای اصلی حامل می‌باشند[۳]. در این تحقیق شکل کلی لانچر موشک اسکاد بـی[۶] در نظـر گرفتـه شده است. در شکل ۱ سازه اصلی گهواره و گره هـای اصـلی نشـان داده شده است.



شکل۱- سازه گهواره پرتاب

۲-۲- شرایط بارگذاری

بارهای وارده بر سازه گهواره در حالت آماده سازی موشـک عبارتنـد از نیروی وزن موشک و نیروهای (شتاب‌های) وارده از طرف کشتی، نیروی‌جک بالابر گهواره ونیروهای (شتاب های) دینامیکی حاصل از بالا رفتن گهـواره مـی‌باشـد. نیروهـا و گشـتاورهای وارده از طـرف کشتی به گره ی ۲۱ وگره هـای ۸و۱۷و نیـروی جـک بصـورت بـار

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]

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 و۱۷) وارد می‌گردد.

۲-۳- شرایط تکیه گاهی

قسمت اتصال گهواره به زمین یعنی گره‌های ۱و۱۰ دارای شرایط تکیه‌گاهی لولایی می‌باشند و قادرند حول محور Z دوران نمایند. گره های ۷و۱۶ 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 (m)	عرض کشتی (m)	حداکثر سرعت پیشروی (kn)	طول کشتی (m)
۴/۹	۱۴	۱۰	۷۷/۲

با استفاده از استاندارد گفته شده مقادیر مربوط به کشتی انتخاب شده را محاسبه نموده که در جداول۲و۳ 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

جدول ۳ - مشخصات کشتی فله بر مورد نظر

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

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

۳-۱- محاسبه نیروها و ممان‌های وارده ازطرف کشتی بر موشک

مقادیر ممان اینرسی موشک و گهواره در جدول۴ آورده شده است.

جدول ۴ - ممان اینرسی موشک و گهواره حول مرکز جرم هرکدام

موشک	ممان اینرسی ($kg.m^2$)	گهواره	ممان اینرسی ($kg.m^2$)
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 ۱،۲و۳ می‌باشد.

$$\omega_x = \frac{2\pi}{T_R} \quad (۱)$$

$$\omega_y = \frac{2\pi}{T_P} \quad (۲)$$

$$\omega_z = 0 \quad (۳)$$

T_R و T_P 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:

$$\dot{\omega}_x = \alpha_R \quad (۴)$$

$$\dot{\omega}_y = \alpha_P \quad (۵)$$

$$\dot{\omega}_z = \alpha_Y \quad (۶)$$

α_R، α_P و α_Y 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

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]

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 روابط۷،۸و۹ می‌باشد.

$$\dot{v}_x = a_{su} \quad (۷)$$

$$\dot{v}_y = a_{sw} \quad (۸)$$

$$\dot{v}_z = a_H \quad (۹)$$

a_{su}، a_{sw} و a_H به ترتیب شتاب خطی حرکت سرج،اسوی و هیو می‌باشد که مقادیر آن در جدول۳ آورده شده است. با جایگذاری پارامترهای فوق در معادلات اویلر، نیروها و گشتاورهای وارده از طرف کشتی بر موشک محاسبه می‌گردد.

$$\begin{aligned} \sum M_x &= I_{xx}\dot{\omega}_x - (I_{yy} - I_{zz})\omega_y\omega_z \\ \sum M_y &= I_{yy}\dot{\omega}_y - (I_{zz} - I_{xx})\omega_z\omega_x \\ \sum M_z &= I_{zz}\dot{\omega}_z - (I_{xx} - I_{yy})\omega_x\omega_y \end{aligned} \quad (۱۰)$$

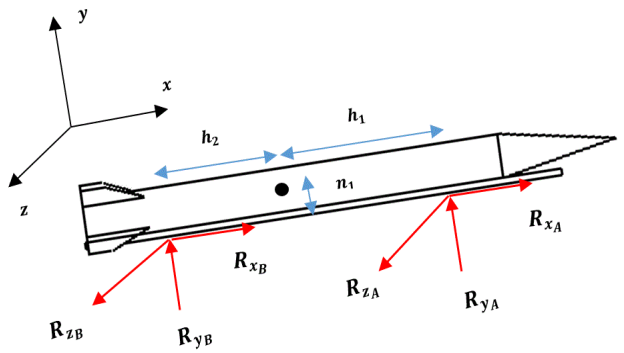
$$\begin{aligned} \sum F_x &= m(\dot{v}_x + v_z\omega_y - v_y\omega_z) \\ \sum F_y &= m(\dot{v}_y + v_x\omega_z - v_z\omega_x) \\ \sum F_z &= m(\dot{v}_z + v_y\omega_x - v_x\omega_y) \end{aligned} \quad (۱۱)$$

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 اویلر می‌باشد. سپس این نیروها به دو نقطه اتصال موشک و گهواره انتقال داده می‌شود شکل۲.

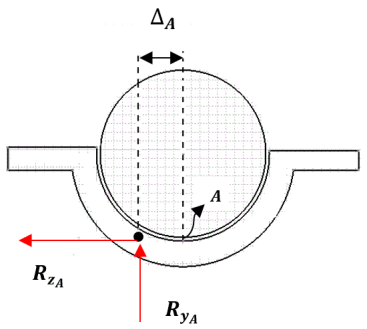


شکل ۲. نیرو های وارده از طرف کشتی بر سازه گهواره

برای انجام محاسبات فرض‌هایی در نظر گرفته شده است:

۱. نیروهای وارده به قسمت جلویی‌گهواره (بالشتک جلویی)دقیقا درنقطه‌یA اعمال نمی‌گرددبلکه در فاصله Δ از مرکز (بالشتک جلویی)وارد می‌شوند شکل۳.

۲. نیروی R_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

درشکل۳ ، h_1، h_2 و n_1 به ترتیب برابر ۲/۶۴۴، ۲/۹۱۶ و۰/۴۴ متر می‌باشد. در نهایت ۶ معادله و۶ مجهول بدست می‌آید که بصورت زیر می‌باشد:

$$\begin{aligned} &\sum F_x \Rightarrow R_{x_A} + R_{x_B} = 2950 \quad (۱۲) \\ &\sum F_y \Rightarrow R_{y_A} + R_{y_B} = 1.4545\times10^4 \\ &\sum F_z \Rightarrow R_{z_A} + R_{z_B} = 1.8767\times10^4 \\ &\sum M_x \Rightarrow -R_{z_A}\times n_1 - R_{z_B}\times n_1 - R_{y_A}\times\Delta_A = 97.9386 \\ &\sum M_y \Rightarrow -R_{z_A}\times h_2 + R_{z_B}\times h_1 = 8.3165\times10^3 \\ &\sum M_z \Rightarrow R_{y_A}\times h_1 - R_{y_B}\times h_2 + R_{x_A}\times n_1 + R_{x_B}\times n_1 = 4.8925\times10^4 \end{aligned}$$

بعد از حل این معادلات نیروهای وارد بر گهواره پرتاب از طرف کشتی محاسبه می‌گردد. مقدار Δدر عبارات بالا برابر۰/۰۴۶۳۳۹متر محاسبه گردید.

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]

جدول ۶ – بارهای وارده از طرف کشتی بر گهواره پرتاب

شماره نود		۲۱	۸	۱۷
$R_{x_B}\ (N)$		۲۹۵۰	–	–
$R_{y_B}\ (N)$		-۱۶۴۹/۸۴۲	–	–
$R_{z_B}\ (N)$		۱۰۴۲/۲۲	–	–
$R_{y_A}\ (N)$	$R_{y_{AL}}\ (N)$	–	۷۵۶۳/۰۵۲۶	–
	$R_{y_{AR}}\ (N)$	–	–	۸۶۳۱/۲۲۷۳
$R_{z_A}\ (N)$	$R_{z_{AL}}\ (N)$	–	۴۴۴۸/۶۶۴	–
	$R_{z_{AR}}\ (N)$	–	–	۳۸۹۸/۱۱۲

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 می‌گردد:

$$x = \frac{G_P x_P + G_C x_C}{G_P + G_C} \qquad (۱۳)$$

$$y = \frac{G_P y_P + G_C y_C}{G_P + G_C} \qquad (۱۴)$$

G_c G_p ـ به ترتیب وزن موشک و وزن گهواره می‌باشد.
x_p, y_p, z_p و x_c, y_c, z_c ـ مختصات مراکز ثقل به ترتیب برای موشک و گهواره می‌باشد که مقادیر آن در جدول۷ آورده شده است.[۳]

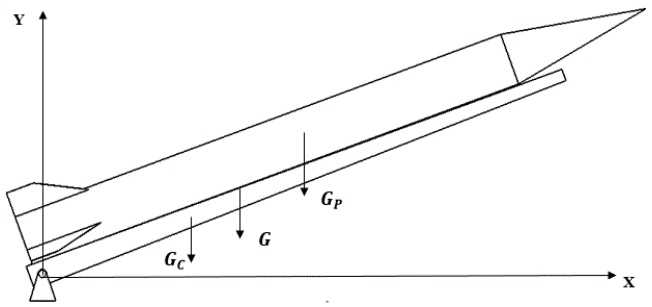
جدول ۷- مشخصات جرم و مرکز ثقل موشک و گهواره

موشک			گهواره		
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.

جدول ۸- مشخصات مرکز ثقل مشترک

مختصات مرکز ثقل مشترکG		
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.

$$I = \bar{I} + md^2 \qquad (۱۵)$$

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

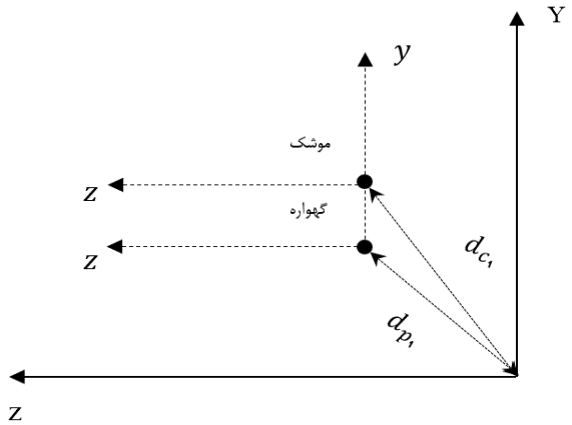
جدول ۹- ممان اینرسی موشک و گهواره حول مرکز جرم هرکدام

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

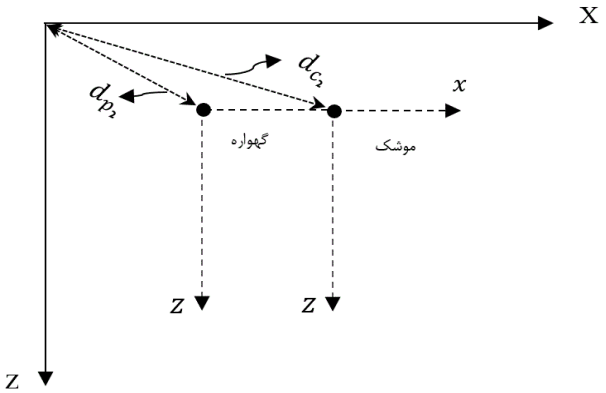
جدول ۱۰- فاصله محورهای اصلی موشک وگهواره تا محور های کلی

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

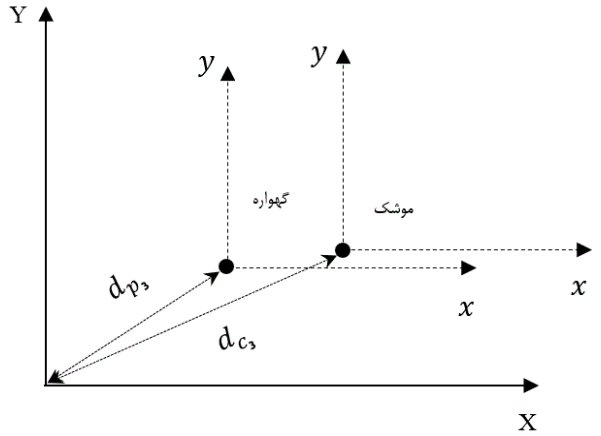
[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]



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)

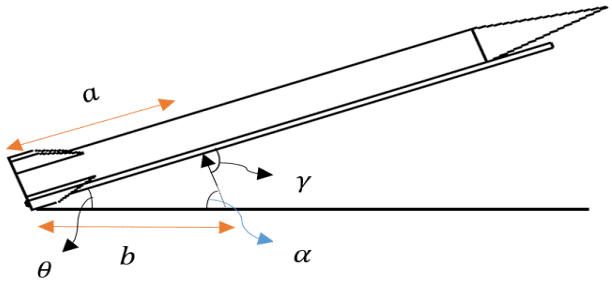
مقادیر d_{p1}، d_{p2} و d_{p3} به ترتیب فاصله‌ی محورهای z,x,y گهواره تا محورهای Z,X,Y ومقادیر d_{c1}، d_{c2} و d_{c3} به ترتیب فاصله‌ی محورهای z,y,x موشک تا محورهای Z,Y,X کلی می‌باشد. بعد از انجام محاسبات مقادیر I_{XX} و I_{YY} و I_{ZZ} کل موشک و گهواره بدست می‌آیدکه در جدول ۱۱ آورده شده است.

جدول ۱۱- ممان اینرسی جرم کل موشک و گهواره

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

۴-۳- 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 ۹دقیقه می‌باشد در این جا این مدت زمان حدودا برابر ۵ دقیقه در نظر گرفته شده است. تغییر طول جک برحسب زاویه گهواره (θ) بصورت زیر محاسبه می‌شود:



شکل ۸- زوایای جک،موشک وگهواره

$$L=\sqrt{b^2+a^2-2ab\cos\theta} \qquad (۱۶)$$

$$\frac{L}{\sin\theta}=\frac{b}{\sin(180-\gamma)}=\frac{a}{\sin\alpha} \qquad (۱۷)$$

$$\gamma=180-Arcsin(\frac{b\sin\theta}{L}) \qquad (۱۸)$$

در عبارات بالا a فاصله از محور چرخش گهواره تا مفصل بالایی جک‌هیدرولیکی و b فاصله‌ازمحورچرخش‌گهواره‌تامفصل پایینی‌جک هیدرولیکی و L برابر طول جک هیدرولیکی وهمچنین γ زاویه جک با گهواره پرتاب می‌باشد($a=۲/۰۲۴\ m$ و $b=۱/۲۱۲\ m$).

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

$$\dot{\theta}=\frac{\dot{L}\times\sqrt{b^2+a^2-2abcos\theta}}{absin\theta} \qquad (۱۹)$$

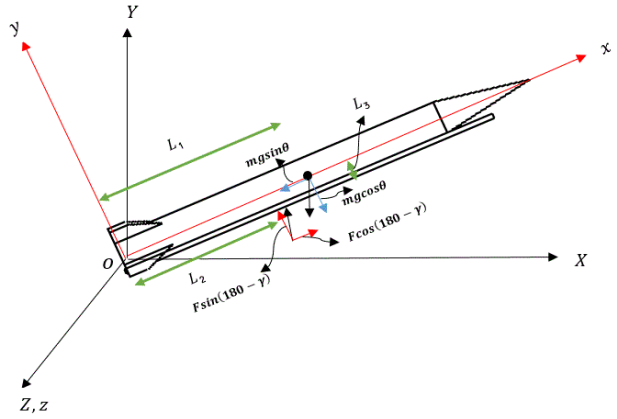
$$\ddot{\theta}=\frac{\left(\frac{\dot{L}\times ab\dot{\theta}sin\theta}{\sqrt{a^2+b^2-2abcos\theta}}\times absin\theta\right)}{(absin\theta)^2}-\frac{\left(ab\dot{\theta}cos\theta\times\dot{L}\times\sqrt{b^2+a^2-2abcos\theta}\right)}{(absin\theta)^2} \qquad (۲۰)$$

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 ۰/۰۴ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. در نهایت بعد از محاسبات در کد نوشته‌شده مقادی $\dot{\theta}$ و $\ddot{\theta}$ بر حسب θ بدست می‌آیند.

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]

۴-۴- محاسبه مجهولات تکیه گاهی و نیروی جک

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



شکل۹-نیروهای وارد بر موشک وگهواره

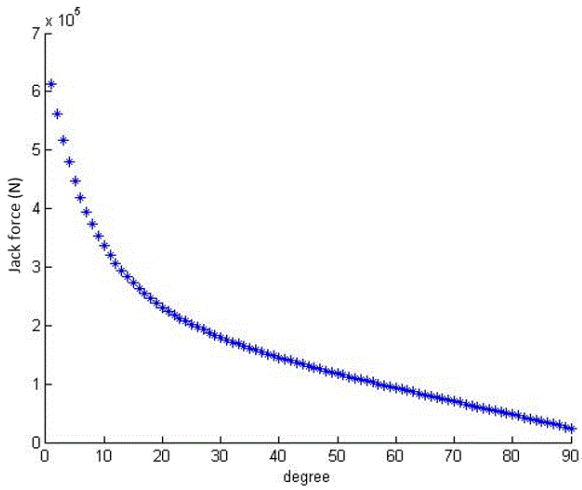
$$\sum M_{xo} \rightarrow M_x = I_x\alpha_x + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z \qquad (۲۱)$$

$$\sum M_{yo} \rightarrow M_y = I_y\alpha_y + (I_x - I_y)\omega_x\omega_z \qquad (۲۲)$$

$$\begin{aligned}\sum M_{zo} &\rightarrow (-mgcos\theta \times L_1) + (L_2 \times Fsin(180-\gamma)) \\ &+ (L_3 Fcos(180-\gamma)) = I_z(\alpha + \alpha_z) + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y\end{aligned} \qquad (۲۳)$$

$$F = \frac{(mgcos\theta \times L_1) + I_z(\alpha + \alpha_Z) + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y}{(L_2 \sin(180-\gamma)) + (L_3 \cos(180-\gamma))} \qquad (۲۴)$$

در شکل۹ 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.



شکل۱۰ - نمودار تغییرات نیروی جک برحسب زاویه گهواره

با توجه به شکل۱۰ مشاهده می‌شود که ماکزیمم مقدارنیرو در لحظه شروع اتفاق می‌افتد و مقدار آن برابر N ۶/۱۳۲۹×۱۰^۵ بدست آمده است. بعد از جایگذاری مقدار نیروی جک بدست آمده در عبارات زیر مقادیر ماکزیمم مجهولات تکیه گاهی محاسبه می‌گردد:

$$\sum F_x \rightarrow O_x - mgsin\theta + Fcos(180-\gamma) = m\dot{V}_x \qquad (۲۵)$$

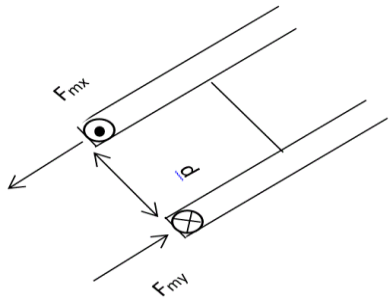
$$\sum F_y \rightarrow O_y - mgcos\theta + Fsin(180-\gamma) = m\dot{V}_y \qquad (۲۶)$$

$$\sum F_z \rightarrow O_z = m\dot{V}_z \qquad (۲۷)$$

$$M_y = (F_{my})d \rightarrow F_{my} = \frac{M_y}{d} \qquad (۲۸)$$

$$M_x = (F_{mx})d \rightarrow F_{mx} = \frac{M_x}{d} \qquad (۲۹)$$

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 نیرو های تکیه گاهی

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

جدول۱۲-نیرو های تکیه گاهی گهواره

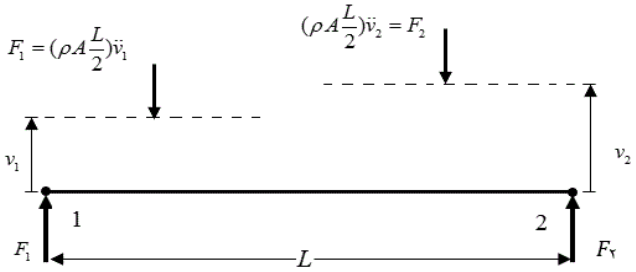
پارامتر	واحد	مقدار
O_{xl}	N	-۱/۹۷۰۴×۱۰^۵
O_{xR}	N	-۴/۱۵۶۱×۱۰^۵
O_{yl}	N	۱/۵۶۲۳×۱۰^۵
O_{yR}	N	۱/۵۳۶۷×۱۰^۵
O_{zl}	N	۱/۲۰۶۲×۱۰^۴
O_{zR}	N	۱/۲۰۶۲×۱۰^۴

۵- محاسبه نیروی ناشی از اینرسی دورانی

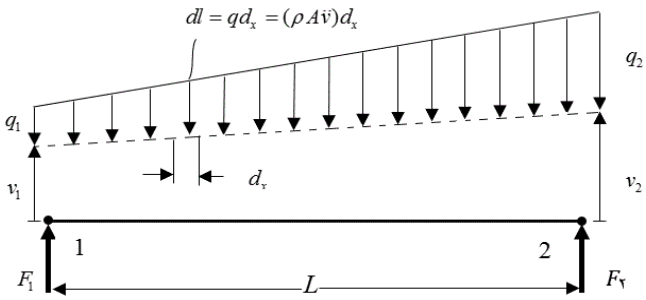
به واسطه حرکت دورانی گهواره نیروی ناشی از اینرسی دورانی به المان‌های سازه وارد می‌گردد. معنای فیزیکی ماتریس جرم شبیه

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]

معنای فیزیکی ماتریس سختی است. ستون j ام در یک ماتریس سختی، نشان دهنده‌ی 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 درجه‌ی آزادی j ام پدید بیاید. راحت‌ترین و قدیمی‌ترین راه برای نشان دادن جرم، استفاده از جرم‌های متمرکز است. این روند به نام تمرکز جرم[۷] 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 نیمه‌ی المان به طور جداگانه انتقال پیدا می‌کنند. شتاب های $\ddot{v}_1$ و $\ddot{v}_2$ برای دو نیمه بر طبق قانون نیوتن $f = ma$ به ترتیب متناظر با نیروهای F_1 و F_2 هستند.



شکل۱۲- مدل سازی جرم،روشی که ماتریس جرم قطری را نتیجه می‌دهد



شکل۱۳- 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:

$$m = \begin{bmatrix} \rho Al/2 & 0 \\ 0 & \rho Al/2 \end{bmatrix}, \quad m\begin{Bmatrix} \ddot{v}_1 \\ \ddot{v}_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \end{Bmatrix} \qquad (۳۰)$$

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

$$F_2 = \rho AL(\frac{1}{6}\ddot{v}_1 + \frac{1}{3}\ddot{v}_2) \quad F_1 = \rho AL(\frac{1}{3}\ddot{v}_1 + \frac{1}{6}\ddot{v}_2) \qquad (۳۱)$$

بنابراین ماتریس جرم این المان m عبارت است از:

$$m = \begin{bmatrix} \rho Al/3 & \rho Al/6 \\ \rho Al/6 & \rho Al/3 \end{bmatrix} \qquad m\begin{Bmatrix} \ddot{v}_1 \\ \ddot{v}_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \end{Bmatrix} \qquad (۳۲)$$

برای حرکت صفحه ای عمومی m_{ij} در m از معادله‌ی (۳۲) بر درجات آزادی محوری u_1 و u_2 نیز اثر می‌کنند. در نتیجه m چهار در چهار می‌شود و هشت درایه‌ی 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_2 و u_1) ماتریس ۴در۴ 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 $\ddot{v}_1$ و $\ddot{v}_2$ تنها این‌عناصر غیرصفر 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 وشکل سطح مقطع سازه

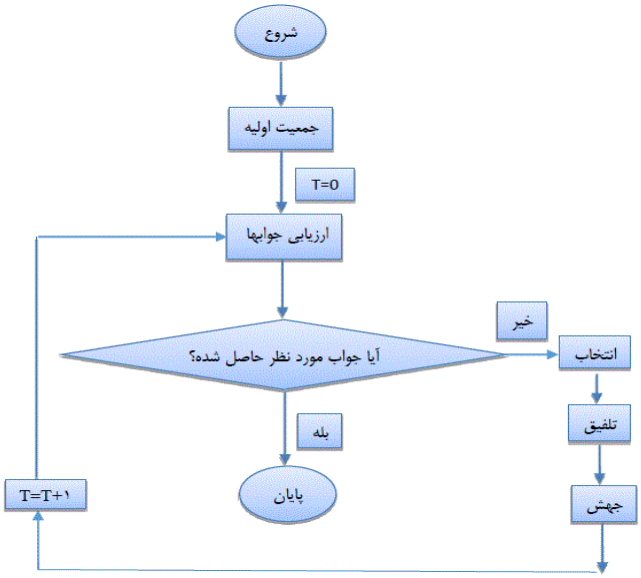
شکل کلی لانچر موشک اسکاد بی برای پرتاب موشک از روی زمین و همچنین با بررسی‌های انجام گرفته در مورد سازه گهواره پرتاب، المان قاب سه بعدی برای این سازه انتخاب شده است. از آنجا که سطح مقطع سازه به صورت مستطیل توخالی (قوطی شکل) است، بنابراین متغیرهای طراحی ضخامت، طول و عرض هر سطح مقطع می‌باشد. در این جا ضریب 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 متغییرهای طراحی رمز شده کار می‌کند، بنابراین برای تولید

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]

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[۱۲] و جهش[۱۳]معمولاً بیشترین کاربرد را در الگوریتم ژنتیک دارند. مقادیر پارامترهای الگوریتم ژنتیک به کار رفته در این تحقیق در جدول۱۳ ارائه شده است.[۱۹]



شکل۱۴-فلوچارت 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 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 می‌پذیرد.[۲۰]

$$\bar{Z} = z + p(v) \qquad (۳۳)$$

$$\bar{Z} = z \times (1 + \beta p(v)) \qquad (۳۴)$$

$$p(v) = \sum_{i=1}^{m} \max(g_i, 0) + \sum_{j=1}^{n} \max(h_j, 0) \qquad (۳۵)$$

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:

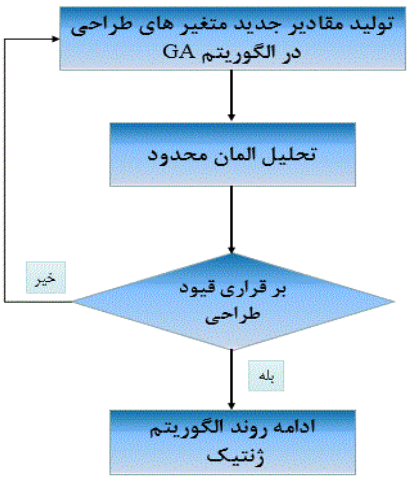
$$g_i = \frac{|\sigma_i|}{\bar{\sigma}_i} - 1 \quad i = 1, 2 \ldots\ldots\ldots\ldots m \qquad (۳۶)$$

$$h_i = \frac{|d_j|}{\bar{d}_j} - 1 \quad j = 1, 2 \ldots\ldots\ldots\ldots n \qquad (۳۷)$$

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

۷-۱- پیاده سازی الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیک مگرراً جمعیتی از راه‌حل های 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 پیاده‌سازی‌الگوریتم‌ژنتیک، مقادیر جدید متغیرهای طراحی، که مشخصات سطح مقطع سازه می‌باشند، بصورت اتفاقی در این الگوریتم تولید می‌گردند. 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 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 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

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]

۷-۲- 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 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 میزز محاسبه شده و با 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 (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 می‌گردد.[۲۱]

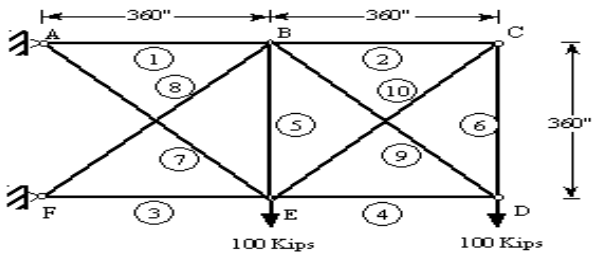
$$\sigma_e=\sqrt{\frac{(\sigma_x-\sigma_y)^2+(\sigma_z-\sigma_y)^2+(\sigma_z-\sigma_x)^2+6(\tau_{xy}^{\ 2}+\tau_{xz}^{\ 2}+\tau_{yz}^{\ 2})}{2}} \qquad (۳۸)$$

۷-۳- اعتبارسنجی کد الگوریتم ژنتیک نوشته شده (مسأله آزمایشی[۱۴])

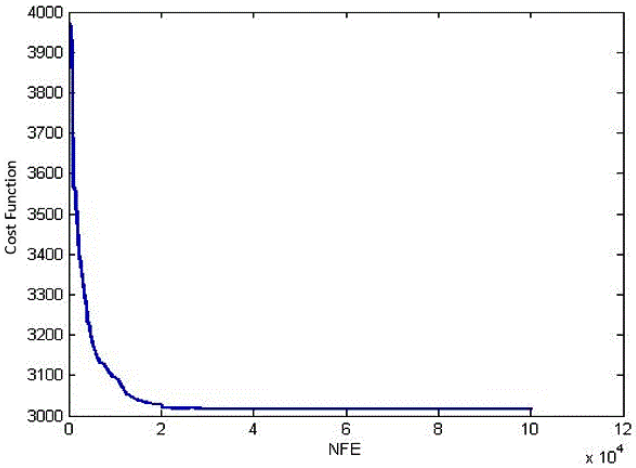
خرپای ده میله ای نشان داده شده در شکل۱۶ مثال استانداری است که بسیاری از نویسندگان از آن استفاده نموده اند. [۲۳و۲۲]

جدول۱۴- پارامترهای طراحی

پارامتر	واحد	مقدار
مدول یانگ	Ksi	۱۰^۴
چگالی	lb/in^3	۰/۱
تنش مجاز	Ksi	±۲۵
تغییر مکان مجاز	in	۲
نیروی وارده	$Kips$	۱۰۰
طول	in	۳۶۰



شکل ۱۶- خرپای ده میله‌ای



شکل ۱۷- مراحل همگرایی الگوریتم

همانگونه که در شکل۱۷ دیده می‌شود الگوریتم پس از حدود ۱۰۰۰ تکرار همگرا شده است و تغییری در کاهش وزن سازه مشاهده نمی‌شود.

جدول ۱۵-مقایسه نتایج بهینه‌سازی خرپای ده میله‌ای

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

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]

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 جدول۱۵ مشاهده می‌شود نتایج به دست آمده از روش الگوریتم ژنتیک نتایج قابل قبولی می‌باشد.

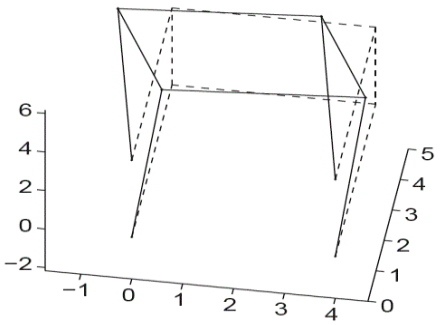
۷-۴- اعتبارسنجی کد المان محدود نوشته شده

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. شکل۱۸یک 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	۱۰۴
مدول برشی	GPa	۰/۱
مساحت سطح مقطع	m^2	±۲۵
ممان اینرسی حول محورy	m^4	۲
ممان اینرسی حول محورz	m^4	۱۰۰
ممان اینرسی قطبی	m^4	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.

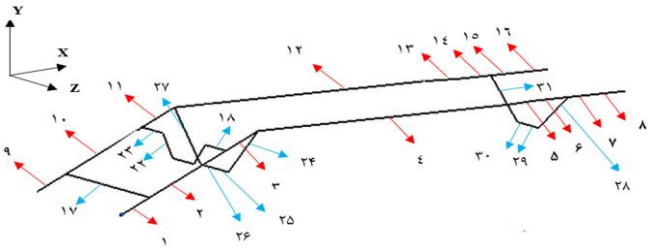
۸ - نتایج طراحی و بهینه‌سازی سازه گهواره پرتاب

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 دارای۳۱ المان می‌باشد ولی از آنجا که برخی از قسمت‌های سازه دارای مشخصات سطح مقطع یکسان با سایر قسمت های دیگر سازه می‌باشند متغیرهای طراحی در۱۶گروه طبقه‌بندی می‌شوند.

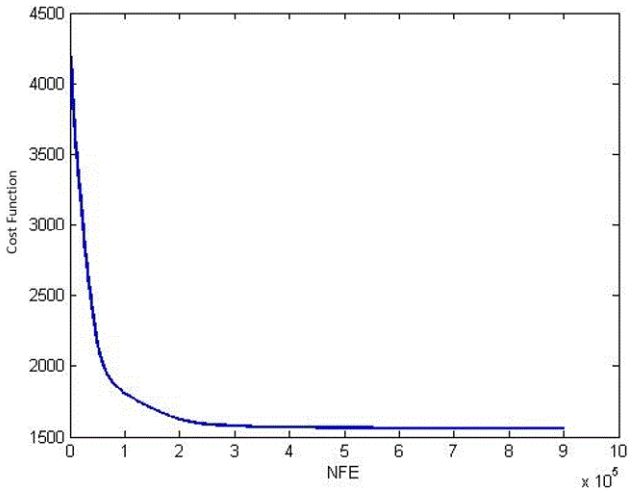
جدول ۱۷-مشخصات سطح مقطع اعضای سازه و وزن بهینه

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		

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]



شکل۱۹- المان های سازه گهواره پرتاب



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

کلید واژگان

1. Launch
2. Lancher
3. Tower launcher
4. Ares l
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

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*

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]

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).

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

[Downloaded from marine-eng.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.17357608.1395.12.24.5.2]