

طراحی بهینه‌سازی میز پرتاب موشک ماهواره‌بر کشتی - پرتاب به روش الگوریتم بهینه‌سازی شبیه‌سازی تبرید تدریجی

اصغر مهدیان^۱، مسعود بصیری^۲، بیژن عبدی^۲

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

۲ دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۱۲/۰۸

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۱۲/۰۵

چکیده

هدف این مقاله طراحی، تحلیل و بهینه‌سازی سازه میز پرتاب موشک ماهواره‌بر پرتاب‌شونده از روی کشتی (ناو) است. در این مقاله، یک کد المان محدود برای محاسبه تنش و تغییر شکل میز پرتاب در نرم‌افزار متلب نوشته شده است. همچنین چون سازه میز پرتاب مورد نظر عملیات شلیک موشک را از روی کشتی انجام می‌دهد، شتاب‌های (نیروها) وارده از طرف کشتی محاسبه شده است. همچنین بارهای وارده از طرف باد نیز محاسبه شده است. برای بهینه‌سازی طراحی انجام‌شده از روش الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی استفاده شده است. کد این الگوریتم نیز در نرم‌افزار متلب تدوین شده است. این کد برای محاسبه تنش و تغییر شکل در سازه از کد المان محدود نوشته‌شده بهره می‌گیرد و آن را فراخوانی می‌کند. تابع هدف در این مقاله وزن سازه میز پرتاب می‌باشد. قیود طراحی، مقدار تنش و جابه‌جایی هستند که به ترتیب برابر با $153/3$ مگاپاسکال و 3 میلی‌متر می‌باشند. متغیرهای طراحی ضخامت و قطر خارجی سطح مقطع اعضای سازه، که از نوع دایره‌ای توخالی (لوله) می‌باشند، فرض شده است. با محاسبه بارهای وارده به سازه و مدلسازی مناسب نتایج حاصل از کد المان محدود، که تنش‌ها و تغییر شکل‌های ایجادشده در سازه می‌باشند به دست آمده و با استفاده از روش تبرید تدریجی سطح مقطع بهینه برای اعضای مختلف سازه تعیین شده است.

واژگان کلیدی

طراحی سازه، بهینه‌سازی، میز پرتاب، کشتی، المان محدود

۱. مقدمه

موشک در زمان آماده‌سازی و پرتاب طراحی می‌شوند [۱]. در حوزه دانش هوافضا، پرتابگر یا لانچر^۱ به وسیله‌ای گفته می‌شود

اساساً میزهای پرتاب با هدف استقرار و نگهداری انواع موشک در وضعیت پرتاب، عمودی‌سازی و چرخاندن موشک و سرویس

براون و همکاران (۲۰۱۰) در مرکز فضایی کندی، در مقاله خود یک سازه سبک و جدید را برای پرتاب ماهواره‌بر ارس ۲^۱ طراحی کردند. لانچر متحرک جدید دارای وزنی کمتر از وزن لانچر شاتل فضایی بود. در این پروژه، چالش اصلی ساخت لانچر متحرکی با برجی به طول ۱۲۰ متر و سطح ۱۲ متر مربع بود تا بتواند ماهواره‌بر ارس ۱ را نگه دارد. همچنین محدودیت وزن نیز به‌خاطر حمل‌کننده آن وجود داشت و حداکثر قادر به تحمل وزن ۵۷۰۰ تن بود. لانچرهای متحرک قبلی عموماً از صفحات تیر آهن^۲، مقاطع نوردشده^۳ و صفحات تخت^۴ بهره می‌بردند. براون به‌منظور کاهش وزن، از ترکیبی از صفحات تیر آهن، خرپا با مقاطع نوردشده، صفحات موج‌دار^۵ و ورق^۶ استفاده نمود. گروه طراحی با نیازهایی چون سفتی^۷، فرکانس‌های طبیعی، بارهای معکوس‌شونده، شرایط تکیه‌گاهی چندگانه نامشخص و طبیعی و ناشی از محیط پرتاب مواجه بود [۲].

بهرامی بیدایی و ثنایی‌پور (۱۳۸۹) به بررسی سیستم عملکرد و قابلیت سکوها پرتاب از دریا و نیز استخراج الزامات سیستمی طراحی این نوع سکوها پرداختند. آنها همچنین به بررسی سیستم دو نوع موشک عملیاتی پرتاب از دریا پرداختند [۳]. در این مقاله برای انجام طراحی بهینه از الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی^۹ استفاده شده است. عملکرد مناسب این الگوریتم در مسائل سازه‌ای به اثبات رسیده است. روش شبیه‌سازی تبرید تدریجی در واقع تعمیم روش مونت کارلو^{۱۰} برای شبیه‌سازی بازیخت فیزیکی جامدات است. این ایده ابتدا توسط متروپولیس^{۱۱} در سال ۱۹۵۳ م بیان شد. این روش برگرفته از رشته فلزکاری است [۴]. الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی به‌عنوان تکنیکی مناسب برای حل مسائل ترکیبی دشوار بهینه‌سازی اثبات شده است. گزارش‌ها نشان می‌دهد تلاش برای استفاده از الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی در مهندسی سازه، برای نخستین‌بار در سال ۱۹۸۸ م انجام شد [۵]. لی و همکاران از الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی برای بهینه‌سازی وزن خرپاهایی با متغیرهای گسسته استفاده کردند [۶]. هسنسی و همکاران با استفاده از الگوریتم‌های ژنتیک، شبیه‌سازی تبرید تدریجی، استراتژی تکامل، بهینه‌سازی گروهی ذرات و بهینه‌سازی کلونی مورچه‌ها، به‌دنبال بهبود طراحی بهینه قاب‌های صلب فولادی بودند. آنها در نهایت به این نتیجه رسیدند که با توجه به همگرایی سریع الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی به سمت نقطه مطلوب، این الگوریتم می‌تواند در این مقایسه در

که به حالت دستی یا خودکار، گلوله توپ و موشک را شلیک می‌کند. به لانچری که دارای برج باشد لانچر برجی می‌گویند. کاربرد گسترده این نوع سکوی پرتاب در پرتاب قائم موشک‌های بالستیک و ماهواره‌بر است. می‌توان گفت این لانچر گونه‌ای از لانچر متحرک است که موشک را روی خود به موقعیت تعیین‌شده حمل می‌کند و موشک نصب‌شده روی برج را به حالت قائم نسبت به سطح قرار می‌دهد. در این مقاله از این نوع لانچر استفاده شده است.

سکوهای پرتاب زمین‌پایه متداول‌ترین نوع سکوها هستند که با قرار گرفتن روی زمین عمل پرتاب را انجام می‌دهند. البته از این نوع سکوها، نوعی دیگری نیز وجود دارد که داخل زمین قرار می‌گیرند و به آن سیلو گفته می‌شود. لانچر برجی جزء سکوهایی پرتاب زمین‌پایه می‌باشد. هم‌اکنون در کشورهای گوناگون، سکوی پرتاب متحرک با استقبال زیادی روبرو شده است. دلیل توجه ویژه به لانچرهای پرتاب موشک‌های دوربرد، آن‌هم از نوع متحرک، آن است که می‌توانند عملیات هدف‌گیری و پرتاب موشک را به سرعت اجرا کنند و پس از آن با سرعت از منطقه دور شوند.

در حالت کلی مزیت اصلی سکوهایی پرتاب موشک متحرک نسبت به ثابت در عدم تشخیص موقعیت جدید پرتاب موشک توسط دشمن است. با توجه به نقش اساسی نزدیکی محل پرتاب به خط استوا، که نقش مهمی در پرتاب دقیق و اقتصادی ماهواره‌ها دارد، از همان سال‌های نخستین عصر فضا، انگیزه‌ای شد تا دانشمندان از اواسط قرن نوزدهم تحقیقات خود را روی گزینه پرتاب ماهواره‌ها به فضا با استفاده از سکوهایی فراساحلی آغاز کنند. دانشمندان فضایی و موشکی شوروی سابق نخستین کسانی بودند که به پژوهش پیرامون پرتاب موشک‌های ماهواره‌بر به فضا از طریق سکوها یا کشتی‌های دریایی پرداختند.

سکوهایی پرتاب موشک‌های عمودپرتاب، برای نخستین‌بار در سال ۱۹۳۲ م طراحی شدند. در سال ۱۹۳۳ م، اولین پرتاب موفقیت‌آمیز موشک به‌صورت عمودی از روی یک سکوی عمودپرتاب انجام شد [۱]. در بهار ۱۹۳۳ م، بنا به تصمیم شورای عالی دفاع در مسکو، انستیتوی علمی - پژوهشی موشکی؛ یعنی نخستین مرکز علمی ساخت موشک در شوروی تأسیس شد. این انستیتو نیروهای متخصصی را به‌کار گرفت که در زمینه تجهیزات موشکی فعالیت می‌کردند و این امر طراحی موفق موشک‌های جدید، دستگاه‌ها و سیستم‌های پرتاب را به‌دنبال داشت [۱].

به صورت بار گسترده به قسمت مثلثی شکل سازه، یعنی المان‌های ۱۲، ۱۳ و ۱۴ اعمال خواهد شد. نیروها و گشتاورهای وارده از طرف کشتی و باد نیز به گره‌های ۱۵، ۱۶ و ۱۸ اعمال می‌شوند. محل اعمال شرایط بارگذاری در شکل ۲ نمایش داده شده است.

۲-۳. شرایط تکیه‌گاهی

در شکل ۳ محل اعمال شرایط تکیه‌گاهی نمایش داده شده است.

۲-۴. ورودی‌ها و خروجی‌های مسئله

ورودی‌های مسئله عبارت‌اند از مشخصات موشک، مشخصات کشتی انتخاب‌شده، شکل کلی سازه، میز پرتاب، طول اعضا و جنس سازه و خروجی‌های مسئله شتاب‌های کشتی، بارهای وارده از طرف کشتی، باد و وزن موشک بر سازه، میز پرتاب، تنش ماکزیمم وارد بر سازه و ابعاد بهینه سطح مقطع‌های اعضای سازه میز پرتاب (وزن بهینه) می‌باشند.

۳. حرکات و شتاب‌های کشتی مطابق استاندارد BV

استاندارد BV مربوط به شتاب‌های کشتی است [۱۱].

۳-۱. مقدمه

در شکل ۴ انواع حرکات و شتاب‌های کشتی نمایش داده شده است. به طوری که در این رابطه h_w پارامتر موج بر حسب متر و a_B پارامتر حرکت و شتاب است.

$$a_B = n \left(0.76F + 1.875 \frac{h_w}{L} \right) \quad (1)$$

$$h_w = 11.44 - \left| \frac{L - 250}{110} \right|^3 \quad \text{for } L < 350 \text{ m} \quad (2)$$

$$h_w = \frac{200}{\sqrt{L}} \quad \text{for } L \geq 350 \text{ m} \quad (3)$$

به طوری که در این روابط n ضریب ناوبری است که برابر ۱ فرض می‌شود. عدد فرود F نیز با استفاده از رابطه ۴ محاسبه می‌شود. به طوری که در این رابطه V حداکثر سرعت پیشروی بر حسب گره دریایی و L طول کشتی است.

$$F = 0.164 \frac{V}{\sqrt{L}} \quad (4)$$

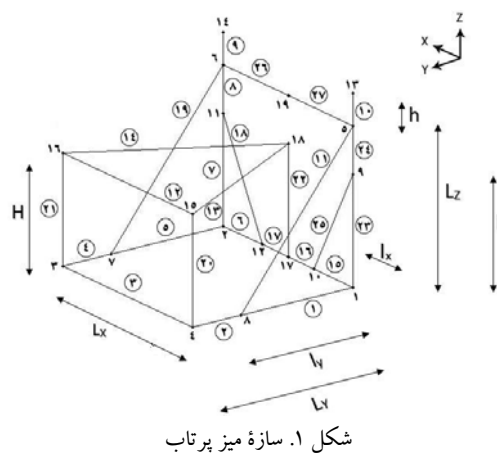
۳-۲. حرکات و شتاب‌های مطلق کشتی

حرکت سرج^۱: شتاب حرکت سرج a_{su} برابر با مقدار ثابت ۰/۵ متر بر مجذور ثانیه در نظر گرفته می‌شود.

رتبه دوم قرار گیرد [۷]. گندمی و همکاران در مقاله خود مدلی تجربی برای پیش‌بینی مقاومت برشی تیرهای تقویت‌شده با بتن ارائه نمودند. به منظور توسعه روابط ریاضی بین داده‌های تجربی از یک الگوریتم جستجوی ترکیبی ژنتیک و شبیه‌سازی تیرید تدریجی استفاده شد [۸]. روش شبیه‌سازی تیرید تدریجی با موفقیت در بسیاری از مسائل بهینه‌سازی سازه‌ای استفاده شده است و برای مسائلی با متغیرهای پیوسته و نیز برای مسائلی با متغیرهای گسسته به کار می‌رود [۹]. از جمله پرکاربردترین روش‌های بهینه‌سازی، استفاده از الگوریتم‌های فرا ابتکاری است. برای یافتن جواب بهینه با استفاده از این الگوریتم‌ها، از روش آزمون و خطا استفاده می‌شود. الگوریتم شبیه‌سازی تیرید تدریجی را می‌توان یکی از بهترین الگوریتم‌های فرا ابتکاری دانست [۱۰]. در این مقاله هدف طراحی، تحلیل و بهینه‌سازی سازه میز پرتاب موشک ماهواره‌بر پرتاب‌شونده از روی کشتی می‌باشد.

۲. تشریح فیزیک مسئله

در شکل ۱، نمایی از سازه میز پرتاب نمایش داده شده است.



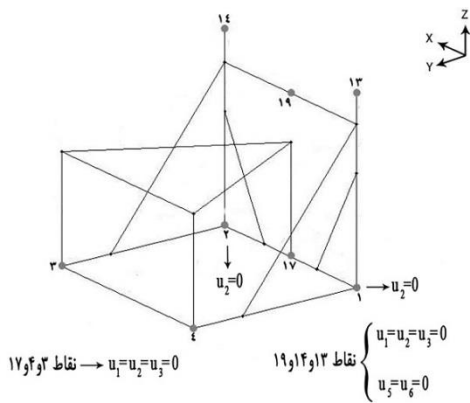
شکل ۱. سازه میز پرتاب

۲-۱. ابعاد سازه

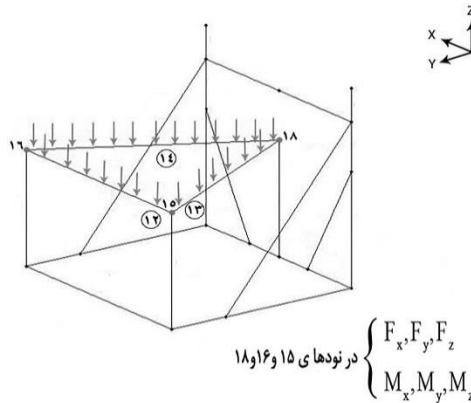
پارامترهای ابعاد سازه میز پرتاب، که در شکل ۱ نمایش داده شده است، به صورت جدول ۱ می‌باشد.

۲-۲. شرایط بارگذاری

بارهای وارد بر سازه میز پرتاب شامل نیروی وزن موشک، بارهای (شتاب‌های) وارده از طرف کشتی و بارهای وارده از طرف باد می‌باشد. چون روی قسمت مثلثی شکل سازه یاتاقان کف‌گرد قرار می‌گیرد، می‌توان نتیجه گرفت که نیروی ناشی از وزن موشک



شکل ۳. محل اعمال شرایط تکیه‌گاهی میز برتاب



شکل ۲. محل اعمال شرایط بارگذاری میز برتاب

جدول ۲. شرایط تکیه‌گاهی میز برتاب

نوع تکیه‌گاه	گره محل اعمال	درجات آزادی ثابت‌شده
لولایی	۱۳، ۱۴	جاب‌جایی در راستای x و y و دوران در راستای y و z
لولایی	۱۹	جاب‌جایی در راستای x و y و دوران در راستای y و z
تماسی	۱، ۲	جاب‌جایی در راستای y
مفصل کشکولی (کاسه - ساچمه)	۱۷، ۴، ۳	جاب‌جایی در راستای x، y و z

جدول ۱. ابعاد سازه میز برتاب

پارامتر	مقدار (متر)
L_x	۱/۵۴۵
L_y	۱/۳۹
L_z	۱/۲
I_x	۰/۴۶۳۵
I_y	۰/۹۳۷
I_z	۰/۸۴
H	۰/۸۴
h	۰/۲۴

$$E = 1.39 \frac{GM}{\delta^2} B \quad (۶)$$

۵. حرکت پیچ^{۱۶}: دامنه، پریود و شتاب حرکت پیچ از

جدول ۵ به دست می‌آید. در این جدول، مقدار C_B ضریب بلوکی کشتی می‌باشد.

۶. حرکت یاو^{۱۷}: شتاب حرکت یاو بر حسب رادیان بر

مجذور ثانیه از رابطه ۷ به دست می‌آید. در این رابطه g شتاب جاذبه است.

$$\alpha_Y = 1.581 \frac{a_B \cdot g}{L} \quad (۷)$$

۳-۳. محاسبه ضریب بلوکی

ضریب بلوکی تأثیر زیادی بر مقاومت حرکت شناور دارد. اگر محدوده فرود $F_H > 0.3$ باشد، در رابطه ۸ از $F_H = 0.3$ و در غیر این صورت از رابطه ۹ استفاده می‌شود. در رابطه ۹، V حداکثر سرعت پیشروی کشتی و L طول کشتی است.

۲. حرکت اسوی^{۱۳}: پریود و شتاب حرکت اسوی از جدول ۳ به دست می‌آید.

۳. حرکت هیو^{۱۴}: شتاب حرکت هیو بر حسب متر بر مجذور ثانیه از رابطه ۵ به دست می‌آید.

$$a_H = a_B \cdot g \quad (۵)$$

۴. حرکت رول^{۱۵}: دامنه، پریود و شتاب حرکت رول از جدول ۴ به دست می‌آید. در جدول مذکور، GM ارتفاع متاسنتری بر حسب متر است. اگر مقدار آن معلوم نباشد، برای کشتی‌های فله‌بر، برابر با ۰/۱۲ عرض کشتی در نظر گرفته می‌شود. همچنین δ شعاع ژیراسیون حرکت رول بر حسب متر است و برابر با ۰/۳۵ عرض کشتی در نظر گرفته می‌شود. در این رابطه B عرض کشتی بر حسب متر است. مقدار E نباید کمتر از ۱ باشد؛ اگر E کمتر از ۱ به دست آمد، در محاسبات برابر با ۱ در نظر گرفته می‌شود.

مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای مربوط به حرکات کشتی برابر است

با:

$$\omega_z = 0$$

$$\omega_y = \frac{2\pi}{T_P}$$

$$\omega_x = \frac{2\pi}{T_R}$$

مؤلفه‌های شتاب زاویه‌ای مربوط به حرکات کشتی نیز برابر

است با:

$$\dot{\omega}_x = \alpha_R$$

$$\dot{\omega}_y = \alpha_P$$

$$\dot{\omega}_z = \alpha_Y$$

مؤلفه‌های سرعت خطی مربوط به حرکات کشتی برابر است

با:

$$v_x = v_y = v_z = 0$$

دلیل صفر بودن این سرعت‌ها آن است که در محاسبات مقدار

ماکزیمم شتاب‌های متناظر با این سرعت‌ها لحاظ شده است. علت

این امر این است که با بررسی روابط اویلر می‌توان ثابت کرد که

در این مسئله 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

برابر است با:

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

$$\dot{v}_y = a_{sw}$$

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

با جایگذاری پارامترهای فوق در معادلات ۱۱ و ۱۲، که به نام

معادلات اویلر معروف‌اند، نیروها و گشتاورهایی که در اثر

شتاب‌های ناشی از کشتی به موشک اعمال می‌شود محاسبه

می‌گردند که در واقع همان نیروها و گشتاورها در معادلات اویلر

می‌باشند. معادلات ۱۱ و ۱۲، که به نام معادلات اویلر معروف‌اند،

در مطالعه حرکت جسم صلب بسیار سودمند می‌باشند [۱۲].

$$C_B = \frac{0.14}{F_n} \cdot \frac{L/B + 20}{26} \quad (8)$$

$$F_n = \frac{V}{\sqrt{gL}} \quad (9)$$

۳-۴. محاسبه آب‌خور کشتی

آب‌خور عمقی از بدنه است که داخل آب قرار دارد. در رابطه ۱۰، T

آب‌خور، W جابه‌جایی برحسب تن، C_B ضریب بلوکی، L طول

کشتی، B عرض کشتی و ρ چگالی آب دریاست. اگر یک جسم از

روی کشتی برداشته شود، که در اینجا همان موشکی است که

قرار است از روی کشتی پرتاب شود، برای محاسبه آب‌خور جدید

باید وزن جسم برداشته شده از مقدار W اولیه کم و W جدید در

رابطه ۱۰ جایگزین شود.

$$T = \frac{W}{\rho \cdot C_B \cdot L \cdot B} \quad (10)$$

۴. مشخصات کشتی فله‌بر انتخاب‌شده

مشخصات کشتی فله‌بر انتخاب‌شده در جدول ۶ ذکر شده است.

۵. محاسبه بارهای وارده از طرف کشتی و باد بر

موشک و اثر آنها بر سازه میز پرتاب

۵-۱. محاسبه بارهای وارده از طرف کشتی بر موشک

در محاسبات این مقاله از مقادیر پارامترهای موشک اسکاد بی^{۱۸}

استفاده شده است. طول این موشک ۱۱/۲۵ متر و قطر آن ۸۸

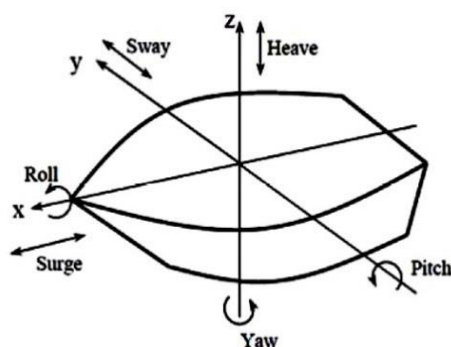
سانتی‌متر است. مقادیر حاصل ضرب اینرسی I_{zz} ، I_{yy} ، I_{xx} و جرم

موشک اسکاد بی برابر است با:

$$I_{xx} = 453 \text{ kg.m}^2$$

$$I_{zz} = I_{yy} = 49123 \text{ kg.m}^2$$

$$m = 5900 \text{ kg}$$



شکل ۴. انواع حرکات و شتاب‌های کشتی [۱۱]

جدول ۳. پریود و شتاب حرکت اسوی

پریود حرکت اسوی $T_{sw}(s)$	شتاب حرکت اسوی $a_{sw}(m/s^2)$
$\frac{0.8\sqrt{L}}{1.22F + 1}$	$0.775 a_B g$

جدول ۴. دامنه، پریود و شتاب حرکت رول

دامنه حرکت رول $A_R(rad)$	پریود حرکت رول $T_R(s)$	شتاب حرکت رول $\alpha_R(rad/s^2)$
$a_B \sqrt{E}$	$2.2 \frac{\delta}{\sqrt{GM}}$	$A_R \left(\frac{2\pi}{T_R}\right)^2$

جدول ۵. دامنه، پریود و شتاب حرکت پیچ

دامنه حرکت پیچ $A_P(rad)$	پریود حرکت پیچ $T_P(s)$	شتاب حرکت پیچ $\alpha_P(rad/s^2)$
$0.328 a_B \left(1.32 - \frac{h_w}{L}\right) \left(\frac{0.6}{C_B}\right)^{0.75}$	$0.575 \sqrt{L}$	$A_P \left(\frac{2\pi}{T_P}\right)^2$

جدول ۶. مشخصات کشتی فله بر انتخاب شده

طول کشتی $L(m)$	حداکثر سرعت پیشروی $V(kt)$	عرض کشتی $B(m)$	آبخور کشتی $T(m)$
۷۷/۲	۱۰	۱۴	۴/۹

گردید، که در واقع همان نیروها و گشتاورها در معادلات اویلر می‌باشند. همچنین نیروی باد نیز به موشک اعمال می‌شود که در محاسبات براساس مطالب مرجع [۱] به صورت بار متمرکز به مرکز فشار موشک اعمال می‌شود. حال برای محاسبه اثر بارهای وارده از طرف کشتی و نیز باد به میز پرتاب (بارهای وارده از طرف موشک به میز پرتاب) چون محل‌های اتصال موشک به میز پرتاب گیردار است، هجده مجهول تکیه‌گاهی وجود خواهد داشت که برای محاسبه آنها از کد المان محدود نوشته شده استفاده شده است. شکل ۶ میز پرتاب همراه با موشک را نشان می‌دهد. پس از محاسبه این هجده مجهول، به منظور انجام تحلیل المان محدود و بهینه‌سازی سازه میز پرتاب این بارها در محل اعمال آن؛ یعنی در رئوس قسمت مثلثی شکل سازه، که زیر آن سه ستون قرار دارد، (گره‌های ۱۵، ۱۶ و ۱۸ در شکل ۲) اعمال شده است و موشک از روی میز پرتاب برداشته شده و در عوض نیروها و ممان‌های مربوطه، روی سازه میز پرتاب اعمال شده است.

۶. انتخاب جنس سازه

چون طبق بررسی‌های انجام شده، ضریب اطمینان میز پرتاب موشک اسکاد بی برابر ۳ می‌باشد، در این مقاله نیز ضریب اطمینان برابر با ۳ در نظر گرفته شده است. سازه‌های میز پرتاب

$$\begin{aligned} \sum F_x &= m(\dot{v}_x + v_z \omega_y - v_y \omega_z) \\ \sum F_y &= m(\dot{v}_y + v_x \omega_z - v_z \omega_x) \\ \sum F_z &= m(\dot{v}_z + v_y \omega_x - v_x \omega_y) \\ \sum M_x &= I_{xx} \dot{\omega}_x - (I_{yy} - I_{zz}) \omega_y \omega_z \\ \sum M_y &= I_{yy} \dot{\omega}_y - (I_{zz} - I_{xx}) \omega_z \omega_x \\ \sum M_z &= I_{zz} \dot{\omega}_z - (I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y \end{aligned} \quad (11)$$

$$\quad (12)$$

۵-۲. بارهای ناشی از باد

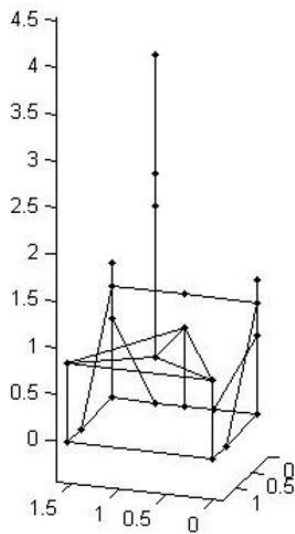
نیروی باد نیز به موشک اعمال می‌شود که در محاسبات به صورت بار متمرکز به مرکز فشار موشک اعمال می‌گردد (شکل ۵). بار محاسبه‌ای باد P (به صورت ۱۳ تعیین می‌شود [۱]): به طوری که در این روابط q_{pi} فشار محاسبه‌ای باد بر حسب Kgf/m^2 برای سطح مورد نظر، F_i سطح رو به باد محاسبه‌ای بر حسب m^2 و نهایتاً L طول موشک و d قطر موشک می‌باشد.

$$\begin{aligned} P &= q_{pi} F_i \\ q_{pi} &= 100 (kgf/m^2) \\ F_i &= \pi d L \end{aligned} \quad (13)$$

۵-۳. اثر بارهای وارده از کشتی و باد بر سازه میز پرتاب

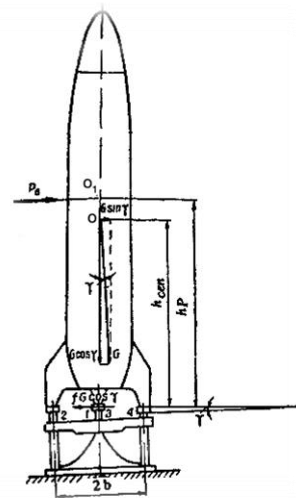
موشک تا دقایقی قبل از آماده‌سازی برای پرتاب به میز متصل است و هنگام پرتاب فاقد اتصال خواهد شد، اما قبل از آن به میز پیچ شده است. در قسمت قبل نیروها و گشتاورهایی که در اثر شتاب‌های ناشی از کشتی به موشک اعمال می‌شود محاسبه

استفاده می‌شود. در ادامه با لحاظ ضریب اطمینان ۳ و جنس انتخاب‌شده ابعاد بهینه سطح مقطع های سازه تعیین می‌شود.



شکل ۶. میز پرتاب همراه با موشک

معمولاً از جنس فولاد است. در این مقاله از فولاد ۴۱۳۰ استفاده شده است. این فولاد معمولاً در برخی از سازه‌های میز پرتاب



شکل ۵. اعمال نیروی باد به مرکز فشار موشک (نقطه O1) [۱]

جدول ۷. نیروها و ممان‌های وارده از طرف موشک بر سازه میز پرتاب (در اثر بارهای وارده از طرف کشتی و باد)

شماره گره	۱۵	۱۶	۱۸
(kN) F_x	۰/۵۸	-۷/۴	-۲۶/۶
(kN.m) F_y	۳۰/۹	-۳۶/۳	-۹/۱
(kN) F_z	-۱۰۸/۸	۱۸۴/۶	-۵۷
(kN.m) M_x	۳۰/۹	-۳۲/۱	-۱۷
(kN.m) M_y	۱۸/۸	۴۶/۲	-۱۹/۵
(kN.m) M_z	۷/۹	۸/۲	۸/۳

جدول ۸. مشخصات فولاد ۴۱۳۰ [۱۳]

چگالی (kg/m^3)	مدول الاستیسیته (GPa)	مدول برشی (GPa)	استحکام تسلیم کششی (MPa)
۷۸۵۰	۲۰۵	۸۰	۴۶۰

با ترکیب مکانیک آماری با اصول بهینه‌سازی ایجاد شد [۴]. الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی بر پایه شباهت پیداشدن جواب بهینه با تشکیل کریستال منظم و پایدار در آبکاری فلزات بنا شده است. نکته مهم آن است که حالت پایدار نهایی از حالت اولیه سیستم مستقل است. اگر هر نقطه از فضای جستجو با یک آرایش اتم‌ها و تابع جریمه با انرژی پتانسیل سیستم و قابلیت حرکت در جهت بد شدن جواب با انرژی جنبشی سیستم متناظر شوند، در این صورت مسئله می‌شود بردن سیستم از حالت اولیه با انرژی

۷. المان قاب فضایی^{۱۹}

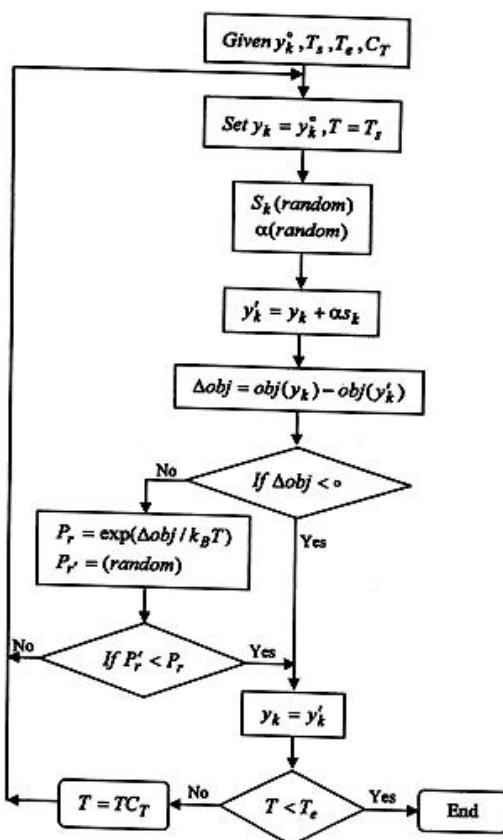
برای سازه میز پرتاب، المان قاب فضایی انتخاب شده است. المان قاب فضایی میله‌ای مستقیم با سطح مقطع یکنواخت، قادر به مقاومت در برابر سه نیرو و سه ممان در سه جهت می‌باشد [۱۴].

۸. الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی

الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی نخستین بار توسط کیرک پاتریک^{۲۰} و همکارانش در سال ۱۹۸۳ م معرفی شد. این الگوریتم

پس از آن احتمال پذیرش آن را از رابطه ۱۴ محاسبه می‌کند. در رابطه ۱۴، P تابع احتمال، ΔE میزان کاهش انرژی در هر مرحله است. این خاصیت الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی است که آن را در گروه الگوریتم‌های بهینه‌سازی قدرتمند قرار داده است و از محصور شدن در کمینه‌های محلی جلوگیری می‌کند. نکته دیگری که در مورد این الگوریتم باید بدان توجه داشت این است که این الگوریتم برخلاف بسیاری از روش‌های مرسوم نیازی به محاسبه مشتق تابع ندارد و لذا می‌تواند برای هر نوع تابعی اعم از پیوسته، گسسته و جز این‌ها مورد استفاده قرار گیرد [۱۵].

$$P = \exp\left(-\frac{\Delta E}{K_B T}\right) \quad (14)$$



شکل ۷. فلوجارت روش شبیه‌سازی تبرید تدریجی [۱۹]

۹. بهینه‌سازی سازه میز پرتاب

چون الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی مسائل بهینه‌سازی را در حالت نامقید بررسی می‌کند، لازم است مسئله از حالت مقید به حالت نامقید تبدیل شود. معمولاً برای این کار روش سنتی تابع جریمه خارجی به کار می‌رود. در این مقاله با استفاده از برنامه‌نویسی انجام‌شده و بدون روش تابع جریمه خارجی، الگوریتم پیشنهادشده به‌گونه‌ای عمل می‌کند که در طی روند الگوریتم هر

پتانسیل مشخص و انرژی جنبشی معین (دلخواه) به حالتی که دارای کمترین انرژی پتانسیل است (در حالت پایانی، انرژی جنبشی صفر شده و سیستم تغییر ندارد). هر چقدر روند کاهش دما کندتر باشد، جواب‌هایی که الگوریتم پیدا می‌کند دقیق‌تر خواهند بود. برای بررسی الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی فرض می‌شود که هدف مینیمم‌کردن یک تابع شامل چندین متغیر باشد. در ابتدا باید نقطه‌ای به‌عنوان نقطه شروع در نظر گرفته شود. همچنین دمای شروع و دمای پایانی هم باید انتخاب شوند. سپس مقدار تابع در این نقطه مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. سپس با ایجاد یک تغییر تصادفی در نقطه جاری، یک نقطه در همسایگی آن تولید می‌شود و مقدار تابع در نقطه جدید نیز مورد ارزیابی قرار می‌گیرد و اختلاف در تابع هدف محاسبه می‌شود. در صورتی که میزان تابع هدف کاهش یافته باشد، وضعیت جدید مورد قبول قرار می‌گیرد و در صورتی که دما کمتر از دمای نهایی باشد مقدار آن به‌کمک یک برنامه خنک‌کاری کاهش داده می‌شود و مجدداً یک نقطه جدید در همسایگی نقطه جاری تولید شده و الگوریتم ادامه می‌یابد. اما در صورتی که مقدار تابع هدف افزایش یافته باشد باید احتمال پذیرش وضعیت جدید مورد بررسی قرار گیرد لذا پارامتر $P_r = \exp\left(\frac{\Delta obj}{K_B T}\right)$ که در آن T دما، K_B ثابت بولتزمن که دارای مقداری برابر $\frac{1}{38} \times 10^{-33} J.K^{-1}$ است و Δobj میزان تغییر تابع هدف می‌باشد مورد ارزیابی قرار می‌گیرد و با عدد تصادفی P_r^i که یک عدد تصادفی بین صفر و یک می‌باشد مقایسه می‌شود. در صورتی که $P_r > P_r^i$ باشد وضعیت جدید مورد پذیرش قرار می‌گیرد و اگر $P_r < P_r^i$ باشد سیستم به وضعیت قبلی بازگردانده می‌شود. مجدداً دما با دمای نهایی مقایسه شده و در صورتی که کمتر از دمای نهایی باشد الگوریتم ادامه می‌یابد و اگر به دمای نهایی رسیده باشد الگوریتم متوقف می‌شود. شکل ۷ فلوجارت الگوریتم روش شبیه‌سازی تبرید تدریجی را نشان می‌دهد [۱۵]. در شکل ۷ پارامتر y_k^0 نقطه شروع، T_s دمای اولیه و T_e دمای نهایی می‌باشند. ضریب C_T برای کاهش دما مورد استفاده قرار می‌گیرد. مقادیر α و S_k اعداد تصادفی بین صفر و یک می‌باشند. الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی به‌عنوان یک الگوریتم یافتن نقطه بهینه مطلق شناخته می‌شود. این الگوریتم با انتخاب تصادفی نقاط در محدوده تعریف شده، صلاحیت آنها را برای برگزیده شدن در پروسه بهینه‌سازی بررسی می‌کند. برای این کار الگوریتم در متغیر طراحی تغییرات تصادفی ایجاد می‌کند و

برای نخستین بار توسط کیرک پاتریک با مقدار $C_T = 0.96$ مورد استفاده قرار گرفت [۱۵].

$$T_{k+1} = C_T T_k \quad (15)$$

یافتن یک دمای اولیه مناسب عاملی مهم در کارایی روش شبیه‌سازی تبرید تدریجی است. یک دمای اولیه مناسب دمایی است که به‌طور میانگین احتمال پذیرش P_0 (را برابر با 0.8 بدهد. به‌عبارت دیگر شانس برابر با 80% وجود داشته باشد تا تغییری تصادفی که سبب افزایش تابع هدف شده است، پذیرفته شود. مقدار T_s به‌طور واضح به مقدار تابع بستگی داشته و لذا وابسته به مسئله می‌باشد. برای به‌دست آوردن T_s باید یک جستجوی اولیه در فضای تابع صورت گیرد. بدین‌منظور می‌توان چندین تغییر تصادفی در متغیرها داد و به ازای آن مقدار تابع را محاسبه نمود. سپس براساس میانگین مواردی که مقدار تابع در آن‌ها افزایش یافته است، δf^+ مقدار T_s به‌راحتی از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۱۵].

$$T_s = -\frac{\delta f^+}{\ln(P_0)} \quad (16)$$

جدول ۹. متغیرهای الگوریتم بهینه‌سازی

ضریب کاهش C_T	دمای اولیه T_s	دمای توقف یا دمای نهایی T_e	حداکثر تعداد تکرار
۰/۹۶	۵	۰/۰۰۰۱	۵۰۰۰

۹-۲. تابع تولید همسایه

یکی از عوامل مهم در موفقیت الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی، تابع تولید همسایه می‌باشد. در مرجع [۱۵] رابطه ۱۷ برای تابع تولید همسایه پیشنهاد شده است.

$$x_{j+1} = x_j + \rho x_j [0.5 - \text{RND}(0,1)], \rho = 0.1 \quad (17)$$

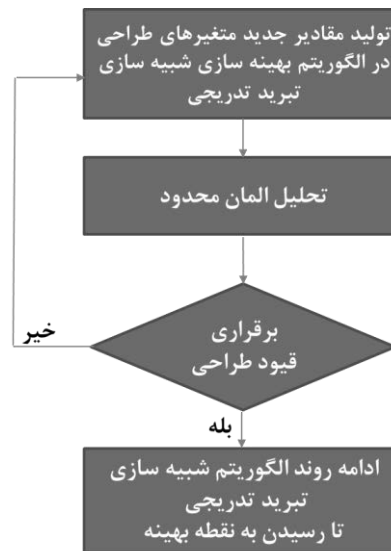
در رابطه ۱۷، x_j هر یک از متغیرها در حالت جاری می‌باشد و x_{j+1} متغیری است که یک تغییر تصادفی در آن ایجاد شده است. ρ ضریب تغییر که برابر 0.1 است و $\text{RND}(0,1)$ یک مقدار تصادفی با توزیع یکنواخت بین صفر و یک می‌باشد.

۱۰-۱. نتایج و بحث

۱۰-۱-۱. نتایج مربوط به کشتی مورد نظر

همان‌گونه که در جدول ۱۰ دیده می‌شود، شتاب‌های اسوی a_{sw} و هیو a_H ایجادشده در مقایسه با شتاب سرج a_{su} دارای مقادیر

بار که مقدار جدیدی برای متغیرهای طراحی تولید می‌شود، الگوریتم قیود مسئله را مورد بررسی قرار می‌دهد. چنانچه این قیود برقرار باشند، روند الگوریتم تا رسیدن به نقطه بهینه ادامه می‌یابد و در غیر این‌صورت مجدداً متغیرهای طراحی جدیدی تولید می‌شود. این الگوریتم در شکل ۸ نمایش داده شده است.



شکل ۸. فلوجارت روش بهینه سازی در این مقاله

در این مقاله، تابع هدف وزن سازه میز پرتاب است. قیود طراحی جابه‌جایی و تنش مجاز می‌باشند که در طی فرایند بهینه‌سازی ثابت‌اند. تنش مجاز برابر با $153/3$ مگاپاسکال فرض شده که برابر با یک‌سوم استحکام تسلیم کششی جنس انتخاب شده می‌باشد؛ زیرا همان‌گونه که بیان شد ضریب اطمینان برابر با 3 در نظر گرفته شده است. برای تیرهای فولادی بسته به کاربرد آنها اندازه خیز نسبی باید در محدوده 0.01 تا 0.04 قرار داشته باشد [۱]. بنابراین تغییر شکل مجاز برابر 3 میلی‌متر در نظر گرفته شده است. چون سطح مقطع سازه میز پرتاب از نوع دایره‌ای توخالی (لوله) است، دو نوع متغیر طراحی یعنی ضخامت و قطر خارجی سطح مقطع اعضای سازه وجود دارد.

۹-۱. پارامترهای الگوریتم شبیه‌سازی تبرید تدریجی

ساده‌ترین و معمول‌ترین رابطه برای کاهش دما برنامه خنک‌کاری نمایی است که به نام خنک‌کاری هندسی نیز معروف است. این رابطه به‌صورت 15 می‌باشد. در این رابطه، C_T ضریب کاهش دما و دارای مقداری بین صفر و یک است و T دما می‌باشد. این رابطه

نسبت به شتاب در راستای طول هستند. البته مقادیر این شتاب‌ها در حدود یک‌چهارم شتاب گرانش می‌باشد.

نسبتاً بزرگی می‌باشند که علت آن این است که مؤلفه‌های شتاب در راستاهای عمود بر محور طولی کشتی دارای مقادیر بزرگتری

جدول ۱۰. نتایج مربوط به کشتی مورد نظر

۰/۵	شتاب حرکت سرج $a_{su}(m/s^2)$
۲/۴۷	شتاب حرکت اسوی $a_{sw}(m/s^2)$
۳/۱۸	شتاب حرکت هیو $a_{H}(m/s^2)$
۰/۲۲	شتاب حرکت رول $\alpha_R(rad/s^2)$
۰/۱۷	شتاب حرکت پیچ $\alpha_P(rad/s^2)$
۰/۰۷	شتاب حرکت یاو $\alpha_Y(rad/s^2)$
۵/۷۳	پریود حرکت اسوی $T_{sw}(s)$
۸/۳۲	پریود حرکت رول $T_R(s)$
۰/۳۸	دامنه حرکت رول $A_R(rad)$
۰/۱۱	دامنه حرکت پیچ $A_P(rad)$
۴/۸۹	آبخور جدید کشتی پس از پرتاب موشک $T(m)$

جدول ۱۱. نیروها و گشتاورها در معادلات اویلر

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

۱۱. اعتبارسنجی کدهای کامپیوتری

۱۱-۱. مسئله آزمایشی

خرپای ده‌میله‌ای شکل ۱۰ مثال استاندارد است که بسیاری از نویسندگان از آن استفاده نموده‌اند. در اینجا مطالب از مراجع [۱۶-۱۷] آورده شده است. روشی که در این مقاله مورد استفاده قرار گرفته است الگوریتم شبیه‌سازی تیرید تدریجی است. همان‌گونه که در جدول ۱۴ مشاهده می‌شود، به دلیل تطابق نتایج به‌دست آمده از روش شبیه‌سازی تیرید تدریجی با نتایج روش‌های دیگر، صحت نتایج بهینه‌سازی در این تحقیق اثبات می‌شود. مطابق شکل ۱۱ الگوریتم پس از حدود ۳۰۰۰ تکرار همگرا شده است و پس از آن تغییر محسوسی در کاهش وزن سازه مشاهده نمی‌شود. این مقدار در واقع وزن بهینه سازه خرپای ده‌میله‌ای در این مثال می‌باشد.

۱۰-۲. نیروها و گشتاورها در معادلات اویلر

نیروها و گشتاورها در معادلات اویلر (بارهای وارده از طرف کشتی بر موشک) در جدول ۱۱ آورده شده است.

۱۰-۳. نتایج بهینه‌سازی سازه میز پرتاب

چون سازه میز پرتاب طراحی شده تقارن دارد و میزان تنش و تغییر شکل ایجادشده در عضوهای متقارن یکسان است، متغیرهای طراحی گروه‌بندی می‌شوند. در یک گروه مقادیر متغیرهای طراحی با هم برابرند. در نتیجه متغیرهای طراحی در ۱۱ گروه طبقه‌بندی می‌شوند. تنش فون میز ماکزیمم ایجادشده در سازه، مشخصات سطح مقطع اعضای سازه و وزن بهینه سازه در جدول ۱۲ ارائه شده است. مراحل بهینه‌سازی سازه میز پرتاب نیز در شکل ۹ نمایش داده شده است.

جدول ۱۲. نتایج بهینه‌سازی سازه‌ی میز پرتاب

شماره گروه	شماره اعضای گروه	قطر خارجی (سانتی‌متر)	ضخامت جداره (سانتی‌متر)	سطح مقطع (سانتی‌متر مکعب)
۱	۱، ۵	۴/۴۵	۰/۲۲	۲/۸۸
۲	۲، ۴	۴/۶۱	۰/۴۱	۵/۴۲
۳	۳	۴/۶۰	۰/۲۹	۳/۹۵
۴	۶، ۱۵، ۱۶، ۱۷	۷/۰۷	۰/۳۰	۶/۴۴
۵	۸، ۷، ۲۴، ۲۳	۴/۷۳	۰/۲۱	۲/۹۴
۶	۹، ۱۰	۴/۰۴	۰/۸۱	۸/۱۹
۷	۱۱، ۱۹	۲/۸۳	۰/۲۵	۲/۰۰
۸	۱۳، ۱۲، ۱۴	۲۹/۹۶	۰/۲۰	۱۸/۷۱
۹	۱۸، ۲۵	۳/۱۶	۰/۲۳	۲/۱۲
۱۰	۲۱، ۲۰، ۲۲	۳۱/۶۷	۰/۲۰	۱۹/۸۲
۱۱	۲۷، ۲۶	۶/۸۰	۰/۲۳	۴/۷۶
تنش فون میزز ماکزیمم (مگاپاسکال)				۱۲۰
وزن (کیلوگرم)				۱۵۱/۶

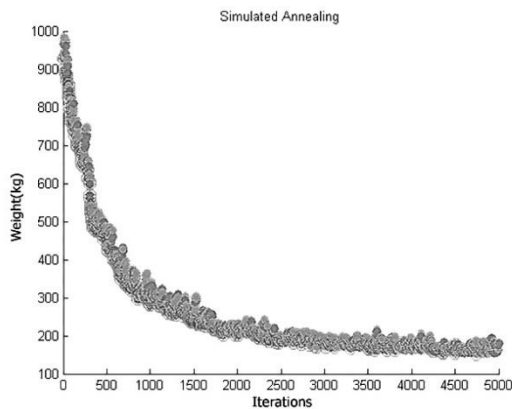
جدول ۱۳. پارامترهای طراحی در مثال خریای ده‌میله‌ای

مدول یانگ (مگاپاسکال)	$6/19 \times 10^4$
چگالی (کیلوگرم بر متر مکعب)	۲۷۷۰
تنش مجاز (مگاپاسکال)	۱۷۵/۲۵
تغییر مکان مجاز (میلی‌متر)	۵۰/۸
نیروی وارده (کیلونیوتن)	۴۴۴/۸۲۲
طول (متر)	۹/۱۴۴

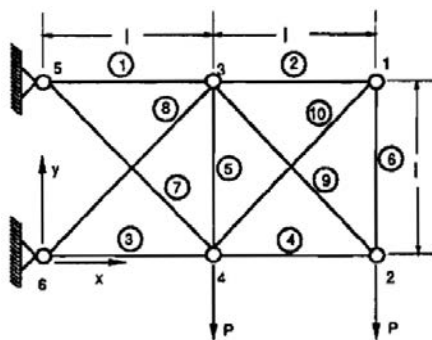
جدول ۱۴. مقایسه نتایج بهینه‌سازی ابعاد سطح مقاطع خریای ده‌میله‌ای

نتایج این تحقیق	نتایج قبلی			پارامترها
	۱	۲	۳	
۲۰۹/۴۸	۲۱۶/۱۳	۲۱۶/۱۳	۲۱۶/۱۳	(cm ²)A ₁
۱۰/۶۵	۱۰/۴۵	۱۰/۴۵	۱۰/۴۵	(cm ²)A ₂
۱۴۵/۸۱	۱۴۷/۷۴	۱۴۱/۹۳	۱۴۷/۷۴	(cm ²)A ₃
۱۰۰	۱۰۰	۱۰۰	۱۰۰	(cm ²)A ₄
۱۰/۶۵	۱۰/۴۵	۱۰/۴۵	۱۰/۴۵	(cm ²)A ₅
۱۷/۲۵	۱۰/۴۵	۱۰/۴۵	۱۰/۴۵	(cm ²)A ₆
۵۶/۵۸	۵۱/۴۲	۹۱/۶۱	۵۱/۴۲	(cm ²)A ₇
۱۴۴/۵۲	۱۴۱/۹۴	۱۲۸/۳۹	۱۴۱/۹۴	(cm ²)A ₈
۱۴۰/۵۸	۱۴۱/۹۴	۱۲۸/۳۹	۱۴۱/۹۴	(cm ²)A ₉
۱۰/۶۵	۱۰/۴۵	۱۶/۹	۱۰/۴۵	(cm ²)A ₁₀
۲۵۱۳/۴۵	۲۴۹۱	۲۵۴۶/۳۹	۲۴۹۱	وزن (kg)

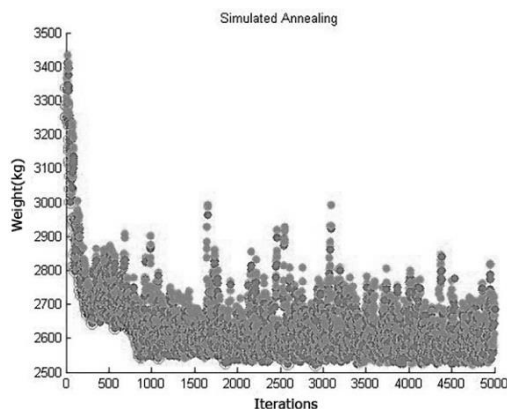
روش ۱ روش تابع جریمه بهبود یافته است. روش ۲ الگوریتم ژنتیک و نهایتاً روش ۳ روش خارج قسمت تفاضل است



شکل ۹. مراحل بهینه‌سازی سازه میز پرتاب



شکل ۱۰. خرابای ده‌میله‌ای [۱۶]



شکل ۱۱. مراحل همگرایی الگوریتم

شکل سازه برابر با ۲/۲۸ میلی‌متر است. نتایج حاصل از کد المان محدود نوشته‌شده در مقایسه با سه روش مذکور دارای خطای کمتر از پنج درصد می‌باشد.

$$\begin{aligned}
 E &= 210 \text{ GPa} \\
 A &= 2 \times 10^{-2} \text{ m}^2 \\
 G &= 84 \text{ GPa} \\
 I_y &= 10 \times 10^{-5} \text{ m}^4 \\
 I_z &= 20 \times 10^{-5} \text{ m}^4 \\
 J &= 5 \times 10^{-5} \text{ m}^4
 \end{aligned}$$

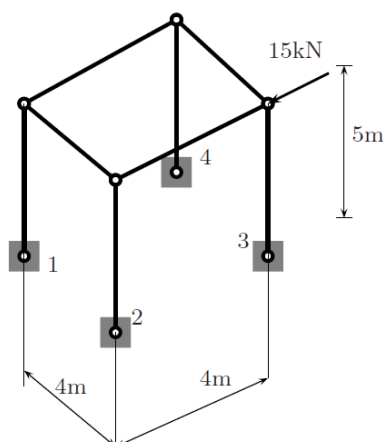
۱۱-۲. اعتبارسنجی کد المان محدود

برای این منظور از سه روش زیر استفاده شده است که عبارت‌اند از تحلیل در نرم افزار اباکوس، روابط مقاومت مصالح و مثال قاب سه‌بعدی (شکل ۱۲) با مشخصات زیر؛ به طوری که E مدول الاستیسیته، A مساحت سطح مقطع، G مدول برشی، I_y ممان اینرسی حول محور y ، I_z ممان اینرسی حول محور z و J ممان اینرسی قطبی است. براساس مرجع [۱۸] بیشترین میزان تغییر

۱۲. نتیجه گیری

به دنبال دارد، بنابراین استفاده از این مقاطع برای سازه های میز پرتاب توصیه می شود. بهینه سازی لزوماً منجر به کاهش سطح مقطع تمامی اعضا نمی شود و ممکن است در برخی اعضا منجر به افزایش سطح مقطع شود، اما در مجموع منجر به کاهش وزن سازه می گردد. تطابق نتایج الگوریتم شبیه سازی تبرید تدریجی با روش های بهینه سازی دیگر کارامدی این روش برای طراحی بهینه سازه ها را نشان می دهد.

شتاب های محاسبه شده برای کشتی و بارهای اعمالی بر سازه میز پرتاب از طرف کشتی نشان می دهند که مقادیر این بارها قابل صرف نظر نیستند و باید در طراحی لحاظ شوند. به دلیل تأثیرگذاری بارهای وارده از طرف باد بر سازه، این بارها نیز در محاسبات در نظر گرفته شده اند. در این مقاله از سطح مقطع های دایره ای توخالی (لوله) استفاده شده که توانسته قیود طراحی را به خوبی ارضا نماید. استفاده از این مقاطع کاهش وزن و هزینه را



شکل ۱۲. یک سازه قاب سه بعدی [۱۸]

۱۳. مأخذ

- [1] V. G. Malikof, S. F. Kamisarik, A. M. Kartakf, *Ground Missiles System*, 1st Edition, pp. 43-70, (Translated by B. Abdi), Aerospace Organization Publication Center, 2006. (in Persian فارسی)
- [2] J. C. Brown, A. C. Littlefield, Design of a Light Weight Mobile Launch Structure for the Ares I Launch Vehicle, *2010 Structures Congress* © 2010 ASCE, pp. 2600-2610, 2010.
- [3] M. H. Bahrami Bidani, M. Sanaipoor, Systematic Review of The Operation of Launcher of Missiles From Sea, *Proceedings of The 10th Congress of Aerospace Society of Iran*, Tehran, Iran, June 12-14, 2010. (in Persian فارسی)
- [4] H. Shahoseini, M. R. Moosavi, *Evolutionary Algorithms*, 1st Edition, pp. 23-57, Elmo Sanat of Iran Publication Center, 2012. (in Persian فارسی)
- [5] J. P. B. Leite, B. H. V. Topping, Parallel Simulated Annealing For Structural Optimization, *Computers and Structures*, Vol. 73, No. 1-5, pp. 545-564, 1999.
- [6] S. Bureerat, J. Limtragool, Structural topology optimization using simulated annealing with multiresolution, *Finite Elements in Analysis and Design*, Vol. 44, No. 12-13, pp. 738-747, 2008.
- [7] O. Hasancebi, S. Carbas, E. Dog, F. Erdal, M. P. Saka, Comparison of non-deterministic search techniques in the optimum design of real size steel frames, *Computers and Structures*, Vol. 88, No. 17-18, pp. 1033-1048, 2010.
- [8] A. H. Gandomi, A. H. Alavib, D. Mohammadzadeh Shadmehric, M. G. Sahab, An empirical model for shear capacity of RC deep beams using genetic-simulated annealing, *Archives of Civil and Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 3, pp. 354-369, 2013.
- [9] H. Tagawa, M. Ohsaki, A Continuous Topology Transition Model For Shape Optimization of Plane Trusses With Uniform Cross-sectional

- Area, In: *Proc. 3rd world congress of structural and multidisciplinary optimization*, 1999.
- [10] P. Abasi Dezfooli, Comparison of Simulated Annealing Algorithm with Genetic Algorithm in Determining Optimum Mixing Plan of Self Dense Concrete, *Proceedings of The First National Conference on Development of Civil Engineering, Architecture and Mechanics*, Gorgan, Iran, July 12-14, 2014. (in Persian فارسی)
- [11] M. Moonesan, *Handbook of Naval Architecture Engineering*, 1st Eddition, pp. 58-92, Research Center Publication Center, 2012. (in Persian فارسی)
- [12] J. L. L. Meriam, G. Kraige, *Engineering Mechanics Dynamics*, 7th Edition, New York: Wiley, 2013.
- [13] J. E. Bringas, *Handbook of Comparative World Steel Standards*, Third Edition, Conshohocken: ASTM International, 2004.
- [14] S. RAO. Singiresu, *The Finite Element Method in Engineering*, 4th Edition, Elsevier Science & Technology Books, 2004.
- [15] M. R Foroozan, M. R Niroomand, *New Methods Optimization*, 1st Eddition, pp. 28-42, Jahad Daneshgahi in Isfahan University of Technology Publication Center, 2009. (in Persian فارسی)
- [16] R. T. Haftka, Z. Gurdal, *Elements of Structural Optimization*, 3rd Eddition, pp. 1-20, (Translated by M.H. Abolbashari), Ferdooosi University Publication Center, 2003. (in Persian فارسی)
- [17] M. Kripka, Discrete Optimization of Trusses By Simulated Annealing, *J. of the Braz. Soc. of Mech. Sci. & Eng*, Vol. 26, No. 2, p.p 170-173, 2004.
- [18] A. J. M. Ferreira, *MATLAB Codes for Finite Element Analysis*, Ontario: Springer, 2008.
- [19] Y. S. Tarng, H. L. Tsai, SS. Yeh, Modeling Optimization and Classification of Weld Quality In Tungsten Inert Gas Welding, *Int. J. Machine Tools & Manufacture*, Vol. 39, No. 9, p.p 1427-1438, 1999.

پی نوشت

-
1. Launcher
 2. Ares 1
 3. plate girders
 4. rolled sections
 5. flat plates
 6. corrugated plates
 7. sheets
 8. stiffness
 9. simulated annealing
 10. Monte Carlo
 11. Metropolis
 12. Surge
 13. Sway
 14. Heave
 15. Roll
 16. Pitch
 17. Yaw
 18. Scud B
 19. space frame element
 20. Kirkpatrick