

تحلیل بالستیک داخلی و بهینه سازی یک پرتابه حامل

تحت تنش‌های داخلی لوله پرتابگر

مهدی نصرالله زاده^۱ اسماعیل لالی^۲ جعفر روشنیان^۳ رضا ابراهیمی^۴

مرکز آپرودینامیک قدر
 دانشگاه جامع امام حسین (ع)
 دانشکده مهندسی هوا فضا
 دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

(تاریخ دریافت ۱۳۹۳/۰۳/۲۰ تاریخ پذیرش ۱۳۹۳/۰۸/۲۵)

چکیده

در این مقاله به مطالعه رفتاری، طراحی، تحلیل و بهینه سازی یک پرتابه‌ی حامل یک بار هدف، از زمان بارگذاری در لوله پرتابگر تا زمان خروج آن از دهانه پرداخته شده است، که برای انجام آن روش زیر مورد استفاده قرار گرفته است. ابتدا به تحلیل بالستیکی پرتابه درون لوله پرتابگر پرداخته شده و نمودارهای فشار- زمان، سرعت دهانه و بیشترین شتاب وارده بر پرتابه بدست آورده شدند (سرعت دهانه پارامتر مورد نیاز بعنوان ورودی در بخش مسیر است). سپس به تحلیل تنش سازه پرتابه در داخل لوله پرتابگر بر مبنای بیشترین شتاب وارده بر آن، بدست آمده از بخش بالستیک داخلی پرداخته شده و کمترین ضخامت پوسته، بطوریکه سازه پرتابه بر مبنای معیار مورد نظر دچار شکست نگردد، بدست آورده شده است. در مرحله بعد تعامل مناسبی مابین مراحل اول و دوم ایجاد و سیکل طراحی برای یکبار بسته شده است. در آخر هم با بهینه سازی سیکل طراحی بسته شده بر اساس کمینه سازی 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 بدست آورده شده است.

واژه‌های کلیدی: بالستیک داخلی - تحلیل سازه ای - حل عددی - بهینه سازی چند موضوعی - الگوریتم ژنتیک

Analysis and Optimization for a Projectile Under Stresses of Gun

During Interior Ballistics

M. Nasrollahzadeh E. Laali J. Roshanian R. Ebrahimi
 Aerospace Eng. Dep't. Aerospace Eng. Dep't. Aerospace Eng. Dep't. Aerospace Eng. Dep't.
 Imam Hossein University. K.N. Toosi University. of Tech.

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. 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.

Key Words: interior ballistic, Structural Analysis, Multidisciplinary Design Optimization.

۱- کارشناس ارشد (نویسنده پاسخگو) : Nasrollahzadeh@ihu.ac.ir

۲- کارشناس ارشد

۳- استاد

۴- دانشیار

۱- مقدمه

روش‌های مختلفی برای محاسبه بالستیک 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- جابجایی در سال ۱۹۳۴ شروع شده و به روش‌های ترمودینامیکی و سپس هیدروترمودینامیکی یا همان روش‌های تحلیل فازی ختم می‌شود، که سخت‌ترین آن مدلسازی بالستیک داخلی به روش دو فازی در دو بعد و سه بعد است. [۱] هر چه که از روش‌های تجربی به طرف روش‌های هیدرودینامیکی رفته می‌شود، بر پیچیدگی و حجم محاسبات در مدلسازی افزوده شده و در ازای آن، خطای محاسبات در بدست آوردن منحنی‌های بالستیکی کمتر می‌شود. اما برای ایجاد یک نرم افزار مناسب، می‌بایست یک روش بهینه از بین روش‌های بالستیک 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 بالستیکی مناسب، کمک شایانی در ایجاد یک آزمایشگاه بالستیک داخلی مجازی، برای کاربر و صنعت می‌باشد. چرا که در عمل آزمایشگاه‌های بالستیک داخلی بسیار پرهزینه و پر خطر می‌باشد.

اولین اندازه گیری حداکثر فشار در بالستیک داخلی توسط نوبل در سال ۱۸۶۰ انجام گرفت. از سال ۱۹۳۰ به بعد به دلیل تکمیل شدن دستگاه ثبت کننده فشار پیزوالکتریک^۱ تغییر زیادی در بینش علم بالستیک بوجود آمد. که این دستگاه اولین بار توسط جی. تامسون^۲ ساخته شد. از سال ۱۹۵۰ میلادی به بعد که پیزو گیج‌ها توسعه یافتند، امکان ثبت نمودار فشار- زمان بطور مستقیم امکان پذیر گردید. حل تحلیلی و تقریباً دقیق معادلات با روشی نسبتاً ساده ابتدا توسط چاربنیر^۳ انجام شد. [۱] از دهه ۱۹۷۰ میلادی انجام محاسبات عددی بالستیک داخلی با روی کار آمدن کامپیوترها امکان پذیر شد. کریر^۴ و همکارانش پس از ارائه مدل‌های عددی تحلیل صفر بعدی بالستیک داخلی، در

سال ۱۹۷۸ به ارائه مدل دو فازی در یک بعد پرداختند [۲] اندرسون و جکسون^۵ معادلات چند فازی را از طریق روش میانگین استخراج نمودند. [۳] مدل یک بعدی احتراق گرین جامد توسط گاک^۶ در سال ۱۹۷۸ میلادی ارائه گردید که توانست معادلات بقاء را استخراج و مدل دوعدی را توسعه بخشد. [۴] همچنین توانست تنش بین دانه ای را نیز مدل کند. [۵] و با استفاده از نتایج آزمایشگاهی به تعیین انتقال گرمای بین فازها پرداخت. [۶] مدل سه بعدی بالستیک داخلی با استفاده از معادلات بقاء توسط اسکات^۷ انجام گرفت. [۷] از مطالب بیان شده می‌توان این نتیجه را گرفت که مدل سازی فرایند سیکل بالستیک داخلی بر اساس میزان در نظر گرفتن جزئیات، گستره وسیعی را شامل می‌شود. به عنوان ساده‌ترین مدل در این گستره، مدل ترمودینامیکی یا صفر بعدی است. [۸] که از طریق دیدگاه لاگرانژین و بر اساس روابط ترمودینامیکی بسط داده می‌شود. [۹] در سطح بعدی مدل یک بعدی قرار دارد که تغییرات پارامترها را در راستای محور لوله مورد بررسی قرار می‌دهد. [۹ و ۱۰] در سطوح بعدی مدل‌های دوعدی و سه بعدی قرار دارند. [۱۱] به این ترتیب مدل‌های متفاوت بالستیک 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، مناسب ترین مدل خواهد بود.

برای آغاز ابتدا لوله پرتابگر شامل بر دو بخش اساسی در نظر گرفته می‌شود:

۱- محفظه احتراق ۲- بخش خان کشی شده لوله پرتابگر هنگامی که چاشنی در محفظه احتراق عمل می‌کند، سوخت جامد تبدیل به گاز شده و بدلیل اختلاف انرژی پیوندی بین حالت جامد و گاز، دمای بالایی تولید شده و انتشار و تماس این گازها با دانه‌های سوخت اصلی اشتعال را سبب می‌گردد. وظیفه اشتعال گازهای اصلی با چاشنی است که عبارت است از: " یک بسته کک سوخت جامد که سرعت سوزش بالایی دارد". [۱۲]

پدیده اشتعال شعله و چاشنی در سوخت و چگونگی عملکرد آن پیچیدگی‌های زیادی دارد و در این بررسی از مدل کردن آن صرف نظر شده است و تنها فرض بر آن است که دانه‌های سوخت اصلی همزمان در تمام سطح بصورت ناگهانی شروع به سوختن و سوزش می‌کنند. با

۱- Piezoelectric Pressure Gage

۲- J. Thomson

۳- Charbonnier

۴- Krier

۵- Jacson & Anderson

۶- Gough

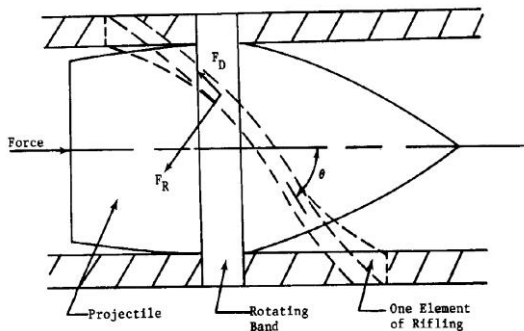
۷- Nusca

پرتابه توسط خان لوله، خان کشی می‌شوند. وظیفه کمر بند مسی، آب بندی گاز، هم محور کردن پرتابه با لوله و دوران پرتابه می‌باشد.

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 بدلیل اصطکاک
۳۴.۳۱٪	کل انرژی بر پرتابه (سطح زیر منحنی فشار-جابجایی)
۰.۱۲٪	انرژی انتقالی به سیستم
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 خان کشی کمر بند مسی بدین صورت است که ابتدا یک نیروی اولیه جهت شروع خان کشی لازم است. سپس تا پایان خان کشی نیروی لازم برای خان کشی افزایش می‌یابد و آنگاه با شروع حرکت بتدریج نیروی پرسی خان‌ها کاهش می‌یابد. این نیرو علاوه بر نیروی اصطکاکی خان با لوله است. با توجه به شکل (۱) داریم: [۱۲]



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

(۱) $F_D(t) = C_f \cdot F_R + F'_D(t)$
 که C_f ضریب اصطکاک، F_R مؤلفه عمودی نیرو از طرف خان به کمر بند مسی، F'_D مقاومت پرسی خان و F_D کل نیروی اصطکاکی خان است (شکل ۱). که در آن F'_D بصورت زیر قابل محاسبه خواهد بود:

سوزش دانه‌های سوخت، گازهای داغی تولید می‌شود که شروع به انبساط می‌کنند، ولی چون حرکت ابتدایی پرتابه به علت خان کشی کمر بند مسی به سختی انجام می‌شود، بنابراین تولید گاز در یک حجم ثابت موجب افزایش ناگهانی فشار در محفظه احتراق می‌گردد. به تدریج کمر بند مسی در اثر نیروی پشت پرتابه خان کشی می‌شود. در ابتدای حرکت پرتابه، چون سرعت پرتابه کم است، افزایش حجم فضای پشت پرتابه ناچیز است و جوابگوی نرخ تولید گاز نمی‌باشد (مخصوصاً که نرخ تولید گاز بدلیل بالا بودن فشار زیاد است) و فشار همچنان افزایش می‌یابد، ولی با افزایش سرعت پرتابه و افزایش حجم، فشار پس از رسیدن به یک حداکثر، شروع به کاهش می‌کند. توجه شود که کاهش فشار به معنی کاهش نرخ تولید گاز هم هست و افزایش فضای پشت پرتابه به معنی افزایش سطح انتقال حرارت است و افزایش نرخ انتقال حرارت هم عامل کاهش دماست که سبب کاهش فشار گاز خواهد شد. [۱۲] فشار حداکثر معمولاً در فاصله کوتاهی از حرکت پرتابه اتفاق می‌افتد. بعنوان مثال در یک پرتابگر کالیبر ۱۵۵ میلیمتری حداکثر فشار در ۱۱٪ طول بخش خان کشی 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 دیگر انرژی تبدیل می‌گردد. بخش مفید این انرژی بصورت انرژی انتقالی پرتابه ظاهر می‌شود. یک بخش دیگر از آن صرف دوران پرتابه می‌شود که برای ایجاد پایداری پرتابه در پرتابه‌های پایداری چرخشی مورد استفاده قرار می‌گیرد. بخش دیگر بصورت اصطکاک و انرژی تغییر فرم کمر بند مسی هدر می‌رود. انرژی حرکتی گازها نیز بخشی دیگر از انرژی را بخود اختصاص می‌دهد. همچنین حرارت دفع شده از بدنه لوله و نیز ذخیره شده در لوله نیز از انرژی شیمیایی سوخت مشتق می‌شود. بخش اصلی از انرژی شیمیایی سوخت بصورت انرژی موجود در گازهای خروجی از دهانه لوله هدر می‌رود. جدول ۱ بیانگر نمونه‌ای از ترکیب توزیع این انرژی‌ها در یک پرتابگر کالیبر متوسط می‌باشد.

۲- تئوری بالستیک داخلی و دینامیک پرتابه

پرتابه‌های مربوط به لوله‌های خاندان دارای یک کمر بند مسی هستند که در ابتدای حرکت پرتابه در اثر فشار پشت

که برابر با شتاب پرتابه در پرتابگر تا هنگام خارج شدن آن از دهانه می‌باشد.

با انتگرال گیری از شتاب، سرعت پرتابه در لوله بر حسب زمان بدست می‌آید (با شرط اولیه $v_0 = 0$)

$$\frac{dv_p(t)}{dt} = a(t) \quad (۸)$$

و با انتگرال گیری از سرعت، جابجایی پرتابه در لوله بدست خواهد آمد

$$\frac{dS_p(t)}{dt} = v_p(t) \quad (۹)$$

در این قسمت برای حل بالاستیک داخلی پرتابه در پرتابگر از مدل رسال پیشرفته (اصلاح شده) استفاده می‌گردد که مسئله را بصورت یک بعد در طول لوله و سوخت را در دو فاز جامد-گاز مدل سازی می‌کند.

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

$$P_A(t) \cdot \left[\frac{1}{\rho_g} - \eta \right] = \frac{\lambda \cdot T(t)}{T_0} \quad (۱۰)$$

که ρ_g چگالی گاز، η پارامتر هم حجم، P_A فشار متوسط گاز، λ پارامتر نیروی محرک، T_0 دمای شعله ایزنتروپیک و $T(t)$ دمای گاز می‌باشد.

انرژی شیمیایی آزاد شده در اثر سوختن 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:

$$E = C \cdot Q_{ex} \cdot Z(t) \quad (۱۱)$$

که بخشی از این انرژی بصورت انرژی داخلی گاز و بخشی دیگر بصورت انرژی جنبشی پرتابه و ذرات سوخت در آمده

$$E = C \cdot Q_{ex} \cdot Z(t) = C_v \cdot T(t) \cdot C \cdot Z(t) + \frac{M_E(t)}{2} v_p^2(t) \quad (۱۲)$$

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.

$$M_E(t) = W_p + \frac{C \cdot Z(t)}{3} \quad (۱۳)$$

همچنین می‌دانیم که جرم و حجم گاز برابر است با:

$$\begin{cases} F'_D = 0 & S_p \leq 0 \\ F'_D = Z_0 + Z_u \cdot \delta \cdot P_E \cdot S_p(t) & 0 < S_p < W_{OB} \\ F'_D = F_{Dmax} - Z_d \cdot \delta \cdot P_E (S_p(t) - W_{OB}) & S_p \geq 0 \end{cases} \quad (۲)$$

S_p مقدار حرکت پرتابه در لوله، W_{OB} عرض کمربند مسی و Z_0, Z_u, Z_d, F_{Dmax} ثوابت تجربی هستند. P_E طولی از کمربند مسی است که خان کشی می‌شود که برابر با $n \times b$ است، که در آن n تعداد خان و b عرض خان است. δ 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 داریم: (θ زاویه خان است)

$$k = \frac{\tan \theta}{R'} = \frac{\dot{\omega}}{a} \quad (۳)$$

برایند نیروها در جهت انتقالی موجب شتاب انتقالی می‌شود که با توجه به شکل ۱ داریم:

$$a(t) \cdot W_p = P_B(t) A_s - F_R \sin \theta - F_D(t) \cos \theta \quad (۴)$$

و برایند گشتاورها موجب شتاب دورانی می‌شود

$$I \cdot \dot{\omega} = I \cdot k \cdot a(t) = R' [F_R \cos \theta - F_D(t) \sin \theta] \quad (۵)$$

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 را از معادله ۱ جایگزین کنیم، سپس این دو معادله را بر حسب F_D مرتب کنیم آنگاه خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} F_D(t) &= \frac{P_B(t) A_s + \frac{1}{C_f} F'_D(t) \sin \theta - a(t) \cdot W_p}{\frac{1}{C_f} \sin \theta + \cos \theta} \\ &= \frac{I \cdot k \cdot a(t) + R' \frac{1}{C_f} F'_D(t) \cos \theta}{R' \left(\frac{1}{C_f} \cos \theta - \sin \theta \right)} \end{aligned} \quad (۶)$$

حال اگر معادله بالا را بر حسب a مرتب کنیم خواهیم داشت: [۱۴]

$$\begin{aligned} a(t) &= \frac{R'}{R' \cdot W_p (\cos \theta - C_f \sin \theta) + I \cdot k (\sin \theta + C_f \cos \theta)} \times \\ & \quad (P_B(t) \cdot A_s (\cos \theta - C_f \sin \theta) + F'_D(t)) \times \\ & \quad \left(\cos^2 \theta - \frac{1}{R'} \sin^2 \theta + \frac{1}{C_f} \sin \theta \cdot \cos \theta \right) \end{aligned} \quad (۷)$$

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

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

که ترم داخل پرانتز معادل انرژی جنبشی و β_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 بصورت 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 خواهیم داشت:

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

با جایگذاری معادلات ۲۳ و ۲۴ در معادله ۲۵ و انجام ساده سازی خواهیم داشت:

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

با توجه به تعریف ثابت نیرویی ویژه (λ) داریم:

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

که با جایگزینی آن در معادله ۲۶ خواهیم داشت:

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

حال با استفاده از معادله ۱۷ و معادله ۲۶ خواهیم توانست فشار متوسط را به صورت زیر بدست آوریم: [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 اعتبار سنجی 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

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

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

$V_c(t)$ فضای پشت پرتابه و ρ_s چگالی سوخت جامد است

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

V_{comb} حجم محفظه احتراق، A_s سطح مقطع بخش خان دار لوله و $S_p(t)$ مقدار حرکت پرتابه در لوله می‌باشد. با توجه به رابطه ۱۴ داریم:

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

که با جایگذاری معادله ۱۶ در معادله ۱۰ خواهیم داشت:

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

در این مدل نرخ سوزش بصورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

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

که β و n ضرائب 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 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 خواهیم داشت:

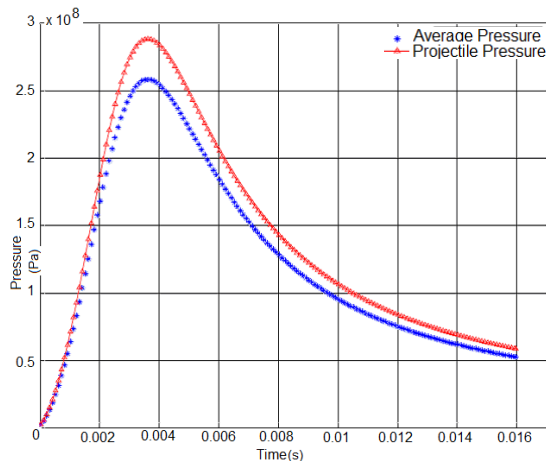
$$\frac{dz(t)}{dt} = \frac{A}{A_a} \frac{\rho_c \cdot A_a}{C} \cdot \beta (P_A(t))^n = B_a \cdot \varphi(z) \cdot (P_A)^n \quad (20)$$

که B_a ضریب اشتعال خرج نامیده می‌شود، که برابر خواهد بود با:

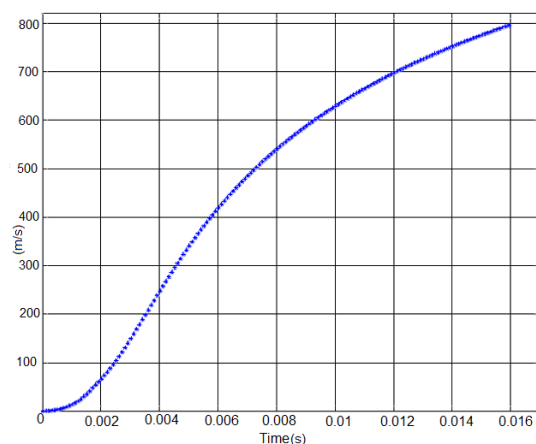
$$B_a = \frac{\rho_c \cdot A_a}{C} \cdot \beta \quad (21)$$

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

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



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



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 سازه ای برای پرتابه مشکل ساز خواهد شد یا نه؟ برای این کار با استفاده از نرم افزار Solidwork مدل سازی اولیه پرتابه انجام گردید، سپس در نرم افزار MSC Patran بصورت دستی مش بندی گردید (المان Solid) که نهایتاً منجر به ایجاد ۱۴۰۰ المان گردید. آشکار است که ذات مسئله یک 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 هیچ گونه قید فیکس کننده ای وجود ندارد، لذا می‌بایست شتاب وارده را بصورت یک نیروی اینرسی و از سر پرتابه به سمت انتهای آن اعمال کرد که مشخصه این کار آن است که در حرکت

جابجایی اولیه صفر با روش رانگ کوتا مرتبه چهارم و بصورت عددی حل نمود.

برای اعتبار سنجی کد نوشته شده از مرجع [۱۲] که مشابه مسئله مورد بحث را برای یک پرتابه شونده از پرتابگر ۱۷۵ میلیمتری حل و با دیگر نتایج موجود مقایسه کرده، استفاده شده است که نتایج آن در جدول زیر آورده شده است.

جدول ۲- اعتبار سنجی کد نوشته شده

این مقاله	Heppner	Calspn	Krier	
بیشترین فشار پشت پرتابه (Mpa)	۲۹۳۳	۲۸۵۲	۳۲۳۲	
سرعت دهانه (m/s)	۹۱۴	۹۰۸	۹۱۳	۹۰۶
زمان خروج پرتابه (ms)	۱۹.۴	۱۹.۱	۱۸.۳	۱۸.۳

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

جدول ۳- خروجی های مورد نظر گرفته شده از کد

خروجی	پارامتر
۳۴	جرم پرتابه (Kg)
۲۸۸۳	بیشترین فشار پشت پرتابه (Mpa)
۷۹۶	سرعت دهانه (m/s)
۹۹۵.۰۴	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 بعنوان ورودی در قسمت مسیر و بیشترین شتاب وارده بعنوان پارامتر تعیین کننده ضخامت پرتابه (قید در قسمت بهینه سازی) در قسمت سازه مورد استفاده قرار می‌گیرند.

در ادامه نمودارهای فشار-زمان و سرعت-زمان آورده شده است.

در نهایت خروجی این قسمت ارضاء قید ضخامت مناسب پوسته خواهد بود که توسط تحلیل تنش که صورت می پذیرد انجام خواهد شد.

۵- طراحی بهینه سازی وزن پرتابه با تعامل کد بالستیک داخلی و کد تحلیل تنش

تا اینجای کار دو بخش بالستیک داخلی و تحلیل تنش بطور 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 اینکار در عمل مراحل زیر اتفاق خواهند افتاد.

۱. ابتدا برنامه بالستیک داخلی که به زبان c نوشته شده است یکبار اجرا شده و بیشترین شتاب وارده بر پرتابه را بدست آورده و بصورت یک داده در یک فایل با فرمت txt ذخیره می نماید

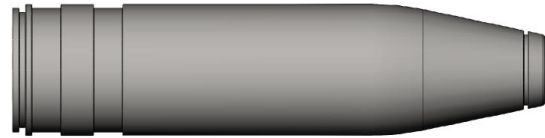
۲. در مرحله بعد کدی که در نرم افزار مطلب نوشته شده است فایل bdf. (ورودی پترن) را که همان مدل سازی مسئله در قسمت سازه و در محیط پترن (MSC Patran) می‌باشد را یکبار خوانده و شتاب بدست آمده از قسمت بالستیک داخلی را در فایل bdf. قرار می دهد و در نهایت یک فایل bdf. جدید می سازد.

۳. در ادامه می بایست مدل ایجاد شده را که در نرم افزار پترن (MSC Patran) بصورت دستی مش بندی شده و شرایط مرزی روی آن اعمال گشته شده را توسط نرم افزار تحلیلی نسترن (MSC Nastran) بصورت عددی و از روش المان محدود حل کرد که دستورات این کار در یک کد m. فایل در نرم افزار مطلب انجام می‌پذیرد.

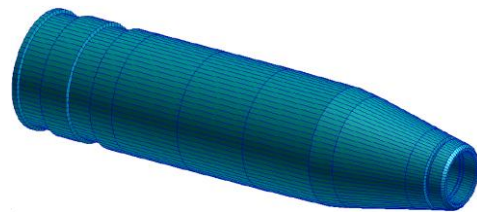
۴. در انتها نیز کد m. دیگری در نرم افزار Matlab فایل خروجی و نتایج MSC Nastran را که بصورت یک فایل F۰۶. (خروجی پترن) می‌باشد را خوانده و از آن مقدار تنش ون مایسس را در هفت مقطع از پیش تعیین شده استخراج و با تنش تسلیم فولاد پوسته مقایسه و شکست و یا عدم شکست پوسته را مشخص می نماید.

سپس می‌بایست به بهینه سازی سیکل طراحی بسته شده بر اساس کمینه سازی وزن سازه پرتابه پرداخت. از اینجا

از سر پرتابه به سمت انتهای آن، بدلیل بیشتر شدن جرم، 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 ایجاد شده از پوسته پرتابه

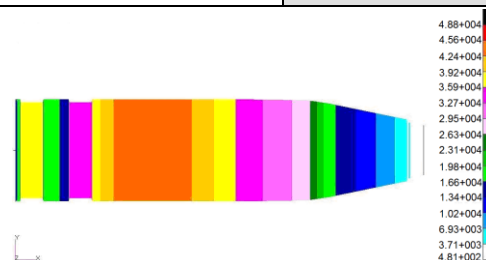


شکل (۵): مدل المان بندی شده از پوسته پرتابه

حال می توان مسئله را در برنامه نسترن (MSC Nastran) حل کرده و نتایج مورد نظر را که همان تحلیل تنش می‌باشد را بر اساس معیار ون مایسس مشاهده نمود. مقدار تنش بدست آمده از اینجا در بیشترین مقدار خود نمی‌بایست از تنش تسلیم فولاد پوسته پرتابه بیشتر باشد. در ادامه 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 ۴۱۳۰ 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

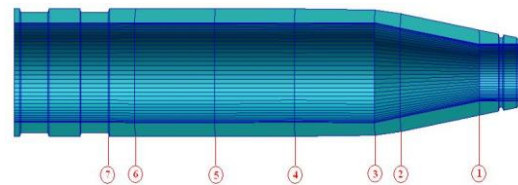
شکل (۶): نمایش تحلیل تنش در MSC Patran

۱. نخست باید هفت مقطع شعاع ورودی را در یک فایل متنی بعنوان ورودی به برنامه داد
 ۲. سپس کد بالستیک داخلی یکبار اجرا شده و بیشترین شتاب وارده بر پرتابه را بدست می آورد
 ۳. حال کد m. فایل، فایل bdf. را یکبار خوانده و شتاب بدست آمده از قسمت بالستیک داخلی را در فایل bdf. قرار می دهد و در نهایت یک فایل bdf. جدید می سازد. (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 F۰۶ ذخیره می کند
 ۵. حال می بایست نتایج موجود خوانده و بیشترین تنش بدست آمده از هر مقطع استخراج گردد که این کار توسط کد m. فایل دیگری انجام می پذیرد
 ۶. سپس تنش ون مایسس با تنش تسلیم فولاد مقایسه می گردد که مقدار بدست آمده از آن حتما می بایست 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 می اندازد
- 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 بهینه سازی قرار گرفته است.
- الگوریتم ژنتیک یک روش جستجو بر پایه مکانیزم انتخاب طبیعی و ژنتیک است. این روش تکامل طبیعی را شبیه سازی می کند، بنابراین نقاط طراحی متعدد برای رسیدن به یک بهینه کلی از جهت تکامل بررسی می شوند. مفیدترین مزیت الگوریتم ژنتیک آن است که متغیرهای طبیعی گسسته رابه کار می برد، بنابراین کاربرد متغیرهای گسسته در الگوریتم ژنتیک ساده است. [۱۷] از طرف دیگر این روش در یافتن جواب‌های قابل قبول با سرعت مطلوبی عمل می نماید. از دیگر ویژگی‌های این روش عدم توقف در نقاط بهینه محلی، عدم نیاز به حدس اولیه و بررسی مجموعه‌ای از نقاط بجای یک نقطه در هر قدم می باشد که

به بعد است که دشواری های کار نمایان خواهد شد. زیرا می بایست مراحل بیان شده بصورت اتوماتیک انجام پذیرد و دیگر هیچ کاری بصورت دستی انجام نشود که انجام یک سری از امور اجتناب ناپذیر خواهد شد. که بذکر یک عنوان بصورت مثال بسنده می گردد.

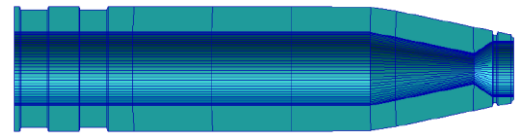
۶- المان بندی پرتابه بصورت اتوماتیک

بعد از مدل سازی پرتابه در Solidwork و فراخوانی در MSC Patran از روی مدل موجود المان بندی در هفت مقطع از پرتابه می شود (شکل ۷)



شکل (۷): مدل المان بندی شده

بعد از ایجاد المان ها در مقاطع آن را به تعداد ۱۰۰ المان در هر مقطع ریوالوا^۱ کرده که در نهایت منجر به ایجاد ۱۴۰۰ المان گردید. که این کار می بایست با یک نظم از پیش تعیین شده انجام گردد تا بتوان با یک کد نویسی مدل المان محدود پرتابه مورد نظر را تولید کرد (شکل ۸)



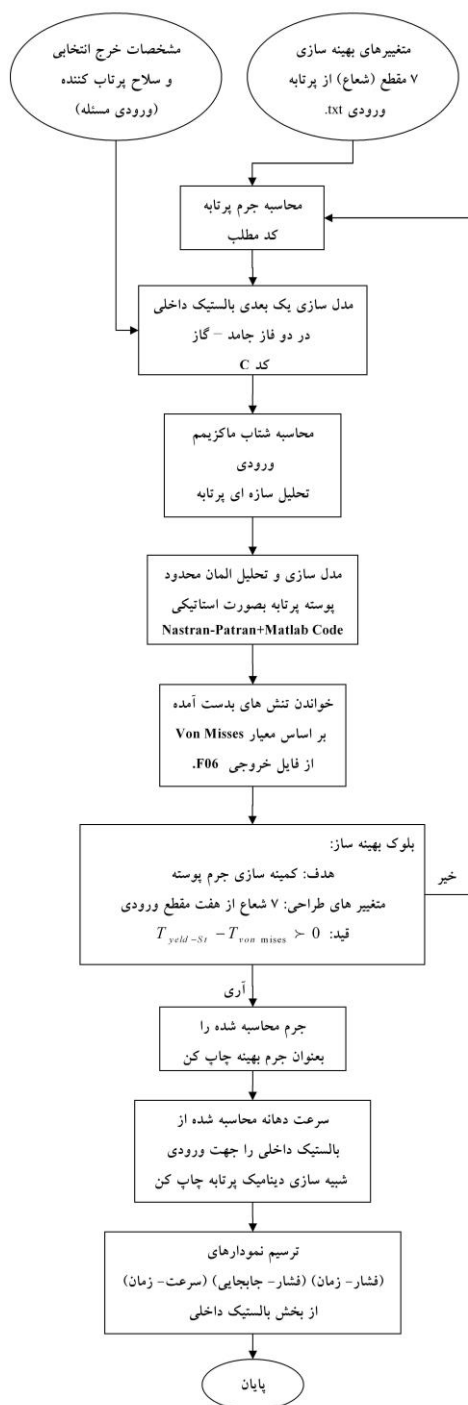
شکل (۸): مدل فرضی ایجاد شده با تغییر شعاع در مقاطع

نکته قابل ذکر آن است که تمام این کارها توسط کد های نوشته شده در Matlab انجام شده است و برای المان بندی دیگر از محیط نرم افزار MSC Patran استفاده نگردیده 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 بهینه سازی قابل بحث می باشد که بدلیل طولانی شدن مطلب از بیان آن صرف نظر می شود.

۷- روند کار در قسمت بهینه سازی مسئله

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



شکل (۹): الگوریتم سیکل طراحی و بهینه سازی

۸- نتیجه گیری

در این مقاله به طراحی و بهینه سازی یک پرتابه، حامل یک بار مفید در طی سیکل بالستیک داخلی پرداخته شد. که در آن هدف کمینه کردن وزن پرتابه حامل، با اعمال تنش های حاکم بر مسئله بعنوان قید بود. برای بدست آوردن کمینه وزن از دو روش بهینه سازی گام به گام و الگوریتم ژنتیک استفاده گردید که در نهایت منجر به

خواه ناخواه استفاده از آن را در مسائل مهندسی بالاخص هوافضا افزایش خواهد داد. [۱۸]

روش گام به گام نیز یک روش ابتکاری در حل این مسئله می باشد، بدین صورت که ضخامت هر یک از مقاطع بطور جداگانه مورد محاسبه قرار گرفته و ضخامت مناسب هر مقطع بصورت مجزا در هر لوپ بدست می آید. سپس با دادن ضخامت های جدید به مجموعه بهینه ساز، نتایج در کنار هم دوباره مورد ارزیابی قرار می گیرند که بدلیل ایجاد تمرکز تنش در لبه های مقاطع، می بایست این روند تکرار گردد تا جایی که، نتایج قابل قبول گردند.

نتایج بدست آمده نشان از آن دارد که در انتهای پرتابه بدلیل وجود بیشترین فشارها، شاهد بیشترین ضخامت پوسته خواهیم بود و هر چه از انتهای پرتابه به سمت سر آن پیش رفته می شود به تدریج از ضخامت پوسته کاسته می گردد. این نتیجه در عمل نیز اثبات شده است. چراکه در نمونه های تجربی نیز از این منطق برای ساخت این نوع از پرتابه ها استفاده می کنند. [۱۹]

پس از انجام فرایند بهینه سازی از هر دو روش به جوابهایی نزدیک به هم رسیده شد که نشان از صحت روند کار دارد. نتایج بدست آمده در جدول ۵ قابل مشاهده می باشد.

جدول ۵- وزن پرتابه پس از بهینه سازی

	وزن پیلود	وزن اولیه پرتابه	وزن پرتابه پس از بهینه سازی	سرعت دهانه پس از بهینه سازی
روش گام به گام	۱۴ kg	۳۴ kg	۲۷.۱۹ kg	۸۴۴ m/s
روش الگوریتم ژنتیک	۱۴ kg	۳۴ kg	۲۷.۵۹ kg	۸۴۴ m/s

در انتها نیز الگوریتم سیکل طراحی آورده شده است.

۸. W. F. Oberle, B. D. Goodell, The Role of Electro Thermal-Chemical (ETC) gun Propulsion in Enhancing Direct Fire Gun Lethality, ۱۶ th Int. Symp on Bal, San Francisco, ۱۹۹۶
۹. C.R. Woodley, Comparison of ۰D and ۱D Interior Ballistic modeling of High Performance Direct Fire Guns, ۱۹ th Int. Symp on Bal, Switzerland, ۲۰۰۱
۱۰. H. Miura, A. Matsu, Numerical Simulation of Projectile Accelerator Using Solid Propellant, AIAA J., ۲۰۰۶, ۹-۱۲
۱۱. P. S. Toit, A Two Dimensional Interior Ballistics Model for Modular Solid Propellant Charge, ۱۹ th Int. Symp on Bal, Switzerland, ۲۰۰۱
۱۲. Herman Krier, Martin Summerfield, Interior Ballistics of Guns, Vol ۶۶, Progress in Astronautics and Aeronautics, ۱۹۷۹
۱۳. Engineering Design Handbook Gun, Series Interior Ballistics of Gun, Army Material Command Pamphlet, AMCP ۷۰۶-۱۵۰, ۱۹۶۴
۱۴. 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. ۲۰۱۱
۱۵. Seifipoor, A. "Simulation of internal Ballistic Cycle of Saagheb projectiles", Thesis, Master of Sci. Malekashtar Univ. of Tech., ۲۰۰۸.
۱۶. <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=M۴۱۳۰R>
۱۷. Khani, A., Vafaesezat, A., and Rahmati, S. "Weight Optimization of a Composite Shell in Type ۴ Pressure Vessels Using Genetic Algorithm", Aero. Mech. J. Vol. ۲, No. ۳, pp. ۴۱-۵۶, ۱۳۸۵ (In Persian).
۱۸. Ghorbany, A. "A Cruise Missile Conceptual Design Methodology, Using Genetic Algorithm", Aero. Mech. J., Vol. ۱, No. ۳, pp. ۶۹-۸۱, ۱۳۸۴ (In Persian).
۱۹. Chiu, Ho-man Rodney, Wide area surveillance projectile deployment system design and modeling, Thesis (Mech. Eng.) Massachusetts Institute of Technology, ۱۹۹۸
- کاهش ۲۰ درصدی وزن پرتابه با همان بار پیلود و ارضاء قید سازه گردید. این مطلب در مواردی که برد حائز اهمیت می‌باشد 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
۱. J. Corner, Theory of Interior Ballistics of Gun, Wiley, New York, ۱۹۵۰
 ۲. T. B. Anderson, T. Jackson, Fluid Mechanical Description of Fluidized Beds, Industrial and Engineering Chemistry Fundamentals, ۶(۴), ۱۹۶۷, ۵۲۷-۵۳۹
 ۳. P. S. Gough, F. J. Zwarts, Modeling Heterogeneous Two Phase Reacting Flow, AIAA J., ۱۷(۱), ۱۹۷۹, ۱۷-۲۵
 ۴. P. S. Gough, 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-۰۰۴۰۴, ۱۹۷۹
 ۵. P. S. Gough, 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 ۲۱۰۰۵-۵۰۶۶, Contract Report ARL-CR-۴۶۰, ۲۰۰۱
 ۶. P. S. Gough, Initial Development of Core Model of Next Generation Interior Ballistic Model NGEN, US Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD ۲۱۰۰۵-۵۰۶۶, Contract Report ARL-CR-۲۳۴, ۱۹۹۵
 ۷. M. Nusca, High Performance Computing and Simulation for Advanced Armament Propulsion, US Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD ۲۱۰۰۵-۵۰۶۶, Technical Report ARL-TR-۳۲۱۵, ۲۰۰۴