

## تحلیل بالستیک داخلی و بهینه‌سازی یک پرتابه حامل

### تحت تنش‌های داخلی لوله پرتابگر

مهدی نصرآ... زاده<sup>۱</sup>، اسماعیل لالی<sup>۲</sup>، جعفر روشنی‌یان<sup>۳</sup>، رضا ابراهیمی<sup>۴</sup>

دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه جامع امام حسین (ع)

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

(تاریخ دریافت: ۹۱/۰۳/۲۰؛ تاریخ پذیرش: ۹۲/۰۸/۲۵)

#### چکیده

در مقاله حاضر به مطالعه رفتاری، طراحی، تحلیل و بهینه‌سازی پرتابه حامل یک بار هدف، از زمان بارگذاری در لوله پرتابگر تا زمان خروج آن از دهانه پرداخته شده که برای انجام آن، ابتدا به تحلیل بالستیکی پرتابه درون لوله پرتابگر پرداخته شده و نمودارهای فشار-زمان، سرعت دهانه و بیشترین شتاب وارده بر پرتابه به دست آورده شده است (سرعت دهانه پارامتر مورد نیاز به عنوان ورودی در بخش مسیر است). سپس به تحلیل تنش سازه پرتابه در داخل لوله پرتابگر بر مبنای بیشترین شتاب وارده بر آن، به دست آمده از بخش بالستیک داخلی پرداخته شده و کمترین ضخامت پوسته، به طوری که سازه پرتابه بر مبنای معیار مورد نظر دچار شکست نگردد، به دست آورده شده است. در مرحله بعد، تعامل مناسبی بین مراحل اول و دوم ایجاد و سیکل طراحی برای یک بار بسته شده است. در نهایت نیز با بهینه‌سازی سیکل طراحی بسته شده بر اساس کمینه‌سازی وزن سازه پرتابه با دو روش گام به گام و الگوریتم ژنتیک، وزن مناسب مجموعه پرتابه به همراه بار هدف درون آن، برای یک بار هدف مشخص با وزن معلوم به دست آورده شده است.

**واژه‌های کلیدی:** بالستیک داخلی، تحلیل سازه‌ای، حل عددی، بهینه‌سازی چندموضوعی، الگوریتم ژنتیک

## Analysis and Optimization for a Projectile under Stresses of Gun During Interior Ballistics

M. Nasrollahzadeh, E. Laali  
Imam Hossein University

J. Roshanian, R. Ebrahimi  
Aerospace Engineering Department  
K.N. Toosi University of Technology

(Received: 09 June, 2012; Accepted: 16 November, 2013)

#### ABSTRACT

In this article, it is attempted to present a study of the design, analysis and optimization of a projectile carrying a payload from the moment of loading until final release. Thus the study consists of the following:

First of all, the ballistics of the projectile must be solved and then diagrams of pressure-time and speed of the barrel and the maximum acceleration exerted on the projectile must be considered. The barrel speed is the required parameter in the trajectory section and to analyze the structural section the maximum acceleration is considered. Next, the structure of the projectile in the shell is considered in terms of stress based on the maximum speed gained from the internal ballistics. Also, the minimum thickness of the shell is assessed considering that the structure of the projectile should not fail. In the next step it is attempted to strike a relative balance between the first two sections and finish the design cycle. Finally, the optimization of the design cycle in terms of the weight and thickness of the projectile is considered.

**Keywords:** Interior Ballistic, Structural Analysis, Multidisciplinary Design Optimization

۱- کارشناس ارشد

۲- کارشناس ارشد

۳- استاد (نویسنده پاسخگو): roshanian@kntu.ac.ir

۴- دانشیار

## ۱- مقدمه

روش‌های مختلفی برای محاسبه الاستیک داخلی پرتابگرها در دنیا مورد استفاده قرار می‌گیرد. این روش‌ها، از روش‌های تقریباً ساده با حجم محاسبات کم و حجم کم داده‌های ورودی برای محاسبه منحنی فشار- زمان و فشار- جابه‌جایی در سال ۱۹۳۴ شروع شده و به روش‌های ترمودینامیکی و سپس هیدروترمودینامیکی یا همان روش‌های تحلیل فازی ختم می‌شود، که سخت‌ترین آن، مدل‌سازی الاستیک داخلی به‌روش دو فازی در دوبعد و سه‌بعد است [۱]. هر اندازه که از روش‌های تجربی به سمت روش‌های هیدروترمودینامیکی رفته می‌شود، بر پیچیدگی و حجم محاسبات در مدل‌سازی افزوده شده و در ازای آن، خطای محاسبات در به‌دست آوردن منحنی‌های الاستیکی کمتر می‌شود. اما برای ایجاد یک نرم‌افزار مناسب، می‌بایست یک روش بهینه از بین روش‌های الاستیک داخلی انتخاب کرد که هم از درصد خطای کمتری برخوردار باشد و هم اینکه دارای حجم محاسبات مناسب و تعداد داده‌های ورودی متعادل برای استفاده کاربر باشد. با انتخاب روش بهینه و ایجاد یک رابط گرافیکی مناسب، جهت گرفتن خروجی‌های مختلف و ترسیم منحنی‌های الاستیکی مناسب، کمک شایانی در ایجاد یک آزمایشگاه الاستیک داخلی مجازی، برای کاربر و صنعت می‌باشد، چرا که در عمل آزمایشگاه‌های الاستیک داخلی بسیار پرهزینه و پر خطر می‌باشد. اولین اندازه‌گیری حداکثر فشار در الاستیک داخلی توسط نوبل در سال ۱۸۶۰ انجام گرفت. از سال ۱۹۳۰ به بعد به‌دلیل تکمیل شدن دستگاه ثبت‌کننده فشار پیزوالکتریک<sup>۱</sup> تغییر زیادی در بینش علم الاستیک به‌وجود آمد که این دستگاه اولین بار توسط جی. تامسون<sup>۲</sup> ساخته شد. از سال ۱۹۵۰ میلادی به بعد که پیزوگیج‌ها توسعه یافتند، امکان ثبت نمودار فشار- زمان به‌طور مستقیم امکان‌پذیر گردید. حل تحلیلی و تقریباً دقیق معادلات با روشی به‌نسبت ساده، ابتدا توسط چاربنیر<sup>۳</sup> انجام شد [۱]. از دهه ۱۹۷۰ میلادی انجام محاسبات عددی الاستیک داخلی باروی کار آمدن کامپیوترها امکان‌پذیر شد. کریر<sup>۴</sup> و همکارانش پس از ارائه مدل‌های عددی تحلیل صفر بعدی الاستیک داخلی، در سال ۱۹۷۸ به ارائه مدل دوفازی در یک‌بعد پرداختند [۲].

اندرسون و جکسون<sup>۵</sup>، معادلات چندفازی را از طریق روش میانگین استخراج نمودند [۳]. مدل یک‌بعد احتراق گرین جامد توسط گاگ<sup>۶</sup> در سال ۱۹۷۸ میلادی ارائه گردید که توانست معادلات بقاء را استخراج و مدل دوبعدی را توسعه بخشد [۴]. همچنین توانست تنش بین‌دانه‌ای را نیز مدل کند [۵] و با استفاده از نتایج آزمایشگاهی به تعیین انتقال گرمای بین فازها بپردازد [۶]. مدل سه‌بعدی الاستیک داخلی با استفاده از معادلات بقاء توسط ناسکا<sup>۷</sup> انجام گرفت [۷]. از مطالب بیان شده می‌توان این نتیجه را گرفت که مدل‌سازی فرایند سیکل الاستیک داخلی بر اساس میزان در نظر گرفتن جزئیات، گستره وسیعی را شامل می‌شود. مدل ترمودینامیکی یا صفر بعدی، به‌عنوان ساده‌ترین مدل در این گستره می‌باشد [۸] که از طریق دیدگاه لاگرانژین و بر اساس روابط ترمودینامیکی بسط داده می‌شود [۹]. در سطح بعدی، مدل یک‌بعدی قرار دارد که تغییرات پارامترها را در راستای محور لوله مورد بررسی قرار می‌دهد [۹ و ۱۰]. در سطوح بعدی مدل‌های دوبعدی و سه‌بعدی قرار دارند [۱۱]. بدین ترتیب، مدل‌های متفاوت الاستیک داخلی وجود خواهد داشت که در میان این مدل‌ها، همان‌طور که پیش از این نیز بیان گردید، مدلی که با کمترین چالش، مسئله مورد نظر را حل کند، مناسب‌ترین مدل خواهد بود.

برای شروع، ابتدا لوله پرتابگر شامل دو بخش اساسی در نظر گرفته می‌شود: ۱- محفظه احتراق، ۲- بخش خان‌کشی شده لوله پرتابگر.

هنگامی که چاشنی در محفظه احتراق عمل می‌کند، سوخت جامد تبدیل به گاز شده و به‌دلیل اختلاف انرژی پیوندی بین حالت جامد و گاز، دمای بالایی تولید شده و انتشار و تماس این گازها با دمای بالا با دانه‌های سوخت اصلی سبب اشتعال می‌گردد. وظیفه اشتعال گازهای اصلی با چاشنی است که عبارت است از یک بسته کک سوخت جامد که سرعت سوزش بالایی دارد [۱۲]. پدیده انتشار شعله و چاشنی در سوخت و چگونگی عملکرد آن، پیچیدگی‌های زیادی دارد که در این بررسی از مدل کردن آن صرف‌نظر شده است و تنها فرض بر آن است که دانه‌های سوخت اصلی هم‌زمان در تمام سطح به‌صورت ناگهانی شروع به سوختن و سوزش می‌کنند. با سوزش دانه‌های سوخت، گازهای داغی تولید

5- Anderson and Jacson

6- Gough

7- Nusca

1- Piezoelectric Pressure Gage

2- J. Thomson

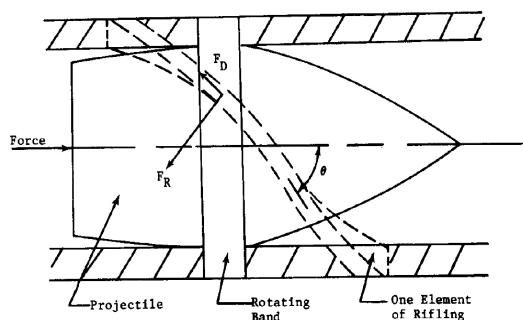
3- Charbonnier

4- Krier

جدول (۱): توزیع انرژی در پرتابگر کالیبر متوسط [۱۲].

میزان	توزیع انرژی
٪۳۲	انرژی انتقالی به پرتابه
٪۰.۱۴	انرژی چرخشی پرتابه
٪۲.۱۷	افت به دلیل اصطکاک
٪۳۴.۳۱	کل انرژی بر پرتابه (سطح زیر منحنی فشار- جابه‌جایی)
٪۰.۱۲	انرژی انتقالی به سامانه
٪۳.۱۴	انرژی جنبشی گازها
٪۲۰.۱۷	انتقال حرارت به لوله پرتابگر و پرتابه
٪۴۲.۲۶	انرژی همراه گازهای خروجی از دهانه
٪۱۰۰	جمع کل

یک مدل ساده برای فرایند خان‌کشی کمربند مسی بدین صورت است که ابتدا، یک نیروی اولیه جهت شروع خان‌کشی لازم است. سپس تا پایان خان‌کشی نیروی لازم برای خان‌کشی افزایش می‌یابد و آنگاه با شروع حرکت به تدریج نیروی پرسی خان‌ها کاهش می‌یابد. این نیرو علاوه بر نیروی اصطکاکی خان با لوله است. در شکل ۱ دیگرام نیروهای وارد بر پرتابه ملاحظه می‌شود [۱۲]:



شکل (۱): دیگرام نیروهای وارد بر پرتابه [۱۲].

$$F_D(t) = C_f \cdot F_R + F'_D(t). \quad (1)$$

که در آن،  $C_f$  ضریب اصطکاک،  $F_R$  مؤلفه عمودی نیرو از طرف خان به کمربند مسی،  $F'_D$  مقاومت پرسی خان و  $F_D$  کل نیروی اصطکاکی خان است (شکل ۱). همچنین  $F'_D$  به صورت زیر قابل محاسب خواهد بود:

$$\begin{cases} F'_D = 0 & S_p \leq 0 \\ F'_D = Z_0 + Z_u \cdot \delta \cdot P_E \cdot S_p(t) & 0 \leq S_p \leq W_{OB} \\ F'_D = F_{Dmax} - Z_d \cdot \delta \cdot P_E (S_p(t) - W_{OB}) & S_p \geq 0 \end{cases} \quad (2)$$

می‌شود که شروع به انبساط می‌کنند، ولی چون حرکت ابتدایی پرتابه به علت خان‌کشی کمربند مسی به سختی انجام می‌شود، بنابراین تولید گاز در یک حجم ثابت موجب افزایش ناگهانی فشار در محفظه احتراق می‌گردد. به تدریج کمربند مسی در اثر نیروی پشت پرتابه خان‌کشی می‌شود. در ابتدای حرکت پرتابه، چون سرعت پرتابه کم است، افزایش حجم فضای پشت پرتابه ناچیز است و جابجایی نرخ تولید گاز نمی‌باشد (به‌ویژه که نرخ تولید گاز به دلیل بالا بودن فشار زیاد است) و فشار همچنان افزایش می‌یابد، ولی با افزایش سرعت پرتابه و افزایش حجم، فشار پس از رسیدن به مقدار حداکثر، شروع به کاهش می‌کند. لازم به ذکر است که کاهش فشار به معنی کاهش نرخ تولید گاز می‌باشد و افزایش فضای پشت پرتابه به معنی افزایش سطح انتقال حرارت است، همچنین افزایش نرخ انتقال حرارت نیز عامل کاهش دماست که سبب کاهش فشار گاز خواهد شد [۱۲].

معمولاً فشار حداکثر در فاصله کوتاهی از حرکت پرتابه اتفاق می‌افتد. به عنوان مثال، در یک پرتابگر کالیبر ۱۵۵ میلی‌متری حداکثر فشار در ۱۱٪ طول بخش خان‌کشی شده اتفاق می‌افتد. همچنین فشار گازها هنگام خروج پرتابه از دهانه، ۱۰ تا ۳۰ درصد از فشار حداکثر است [۱۳]. در یک فرایند پرتاب، انرژی شیمیایی سوخت به صورت انرژی‌های دیگری تبدیل می‌شود. بخش مفید این انرژی به صورت انرژی انتقالی پرتابه ظاهر می‌شود. یک بخش دیگر از آن، صرف دوران پرتابه می‌شود که برای ایجاد پایداری پرتابه در پرتابه‌های با پایداری چرخشی مورد استفاده قرار می‌گیرد. بخش دیگر نیز به صورت اصطکاک و انرژی تغییر فرم کمربند مسی هدر می‌رود. انرژی حرکتی گازها نیز بخشی دیگر از انرژی را به خود اختصاص می‌دهد. همچنین حرارت دفع شده از بدنه لوله و همچنین ذخیره شده در لوله نیز از انرژی شیمیایی سوخت مشتق می‌شود. بخش اصلی انرژی شیمیایی سوخت به صورت انرژی موجود در گازهای خروجی از دهانه لوله هدر می‌رود. جدول ۱ بیانگر نمونه‌ای از ترکیب توزیع این انرژی‌ها در یک پرتابگر کالیبر متوسط است.

## ۲- تئوری بالستیک داخلی و دینامیک پرتابه

پرتابه‌های مربوط به لوله‌های خان‌دار دارای یک کمربند مسی هستند که در ابتدای حرکت پرتابه در اثر فشار پشت پرتابه توسط خان لوله، خان‌کشی می‌شوند. وظیفه کمربند مسی، آب‌بندی گاز، هم‌محور کردن پرتابه با لوله و دوران پرتابه می‌باشد.

و با انتگرال گیری از سرعت، جابه‌جایی پرتابه در لوله به‌دست خواهد آمد:

$$\frac{dS_p(t)}{dt} = v_p(t). \quad (9)$$

در این قسمت، برای حل بالستیک داخلی پرتابه در پرتابگر از مدل رسال پیشرفته (اصلاح‌شده) استفاده می‌شود که مسئله را به‌صورت یک‌بعد در طول لوله و سوخت را در دو فاز جامد-گاز مدل‌سازی می‌کند.

برای شروع، از معادله حالت Noble-Abel استفاده می‌شود که در مرجع [۱۲] ذکر شده است:

$$P_A(t) \cdot \left[ \frac{1}{\rho_g} - \eta \right] = \frac{\lambda \cdot T(t)}{T_0}, \quad (10)$$

که در آن،  $\rho_g$  چگالی گاز،  $\eta$  پارامتر هم‌حجم<sup>۱</sup>،  $P_A$  فشار متوسط گاز،  $\lambda$  پارامتر نیروی محرک<sup>۲</sup>،  $T_0$  دمای شعله ایزنتروپیک و  $T(t)$  دمای گاز می‌باشد. انرژی شیمیایی آزاد شده در اثر سوخت سوختی که جرم اولیه آن  $C$  بوده و نسبت  $Z(t)$  از آن سوخته شده و انرژی بر واحد جرم آن  $Q_{ex}$  است، برابر است با:

$$E = C \cdot Q_{ex} \cdot Z(t), \quad (11)$$

که بخشی از این انرژی به‌صورت انرژی داخلی گاز و بخشی دیگر به‌صورت انرژی جنبشی پرتابه و ذرات سوخت در آمده است:

$$E = C \cdot Q_{ex} \cdot Z(t) = C_v \cdot T(t) \cdot C \cdot Z(t) + \frac{M_E(t)}{2} v_p^2(t), \quad (12)$$

در معادله فوق که به معادله رسال مشهور است،  $M_E(t)$  جرم مؤثر،  $v_p(t)$  سرعت پرتابه،  $T(t)$  دمای گاز و  $C_v$  ظرفیت ویژه حرارتی در حجم ثابت می‌باشد. در ضمن  $C \cdot Z(t)$  برابر با جرم گازهای تولید شده و یا همان سوخت سوخته شده می‌باشد.

$$M_E(t) = W_p + \frac{C \cdot Z(t)}{3}. \quad (13)$$

همچنین جرم و حجم گاز برابر است با:

$$M_g(t) = C \cdot Z(t), \quad (14)$$

$$V_g(t) = V_c(t) - \frac{C}{\rho_s} (1 - Z(t))$$

که در آن،  $V_c(t)$  فضای پشت پرتابه و  $\rho_s$  چگالی سوخت جامد است.

$$V_c(t) = V_{comb} + A_s \cdot S_p(t), \quad (15)$$

که در آن،  $S_p$  مقدار حرکت پرتابه در لوله،  $W_{OB}$  عرض کمربند مسی و  $Z_0, Z_u, Z_d, F_{D_{max}}$  ثوابت تجربی هستند.  $P_E$  طولی از کمربند مسی است که خان کشی می‌شود و برابر با  $n \times b$  است که در آن،  $n$  تعداد خان و  $b$  عرض خان است.  $\delta$  هم عمق خان کشی می‌باشد. بنابراین،  $(\delta \cdot P_E \cdot S_p(t))$  حجم ماده برداشته شده از کمربند مسی می‌باشد.

اگر شتاب انتقالی پرتابه  $a$  و شتاب دورانی آن  $\dot{\omega}$  باشد، آنگاه رابطه (۳) به‌صورت زیر است: ( $\theta$  زاویه خان است)

$$k = \frac{\tan \theta}{R'} = \frac{\dot{\omega}}{a}. \quad (3)$$

برایند نیروها در جهت انتقالی موجب شتاب انتقالی می‌شود که با توجه به شکل ۱ رابطه (۴) به‌صورت زیر می‌باشد:

$$a(t) \cdot W_p = P_B(t) A_s - F_R \sin \theta - F_D(t) \cos \theta \quad (4)$$

و برایند گشتاورها موجب شتاب دورانی می‌شود:

$$I \cdot \dot{\omega} = I \cdot k \cdot a(t) = R' [F_R \cos \theta - F_D(t) \sin \theta], \quad (5)$$

که در آن،  $P_B(t)$  فشار پشت پرتابه،  $A_s$  سطح تحت فشار پرتابه،  $W_p$  جرم پرتابه،  $I$  ممان اینرسی و  $R'$  شعاع اثر نیروهاست.

اگر در دو معادله (۴) و (۵) مقدار  $F_R$  از معادله (۱) جایگزین شود، و این دو معادله برحسب  $F_D$  مرتب شود:

$$F_D(t) = \frac{P_B(t) A_s + \frac{1}{C_f} F_D'(t) \sin \theta - a(t) \cdot W_p}{\frac{1}{C_f} \sin \theta + \cos \theta} \quad (6)$$

$$= \frac{I \cdot k \cdot a(t) + R' \frac{1}{C_f} F_D'(t) \cos \theta}{R' \left( \frac{1}{C_f} \cos \theta - \sin \theta \right)}$$

حال اگر معادله بالا برحسب  $a$  مرتب شود [۱۴]:

$$a(t) = \frac{R'}{R' \cdot W_p (\cos \theta - C_f \sin \theta) + I \cdot k (\sin \theta + C_f \cos \theta)} \times (P_B(t) \cdot A_s (\cos \theta - C_f \sin \theta) + F_D'(t)) \quad (7)$$

$$\left( \cos^2 \theta - \frac{1}{R'} \sin^2 \theta + \frac{1}{C_f} \sin \theta \cos \theta \right).$$

که برابر با شتاب پرتابه در پرتابگر تا هنگام خارج شدن آن از دهانه می‌باشد. با انتگرال گیری از شتاب، سرعت پرتابه در لوله برحسب زمان به‌دست می‌آید (با شرط اولیه  $v_0 = 0$ ):

$$\frac{dv_p(t)}{dt} = a(t). \quad (8)$$

1- Co Volume

2-Impetus

که ترم داخل پرتابه معادل انرژی جنبشی و  $\beta_0$  ضریبی است که این نسبت را برقرار می‌سازد (برای یک پرتابه با کالیبر متوسط حدود ۰/۱۷ و برای کالیبر بزرگ‌تر، کمتر و برای کالیبر کوچک، بیشتر است) [۱۲]. همچنین انرژی جنبشی پرتابه و گاز به صورت زیر محاسبه می‌گردند:

$$E_2 = \left( \frac{1}{2} W_p \cdot v_p^2(t) \right) \quad (24)$$

$$E_3 = \left( \frac{1}{2} \cdot \frac{C \cdot Z(t)}{3} \cdot v_p^2(t) \right).$$

اگر تمام انرژی سوخت تبدیل به انرژی محسوس گردد، تولید حرارت  $T_0$  می‌نماید (دمای شعله ایزنتروپیک)، ولی چون بخشی از انرژی شیمیایی سوخت تبدیل به  $E_1, E_2, E_3$  شده است، بنابراین دمای ایجاد شده  $T$  کوچک‌تر از  $T_0$  خواهد بود و بنابراین:

$$E_1 + E_2 + E_3 = C \cdot Z(t) \cdot C_v (T_0 - T). \quad (25)$$

با جایگذاری معادلات (۲۳) و (۲۴) در معادله (۲۵) و همچنین انجام ساده‌سازی معادله (۲۶) به صورت زیر خواهد بود:

$$C \cdot Z(t) \cdot C_v \cdot T_0 \left( 1 - \frac{T(t)}{T_0} \right) = \frac{1 + \beta_0}{2} M_E(t) v_p^2(t) \quad (26)$$

با توجه به تعریف ثابت نیرویی ویژه ( $\lambda$ ):

$$\gamma - 1 = \frac{R}{C_v} = \frac{\lambda}{C_v \cdot T_0}, \quad (27)$$

که با جایگزینی آن در معادله (۲۶) معادله (۲۸) به شرح زیر است:

$$C \cdot Z(t) \cdot \lambda \left( 1 - \frac{T(t)}{T_0} \right) = (\gamma - 1) (1 + \beta_0) M_E(t) \frac{v_p^2(t)}{2} \quad (28)$$

حال با استفاده از معادله (۱۷) و (۲۶) فشار متوسط به صورت زیر به دست می‌آید [۱۳]:

$$P_A(t) = \frac{\lambda \cdot C \cdot Z(t) - (\gamma - 1) (1 + \beta_0) M_E(t) \frac{v_p^2(t)}{2}}{V_c(t) - c \left[ \frac{1}{\rho_s} + Z(t) \left( \eta - \frac{1}{\rho_s} \right) \right]}. \quad (29)$$

### ۳- حل معادلات و اعتبارسنجی کد

حال می‌توان سه معادله دیفرانسیل (۸، ۹ و ۲۰) را با توجه به معادلات (۷، ۲۲ و ۲۹) و با شرایط اولیه شتاب، سرعت و جابه‌جایی اولیه صفر با روش رانگ کوتا مرتبه چهارم و به صورت عددی حل نمود. برای اعتبارسنجی، کد نوشته شده از مرجع [۱۲] که مشابه مسئله مورد بحث را برای یک پرتابه پرتاب شونده از پرتابگر ۱۷۵ میلی‌متری حل و با دیگر نتایج موجود مقایسه کرده، استفاده شده که نتایج آن در جدول ۲ آورده شده است.

که در آن،  $V_{comb}$  حجم محفظه احتراق،  $A_s$  سطح مقطع بخش خان‌دار لوله و  $S_p(t)$  مقدار حرکت پرتابه در لوله می‌باشد. با توجه به رابطه (۱۴) رابطه (۱۶) به شرح زیر می‌باشد:

$$\rho_g(t) = \frac{M_g(t)}{V_g(t)} = \frac{C \cdot Z(t)}{V_c(t) - \frac{C}{\rho_s} (1 - Z(t))} \quad (16)$$

با جایگذاری معادله (۱۶) در معادله (۱۰)، رابطه (۱۷) به شرح زیر می‌باشد:

$$P_A(t) = \frac{\lambda \cdot C \cdot Z(t) \frac{T(t)}{T_0}}{V_c(t) - c \left[ \frac{1}{\rho_s} + Z(t) \left( \eta - \frac{1}{\rho_s} \right) \right]} \quad (17)$$

در این مدل نرخ سوزش به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\frac{de(t)}{dt} = \beta (P_A(t))^n, \quad (18)$$

که در آن،  $\beta$  و  $n$  ضرایب ثابت و تجربی هستند. با دقت در تعاریف نرخ سوزش و نرخ نسبت سوخته شده از سوخت می‌توان نوشت:

$$\frac{dz(t)}{dt} = \frac{\rho_c \cdot A}{C} \frac{de(t)}{dt} = \frac{A}{A_a} \cdot \frac{\rho_c \cdot A_a}{C} \cdot \frac{de(t)}{dt}, \quad (19)$$

که در آن،  $A$  سطح تحت سوزش،  $A_a$  سطح اولیه دانه و نسبت  $\frac{A}{A_a}$  همان تابع شکل یعنی  $\varphi(z)$  است که با جایگذاری آن در معادله (۱۷) و همچنین استفاده از معادله (۱۶) رابطه (۲۰) به شرح زیر است:

$$\frac{dz(t)}{dt} = \frac{A}{A_a} \frac{\rho_c \cdot A_a}{C} \cdot \beta (P_A(t))^n = B_a \cdot \varphi(z) \cdot (P_A)^n \quad (20)$$

که در آن،  $B_a$  ضریب اشتعال خرج نامیده می‌شود و برابر خواهد بود با:

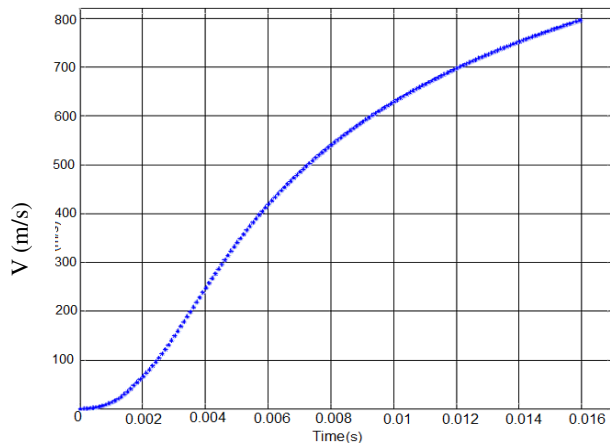
$$B_a = \frac{\rho_c \cdot A_a}{C} \cdot \beta. \quad (21)$$

همچنین رابطه بین  $P_B$  و  $P_A$  در مرجع [۱۵] به صورت زیر بیان شده است:

$$\frac{P_A(t)}{P_B(t)} = 1 + \frac{C}{2 \cdot W_p}. \quad (22)$$

در این مدل، انتقال حرارت به لوله و پرتابه به صورت نسبی از انرژی جنبشی (گاز و پرتابه) در نظر گرفته می‌شود.

$$E_1 = \beta_0 \left( \frac{1}{2} M_E(t) v_p^2(t) \right), \quad (23)$$



شکل (۳): نمودار سرعت- زمان.

#### ۴- تحلیل تنش سازه پرتابه در داخل لوله پرتابگر

بعد از استخراج بیشترین شتاب وارده بر پرتابه در طی حرکت آن در لوله پرتابگر، تا لحظه خروج از دهانه، می‌بایست بررسی نمود که آیا این شتاب وارده بر پرتابه، از منظر سازه‌ای برای پرتابه مشکل‌ساز خواهد شد یا نه؟

برای این کار با استفاده از نرم‌افزار Solidwork مدل‌سازی اولیه پرتابه انجام گردید (شکل ۴). سپس در نرم‌افزار MSC Patran به صورت دستی شبکه‌بندی گردید (المان Solid) که در نهایت منجر به ایجاد ۱۴۰۰ المان گردید. آشکار است که ذات مسئله دینامیکی می‌باشد که با استفاده از اصل دالامبر می‌توان این مسئله دینامیکی را به روش استاتیکی تحلیل نمود، به این صورت که چون در عمل پرتابه در لوله پرتابگر حرکت می‌کند و هیچ‌گونه قید فیکس کننده‌ای وجود ندارد، بنابراین می‌بایست شتاب وارده را به صورت یک نیروی اینرسی و از سر پرتابه به سمت انتهای آن اعمال کرد که مشخصه این کار آن است که به دلیل بیشتر شدن جرم، در حرکت از سر پرتابه به سمت انتهای آن، نیروی اینرسی وارد بر آن نیز متناسب با جرم بیشتر خواهد شد که در واقع، همان اصل دالامبر برای حل مسئله دینامیکی به روش استاتیکی خواهد بود.



شکل (۴): مدل ایجادشده از پوسته پرتابه.

#### جدول (۲): اعتبارسنجی کد نوشته شده.

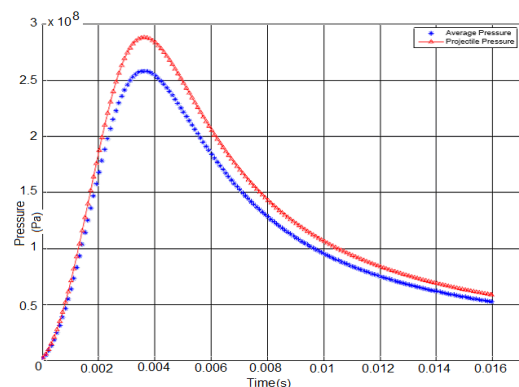
مقاله حاضر	Heppner	Calspn	Krier	
۳۰۳۲	۲۹۳۳	۲۸۵۲	۳۲۳۲	بیشترین فشار پشت پرتابه (Mpa)
۹۰۶	۹۱۴	۹۰۸	۹۱۳	سرعت دهانه (m/s)
۱۸/۳	۱۹/۴	۱۹/۱	۱۸/۳	زمان خروج پرتابه (ms)

پس از اعتبارسنجی کد نوشته شده، نتایج برای مسئله مورد بحث استخراج شده‌اند که در جدول ۳ قابل مشاهده می‌باشد.

#### جدول (۳): خروجی‌های موردنظر گرفته شده از کد.

خروجی	پارامتر
۳۴	جرم پرتابه (Kg)
۲۸۸۳	بیشترین فشار پشت پرتابه (Mpa)
۷۹۶	سرعت دهانه (m/s)
۹۹۵۰۴	بیشترین شتاب ( $m/s^2$ )
۱۶/۰	زمان خروج پرتابه (ms)

لازم به ذکر است که از بین پارامترهای بیان شده، وزن و سرعت دهانه به عنوان ورودی در قسمت مسیر و بیشترین شتاب وارده به عنوان پارامتر تعیین کننده ضخامت پرتابه (قید در قسمت بهینه‌سازی) در قسمت سازه مورد استفاده قرار می‌گیرند. در ادامه نمودارهای فشار- زمان و سرعت- زمان در شکل‌های ۲ و ۳ آورده شده است.



شکل (۲): نمودار فشار- زمان (متوسط - پشت پرتابه).

۱- ابتدا برنامه بالستیک داخلی که به زبان c نوشته شده است یکبار اجرا شده و بیشترین شتاب وارده بر پرتابه را به دست آورده و به صورت یک داده در یک فایل با فرمت txt ذخیره می‌نماید.

۲- در مرحله بعد، کدی که در نرم‌افزار Matlab نوشته شده است فایل bdf (ورودی پترن) را که همان مدل‌سازی مسئله در قسمت سازه و در محیط پترن<sup>۲</sup> می‌باشد را یکبار خوانده و شتاب به دست آمده از قسمت بالستیک داخلی را در فایل bdf قرار می‌دهد و در نهایت یک فایل bdf جدید می‌سازد.

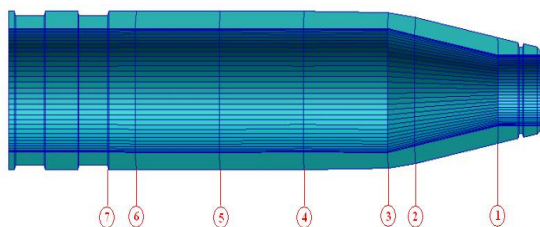
۳- در ادامه می‌بایست مدل ایجاد شده را که در نرم‌افزار پترن به صورت دستی مش‌بندی شده و شرایط مرزی روی آن اعمال گشته را توسط نرم‌افزار تحلیلی نسترن به صورت عددی و از روش المان محدود حل کرد که دستورات این کار در یک کد m فایل در نرم‌افزار Matlab انجام می‌پذیرد.

۴- در انتها نیز کد m دیگری در نرم‌افزار Matlab فایل خروجی و نتایج نرم‌افزار تحلیلی نسترن را که به صورت یک فایل F06 (خروجی پترن) می‌باشد را خوانده و از آن مقدار تنش ون مایسس را در هفت مقطع از پیش تعیین شده استخراج و با تنش تسلیم فولاد پوسته مقایسه و شکست و یا عدم شکست پوسته را مشخص می‌نماید.

سپس می‌بایست به بهینه‌سازی سیکل طراحی بسته شده بر اساس کمینه‌سازی وزن سازه پرتابه پرداخت. از اینجا به بعد است که دشواری‌های کار نمایان خواهد شد، زیرا می‌بایست مراحل بیان شده به صورت اتوماتیک انجام پذیرد و هیچ‌کاری به صورت دستی انجام نشود. در این صورت، انجام یک سری از امور اجتناب‌ناپذیر خواهد شد که به ذکر یک عنوان به صورت مثال بسنده می‌شود.

#### ۶- المان‌بندی پرتابه به صورت اتوماتیک

بعد از مدل‌سازی پرتابه در Solidwork و فراخوانی در MSC Patran، از روی مدل موجود المان‌بندی در هفت مقطع از پرتابه انجام می‌شود (شکل ۶).

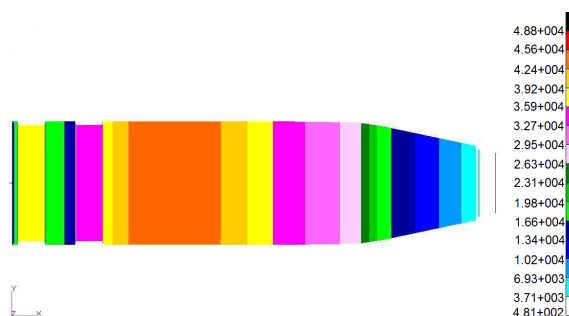


شکل (۶): مدل المان‌بندی شده.

حال می‌توان مسئله را در برنامه نسترن<sup>۱</sup> حل کرد و نتایج موردنظر را که همان تحلیل تنش می‌باشد، بر اساس معیار ون مایسس مشاهده نمود. مقدار تنش به دست آمده از اینجا در بیشترین مقدار خود نمی‌بایست از تنش تسلیم فولاد پوسته پرتابه بیشتر باشد. در جدول ۴ و شکل ۵ نتایج حل برای یک نمونه از پرتابه با یک جرم اولیه مشخص آورده شده است.

جدول (۴): مشخصات ورودی و نتایج حل برای پوسته.

جرم اولیه پرتابه	۳۴/۹۷ کیلوگرم (۷۵ پوند)
مشخصات فولاد انتخابی AISI 4130 Steel [۱۶]	چگالی: ۷/۸۵ gr/cc
	مدول الاستیسیته: ۲۰۵ Gpa
	نسبت پواسون: ۰/۲۹
بیشترین تنش بر اساس معیار ون مایسس	تنش تسلیم: ۴۳۵ Mpa
	۳۸۵ Mpa



Patran 2008 r1 31-Jul-11 19:34:38

Fringe: Untitled SC1 A1 : Static Subcase, Stress Tensor, Von Mises

#### شکل (۵): نمایش تحلیل تنش در MSC Patran

در نهایت خروجی این قسمت ارضاء قید ضخامت مناسب پوسته خواهد بود که توسط تحلیل تنشی که صورت می‌پذیرد انجام خواهد شد.

#### ۵- طراحی بهینه‌سازی وزن پرتابه با تعامل کد بالستیک داخلی و کد تحلیل تنش

در مقاله حاضر تاکنون دو بخش بالستیک داخلی و تحلیل تنش به طور مجزا بیان گردید که از خروجی هر کدام استفاده‌ای برده شد که در جای خود توضیح داده شدند. در ادامه، می‌بایست بین این دو مرحله یک تعامل مناسب ایجاد و سیکل طراحی را برای یک بار بست. برای این کار، در عمل مراحل زیر اتفاق خواهند افتاد.

۶- سپس تنش ون مایسس با تنش تسلیم فولاد مقایسه می‌گردد که مقدار به‌دست آمده از آن حتماً می‌بایست از تنش تسلیم فولاد کمتر باشد.

۷- در انتها نیز جرم کم شده از پوسته محاسبه و با ارائه جرم جدید به بالستیک داخلی روند کار را دوباره به جریان می‌اندازد.

مسئله مورد بحث به دو روش گام به گام و الگوریتم ژنتیک با هدف کمینه کردن وزن پرتابه با فرض وجود یک بار اولیه ثابت درون آن و قید سازه‌ای موجود از زمان پرتاب از پرتابگر تا زمان خروج آن از دهانه لوله پرتابگر مورد بهینه‌سازی قرار گرفته است.

الگوریتم ژنتیک، یک روش جستجو بر پایه سازوکار انتخاب طبیعی و ژنتیک است. این روش تکامل طبیعی را شبیه‌سازی می‌کند. بنابراین، نقاط طراحی متعدد برای رسیدن به یک بهینه کلی از جهت تکامل بررسی می‌شوند. مفیدترین مزیت الگوریتم ژنتیک آن است که متغیرهای طبیعی گسسته را به کار می‌برد، بنابراین کاربرد متغیرهای گسسته در الگوریتم ژنتیک ساده است [۱۷].

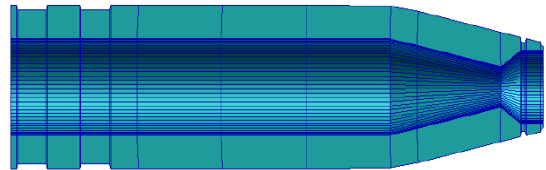
از طرف دیگر این روش در یافتن جواب‌های قابل قبول با سرعت مطلوبی عمل می‌نماید. از دیگر ویژگی‌های این روش عدم توقف در نقاط بهینه محلی، عدم نیاز به حدس اولیه و بررسی مجموعه‌ای از نقاط به جای یک نقطه در هر قدم می‌باشد که خواه ناخواه استفاده از آن را در مسائل مهندسی به‌ویژه هوافضا افزایش خواهد داد [۱۸].

روش گام به گام نیز یک روش ابتکاری در حل این مسئله می‌باشد، بدین صورت که ضخامت هر یک از مقاطع به‌طور جداگانه مورد محاسبه قرار گرفته و ضخامت مناسب هر مقطع به‌صورت مجزا در هر لوپ به‌دست می‌آید. سپس با دادن ضخامت‌های جدید به مجموعه بهینه‌ساز، نتایج در کنار هم دوباره مورد ارزیابی قرار می‌گیرند که به‌دلیل ایجاد تمرکز تنش در لبه‌های مقاطع، می‌بایست این روند تکرار گردد تا جایی که نتایج قابل قبول گردند. نتایج به‌دست آمده نشان از آن دارد که در

انتهای پرتابه به‌دلیل وجود بیشترین فشارها، شاهد بیشترین ضخامت پوسته بوده و هر چه از انتهای پرتابه به سمت سر آن پیش می‌رود، به تدریج از ضخامت پوسته کاسته می‌گردد. این نتیجه در عمل نیز اثبات شده، به این دلیل که در نمونه‌های تجربی نیز از این منطق برای ساخت این نوع از پرتابه‌ها استفاده می‌کنند [۱۹].

پس از انجام فرایند بهینه‌سازی از هر دو روش به جواب‌هایی نزدیک به هم رسیده شد که نشان از صحت روند کار دارد. نتایج به‌دست آمده در جدول ۵ قابل مشاهده می‌باشد. در انتها نیز، الگوریتم سیکل طراحی در شکل ۸ آورده شده است.

بعد از ایجاد المان‌ها در مقاطع آن را به تعداد ۱۰۰ المان در هر مقطع ریوالو<sup>۱</sup> کرده که در نهایت منجر به ایجاد ۱۴۰۰ المان گردید. این کار می‌بایست با یک نظم از پیش تعیین شده انجام گردد تا بتوان با یک کدنویسی مدل المان محدود پرتابه موردنظر را تولید کرد (شکل ۷).



شکل (۷): مدل فرضی ایجاد شده با تغییر شعاع در مقاطع.

نکته قابل ذکر آن است که تمام این کارها توسط کدهای نوشته شده در Matlab انجام و برای المان‌بندی دیگر از محیط نرم‌افزار MSC Patran استفاده نشده است.

مشابه مطالب بیان شده، در ارتباط با خواندن نتایج و مقدار عدد تنش ون مایسس از هفت مقطع مذکور و نیز محاسبه جرم کم شده از پوسته در فرایند بهینه‌سازی قابل بحث می‌باشد که به‌دلیل طولانی شدن Matlab از بیان آن صرف‌نظر می‌شود.

#### ۷- روند کار در قسمت بهینه‌سازی مسئله

با توجه به مطالب عنوان شده، الگوریتم انجام کار به‌صورت زیر خواهد بود:

۱- نخست باید هفت مقطع شعاع ورودی را در یک فایل متنی به‌عنوان ورودی به برنامه داد.

۲- سپس کد بالستیک داخلی یک‌بار اجرا شده و بیشترین شتاب وارده بر پرتابه را به‌دست می‌آورد.

۳- حال کد m. فایل، فایل bdf. را یک مرتبه خوانده و شتاب به‌دست آمده از قسمت بالستیک داخلی را در فایل bdf. قرار می‌دهد و در نهایت یک فایل bdf. جدید می‌سازد. (لازم به ذکر است در ساختن مدل جدید از هفت مقطع ورودی از فایل متنی داده شده استفاده خواهد شد).

۴- سپس برنامه MSC Nastran اجرا و خروجی حل را در یک فایل F06. ذخیره می‌کند.

۵- حال می‌بایست نتایج موجود را خوانده و بیشترین تنش به‌دست آمده از هر مقطع استخراج گردد که این کار توسط کد m. فایل دیگری انجام می‌پذیرد.



## ۸- نتیجه‌گیری

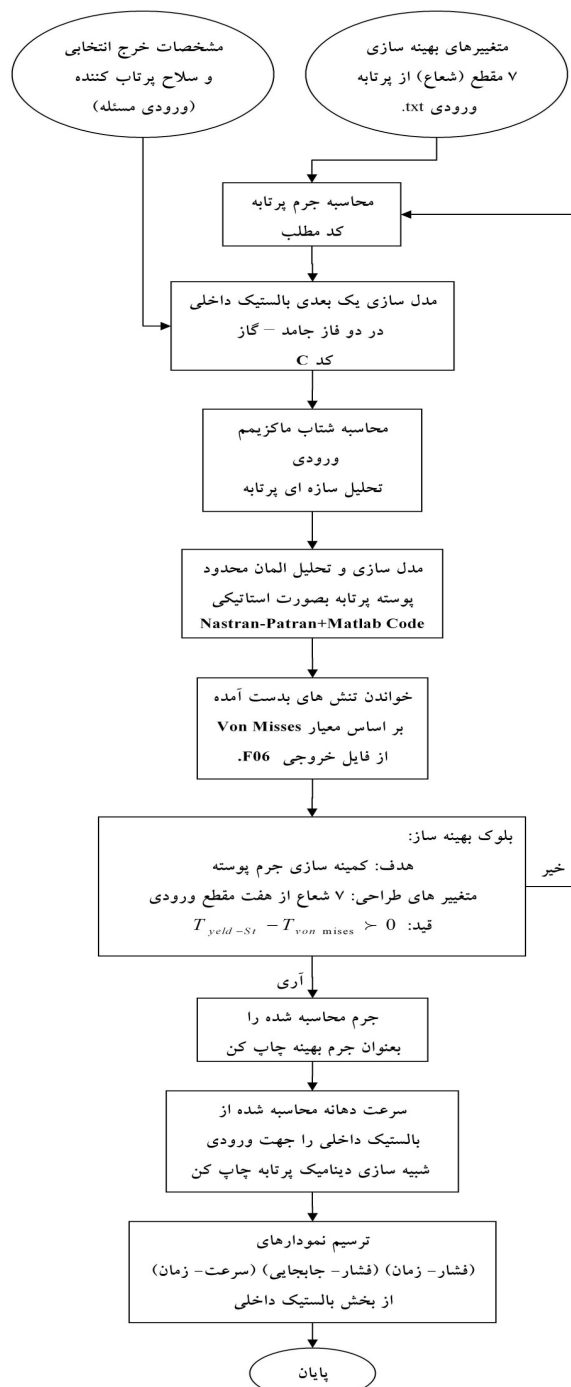
در مقاله حاضر به طراحی و بهینه‌سازی یک پرتابه، حامل یک بار مفید در طی سیکل بالستیک داخلی پرداخته شد که در آن، هدف کمینه کردن وزن پرتابه حامل، با اعمال تنش‌های حاکم بر مسئله به‌عنوان قید بود. برای به‌دست آوردن کمینه وزن از دو روش بهینه‌سازی گام به گام و الگوریتم ژنتیک استفاده گردید که در نهایت منجر به کاهش ۲۰ درصدی وزن پرتابه با همان بار پیلود و ارضاء قید سازه گردید. این Matlab در مواردی که برد حائز اهمیت است قابل بررسی می‌باشد، زیرا با کاهش حدود ۲۰ درصدی وزن پرتابه، علاوه بر کاهش هزینه در استفاده از مواد مصرفی، حدود ۵ درصد هم سرعت دهانه افزایش می‌یابد که نشان دهنده افزایش برد پرتابه در سیکل بالستیک خارجی می‌باشد.

## ۹- مراجع

1. Corner, J. "Theory of Interior Ballistics of Gun", Wiley, New York, 1950
2. Anderson, T.B. and Jackson, T. "Fluid Mechanical Description of Fluidized Beds", Industrial and Engineering Chemistry Fundamentals, Vol. 6, No. 4, , pp. 527-539, 1967.
3. Gough, P.S. and Zwarts, F. J. "Modeling Heterogeneous Two Phase Reacting Flow", AIAA J., Vol 17, No. 1, pp. 17-25, 1979.
4. Gough, P.S. "Two Dimensional Convective Flame Spreading in Packed Bed of Granular Propellant", US Army Research and Development Command, Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, Maryland, Contract Report ARBRL-CR-00404, 1979.
5. Gough, P.S. "Interior Ballistics Modeling: Extensions to the one Dimensional XKTC code and Analytical Studies of Pressure Gradient for Lamped Parameter Code", US Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD 21005-5066, Contract Report ARL-CR-460, 2001.
6. Gough, P.S. "Initial Development of Core Module of Next Generation Interior Ballistic Model NGEN", US Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD 21005-5066, Contract Report ARL-CR-234, 1995.
7. Nusca, M. "High Performance Computing and Simulation for Advanced Armament Propulsion", US Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD 21005-5066, Technical Report ARL-TR-3215, 2004.
8. Oberle, W.F. and Goodell, B.D. "The Role of Electro Thermal-Chemical (ETC) Gun Propulsion in Enhancing Direct Fire Gun Lethality", 16 th Int. Symp on Bal, San Francisco, 1996.

## جدول (۵): وزن پرتابه پس از بهینه‌سازی

سرعت دهانه پس از بهینه سازی	وزن پرتابه پس از بهینه سازی	وزن اولیه پرتابه	وزن پیلود
۸۴۴ m/s	۲۷.۱۹ kg	۳۴ kg	۱۴ kg
۸۴۴ m/s	۲۷.۵۹ kg	۳۴ kg	۱۴ kg



شکل (۸): الگوریتم سیکل طراحی و بهینه‌سازی.

15. Seifipour, A. "Simulation of internal Ballistic Cycle of Saagheb projectiles", Thesis, Master of Sci. Malek ashtar Univ. of Tech., 2008.
16. <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=M4130R>.
17. Khani, A., Vafaesefat, A., and Rahmati, S. "Weight Optimization of a Composite Shell in Type 4 Pressure Vessels Using Genetic Algorithm", Aero. Mech. J. Vol. 2, No. 3, pp. 41-56, 1385 (In Persian).
18. Ghorbany, A. "A Cruise Missile Conceptual Design Methodology, Using Genetic Algorithm", Aero. Mech. J., Vol. 1, No. 3, pp. 69-81, 1384 (In Persian).
19. Chiu, Ho-man Rodney. "Wide Area Surveillance Projectile Deployment System Design and Modeling", Thesis Mech. Eng. Massachusetts Institute of Technology, 1998.
9. Woodley, C.R. "Comparison of 0D and 1D Interior Ballistic Modeling of High Performance Direct Fire Guns", 19 th Int. Symp on Bal, Switzerland, 2001
10. Miura, H. and Matsu, A. "Numerical Simulation of Projectile Accelerator Using Solid Propellant, AIAA J., pp. 9-12, 2006.
11. Toit, P.S. "A Two Dimensional Interior Ballistics Model for Modular Solid Propellant Charge", 19 th Int. Symp on Bal, Switzerland, 2001.
12. Herman Krier, Martin Summerfield, "Interior Ballistics of Guns", Vol 66, Progress in Astronautics and Aeronautics, 1979.
13. "Engineering Design Handbook Gun", Series Interior Ballistics of Gun, Army Material Command Pamphlet, AMCP 706-150, 1964.
14. Nasrollahzadeh, M. "System Design and Multidisciplinary Design optimization for Gun-Launched UAV", Thesis, Master of Sci. in Aero. Eng. K.N. Toosi Univ.of Tech. 2011.