

توسعه‌ی کد کامپیوتری شکل‌گیری و نفوذ خرج‌گود مخروطی در هدف فولادی با قابلیت محاسبه‌ی زمان گسست جت

علی حیدری^{۱*}

تهران - دانشگاه صنعتی مالک اشتر

(تاریخ وصول: ۸۷/۱۱/۷، تاریخ پذیرش: ۸۸/۶/۴)

چکیده

با توجه به هزینه نسبتاً زیاد عملیات آزمایش و بررسی کارایی مجموعه‌ی خرج‌های گودی مخروطی به ازای شرایط مختلف هندسی، از گذشته فعالیت‌های بسیاری برای مدل‌سازی عددی این مسأله انجام شده که به ایجاد کدهای محاسباتی و نیز تحلیل‌های اجزای محدود منتهی شده است. استفاده از نرم‌افزارهای اجزای محدود در مرحله‌ی طراحی مقدماتی، با توجه به صرف زمان زیاد برای تحلیل‌های غیرخطی در این دست مسایل؛ مقرون به صرفه نیست و بهترین انتخاب در این مرحله، استفاده از کدهای نیمه تحلیلی است. البته پس از تکمیل طرح اولیه و در مرحله‌ی طراحی نهایی، استفاده از تحلیل‌های اجزای محدود توصیه می‌شود. یکی از مهمترین پارامترها در طراحی خرج‌گود، تعیین زمان گسست جت حاصل است، چرا که میزان نفوذ جت در هدف به شدت به آن وابسته است و روابط نفوذ جت خرج‌های گود نیز عموماً به دو مرحله‌ی قبل و بعد از زمان گسست تقسیم می‌شوند. لذا وجود توان محاسبه این پارامتر در کدهای تحلیلی خرج‌گود جهت استفاده در فاز طراحی اولیه ضروری می‌باشد. در تحقیق حاضر، فرایند انفجار خرج‌گود و فروریزش آستری مخروطی از جنس مس و نفوذ آن در هدف فولادی، با استفاده از کد محاسباتی نیمه تحلیلی که بر اساس و با استفاده از فرضیات کد معروف BASC و افزودن توان محاسبه زمان گسست جت از روابط مختلف مستخرج از منابع نیمه تجربی ایجاد شده، تحلیل گردیده است. نتایج این تحلیل با نتایج حاصل از آزمایش و نیز تحلیل‌های اجزای محدود که توسط نگارنده انجام گردیده، مقایسه شده که تخمین مناسبی از عمق نفوذ، زمان گسست و سرعت جت برای موارد بررسی شده نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: خرج‌گود، کد BASC، زمان گسست، عمق نفوذ.

۱. مقدمه

پرتاب) از این سرچنگی جهت تخریب اهداف خود استفاده می‌کنند. هر چند که در سالهای اخیر کاربرد سرچنگی‌های نوین افزایش زیادی داشته است، اما همچنان خرج‌گود بعنوان سرچنگی مناسب در بسیاری از کاربردها جایگاه

سرچنگی‌های خرج‌های گود سال‌هاست که کاربرد فراوانی در صنایع نظامی دارند. بسیاری از موشکها، راکتها و گلوله‌ها (توپها و تجهیزات نظامی دوش

* E-mail: A.Heidari1 @ gmail.com

۱- کارشناس ارشد

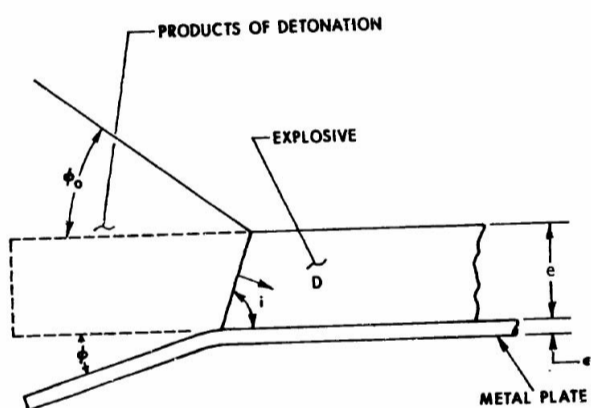
های موجود مقایسه شده است، تا برآیندی از میزان دقت و صحت محاسباتی آن به دست آید.

۲. روابط حاکم و الگوریتم حل

معمولاً برای تقریب سرعت فروریزش در اثر انفجار، از رابطه‌ی گارنی^۱ استفاده می‌شود. رابطه‌ی گارنی با فرض توزیع خطی سرعت در ماده منفجره، سرعت را برای صفحه‌ی تخت که در پشت آن ماده‌ی منفجره قرار دارد، برحسب ثابت گارنی ($\sqrt{2E}$) تقریب می‌زند. البته رابطه‌ی گارنی توسعه‌ی یافته و برای استوانه و نیز ماده منفجره با صفحات تخت در دو طرف آن نیز حل شده است [۵]، اما نمی‌تواند شرایط موج مایل را شبیه‌سازی کند.

کد محاسباتی بر اساس کد نیمه‌تجربی BASC توسعه‌ی داده شده است. معادله‌ای که در شتاب‌گیری آستری در این کد به کار گرفته شده است و به رابطه‌ی اصلاح‌شده‌ی دفورنو^۲ مشهور است، زاویه‌ی خمش آستری (ϕ) را، که در اثر برخورد موجی با سرعت D و زاویه‌ی i به آستری ایجاد می‌گردد، مشخص می‌نماید. شکل (۱) و معادلات (۱)، این رابطه را نشان می‌دهند [۶].

$$\frac{1}{\phi} = \frac{1}{\phi_0} + k \frac{\rho \mathcal{E}}{eB} \quad , \quad B = 1 + \frac{A}{\rho_c} e_c \quad (1)$$



شکل ۱- طرحواره شرایط برخورد موج شوک با ورقه فلزی آستری [۷].

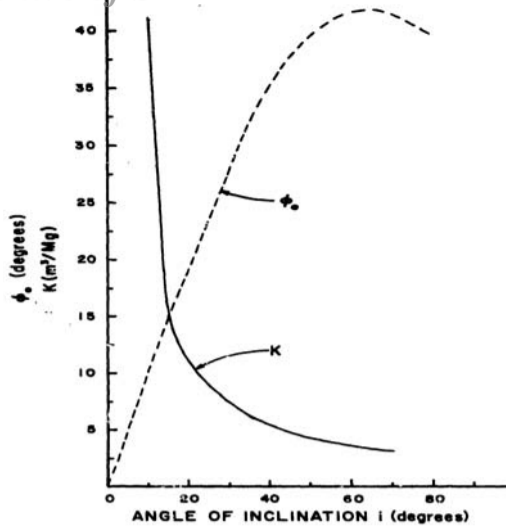
۱- Gurney

۲- Defourneaux

خود را حفظ نموده است، و هنوز هم تحقیقات متعددی در مورد این سرچنگی انجام می‌گردد [۳،۱ و ۲].

در سال‌های اخیر، با توجه به ظهور رایانه‌های پرسرعت، استفاده از تحلیل‌های اجزای محدود برای تحلیل رفتار خرج‌های گود، گسترش فراوانی یافته است. این تحلیل‌ها برای بررسی عملکرد خرج‌های گود طراحی شده و بهینه‌سازی عملکردی آن‌ها مناسب بوده و به خوبی می‌توان نحوه‌ی انتشار موج انفجار، و اندرکنش خرج و آستری، فروریزش آستری، تشکیل جت و نفوذ آن را مشاهده نمود. اما واقعیت این است که علیرغم تمام پیشرفت‌های صورت گرفته در این زمینه با توجه به ملاحظات حل عددی، هنوز هم استفاده از این روش برای فاز طراحی خرج گود وقت‌گیر و غیرکاربردی است و هنوز هم فاز طراحی خرج‌های گود به وسیله‌ی کدهای تحلیلی و نیمه تحلیلی انجام شده و گسترش این نوع کدها از جمله موضوعات روز مقالات نظامی می‌باشد [۴]. برای نمونه، تحلیل کامل یک مساله‌ی خرج گود از لحظه‌ی آغازش تا انتهای فرایند نفوذ در هدف، با استفاده از کد عددی Autodyn در سیستم‌های محاسبه‌گر کاملاً به روز، می‌تواند تا حدود یک شبانه روز به طول بیانجامد.

کد BASC از شناخته‌شده‌ترین کدهای نیمه تحلیلی محاسبات خرج‌های گود مخروطی است که در سالیان گذشته به طور گسترده‌ای مورد استفاده و بهینه‌سازی قرار گرفته است. این کد، قابلیت محاسبه‌ی فرایند فروریزش آستری، تشکیل جت و انجام محاسبات نفوذ آن در هدف را داراست اما یکی از ضعف‌های عمده در نسخه‌ی اصلی آن، عدم توان محاسبه‌ی زمان گسست جت است. این در حالی است که زمان گسست جت، یکی از مهمترین پارامترها در پیش‌بینی مقدار نفوذ جت در هدف بوده و از سوی دیگر، تعیین زمان گسست جت از طریق تجربی بسیار گران‌قیمت و از طریق تحلیل اجزای محدود به شدت وابسته به اندازه المان و مدل و ضرایب مواد بکار رفته بوده و نیز مستلزم صرف زمان زیاد است و بنابراین استفاده از این روش‌ها در مرحله‌ی طراحی به علت متغیر بودن ورودی‌ها، غیرممکن می‌نماید. لذا در کار حاضر ضمن پیاده‌سازی کد BASC با استفاده از زبان برنامه‌نویسی FORTRAN، با به کارگیری روش‌های تحلیلی، توان محاسبه‌ی زمان گسست جت به‌عنوان یک ضرورت اساسی به کد BASC افزوده شده است، تا با استفاده از آن مقادیر نفوذ با دقت بهتری قابل محاسبه باشد. در نهایت نتایج محاسباتی این کد با نتایج حاصل از کدهای اجزای محدود رایج و نیز نمونه



شکل ۲- تغییرات پارامترهای رابطه‌ی دفورنو با زاویه برخورد موج شوک [۶].

زاویه‌ی بین فروریزش آستری و محور خرج، به کمک رابطه زیر به دست می‌آید [۶]:

$$\gamma = \left(\frac{\pi}{2} \right) - \left(\alpha + \left(\frac{\phi}{2} \right) \right) \quad (3)$$

المان آستری، ابتدا در فاصله‌ی \bar{S}_p از نوک مخروط آستری به محور اصابت می‌کند. این فاصله با رابطه‌ی هندسی زیر قابل بیان است [۶]:

$$\bar{S}_p = \frac{Z \sin \phi}{\cos \alpha (\sin(\alpha + \phi) - \sin \alpha)} \quad (4)$$

که در آن، Z مختصات محوری محل قرارگیری المان آستری قبل از فروریزش آن می‌باشد.

به هنگام فروریزش آستری، زاویه‌ی ایجاد شده بین مماس بخش فروریزش روی محور و خود محور (زاویه فروریزش) از رابطه‌ی هندسی زیر محاسبه می‌شود [۶]:

(۵)

$$\tan(\beta - \alpha) = \frac{\Delta z [\sin(\alpha + \phi) - \sin \alpha] \tan \phi + r \Delta \phi \cos \alpha}{\Delta z [\sin(\alpha + \phi) - \sin \alpha] - r \Delta \phi \cos \alpha \tan \phi}$$

در این رابطه، ρ و ε دانسیته و ضخامت آستری و e ضخامت ماده‌ی منفجره است. ρ_c ، e_c و A به ترتیب دانسیته، ضخامت و یک ثابت (که به صورت تجربی تعیین می‌شود) متناظر با پوسته‌ی پیرامون ماده منفجره (مخزن خرج) هستند. صفر شدن ثابت A شرایط عدم وجود پوسته پیرامون ماده‌ی منفجره را مدل‌سازی می‌کند. ϕ_0 و k، توابعی از زاویه‌ی برخورد شوک به آستری (i) هستند، که برای برخی مواد منفجره و با توجه به هندسه‌ی خرج تعیین می‌شوند. نمونه‌ای از تغییرات k و ϕ_0 با تغییر زاویه‌ی i در شکل ۲ ارائه شده است.

از ترکیب معادله‌ی (۱) با رابطه‌ی تیلور، $V_0 = 2D \sin(\phi/2)$ ، که در آن D سرعت انتشار موج فشاری (موج انفجار) در ماده منفجره و V_0 سرعت فروریزش آستری است (و از رابطه‌ی گارنی به دست می‌آید)، رابطه‌ی بین زاویه خمش اولیه‌ی آستری (ϕ_0) و تابع k حاصل می‌شود.

با توجه به تئوری دفورنو، با حرکت موج انفجار به سمت قاعده‌ی مخروط و کاهش ضخامت ماده منفجره (e)، مقدار ϕ کاهش می‌یابد. ناحیه‌ی نزدیک به نوک مخروط، اندکی پس از شتاب اولیه، جریان می‌یابد و برای مواد نزدیک به رأس آستری، ϕ تا یک مقدار حداکثری افزایش پیدا می‌کند. این مقدار حداکثری برای المان‌های آستری در موقعیت نزدیک به ارتفاع حدوداً ۴۰ درصدی از رأس مخروط به وجود می‌آید [۶]. پس از این نقطه و بر اساس روابط تئوریک، ϕ کاهش می‌یابد. این پدیده، فروریزش معکوس^۱ نام دارد. کل زمانی که طول می‌کشد تا هر المان آستری در مسیر فروریزش خود به محور برسد، با این فرایند همبستگی دارد. معادله زمان فروریزش بر اساس روابط هندسی، به صورت زیر بیان می‌شود [۶]:

$$\tau = \frac{r \sin i}{D(\sin(\alpha + \phi) - \sin \alpha)} \quad (2)$$

که در آن، τ فاصله‌ی موقعیت اولیه‌ی المان آستری تا محور و α نصف زاویه‌ی رأس مخروط در خرج‌گودهای مخروطی یا در حالت کلی زاویه لحظه‌ای محور با مماس وارد بر آستری است. پارامتر زمان، تحت تاثیر پروسه‌ی فروریزش معکوس قرار دارد، به طوری که مواد نزدیک رأس آستری، زودتر از زمان پیش بینی شده توسط رابطه‌ی دفورنو به محور می‌رسند و وارد جریان تشکیل جت می‌شوند.

۱- Reverse Collapsing

ناحیه در یک المان منطقه‌ای گنجانده شود. سرعت نوک موازنه شده‌ی جت که سرعت نهایی جت را ارائه می‌کند (V_{j0}) بر اساس قوانین اندازه حرکت خطی، از رابطه‌ی زیر به دست می‌آید [۶]:

(۹)

$$V_j^{i+1} = \frac{V_j^{i+1} [dm_j / dm_L]^{i+1} dm_L^{i+1} + V_j^i [dm_j / dm_L]^i dm_L^i}{[dm_j / dm_L]^{i+1} dm_L^{i+1} + [dm_j / dm_L]^i dm_L^i}$$

در این رابطه، بالانویس i شماره المان آستری، زیرنویس j و L متناظر با جت المان جدید و شرایط برابندی برای المان‌های قبلی است. برای $V_j^{i+1} > V_j^i$ و $1 \leq i \leq LP$ سرعت تعادلی نوک جت به صورت $V_{j0} = V_j^{LP}$ خواهد بود. جرم موازنه شده‌ی جت پیشرو، در حالت پایدار نیز از رابطه‌ی زیر حاصل می‌شود [۵]:

$$dm_{j0} = \sum_{i=1}^{LP} \left[\frac{dm_j}{dm_L} \right]^i dm_L^i \quad (10)$$

در تئوری نفوذ جت خرج‌گود در هدف، که در کد کامپیوتری BASC استفاده شده است، یکی از پارامترهای مهم، مقدار زمانی است که یک المان مشخص از آستری، که وارد جت شده است، به انتهای گودال ایجاد شده در هدف می‌رسد. زمان معمولاً از لحظه‌ای که موج انفجار خرج به رأس مخروط آستری می‌رسد آغاز می‌شود. زمان لازم برای نوک جت برای رسیدن به سطح هدف طبق این معادله به شکل زیر معرفی می‌شود [۶]:

$$T_0 = Z_0 / V_{j0} \quad (11)$$

که در آن، Z_0 فاصله‌ی رأس مخروط آستری تا سطح هدف است. لحظه‌ای که جت نتواند نرخ کرنش بیشتری را تحمل کند، در راستای طولی تکه تکه می‌شود. فرض رخداد این اتفاق به صورت همزمان در تمام طول جت دور از واقعیت نیست. در زمان‌های بزرگ‌تر از زمان گسست، قطعات جداگانه‌ی جت دیگر در جهت طولی کشیده نمی‌شوند و قطر آنها نیز کم نمی‌شود.

Δz تغییر مختصات محوری است که در مدل محاسباتی انتخاب می‌شود و $\Delta \phi$ تغییر افزایشی در ϕ با تغییر المان آستری است. شکل (۳)، موقعیت این زوایا را نمایش می‌دهد.

پس از برخورد المان‌های جریان یافته‌ی آستری با محور، دو جهت برای ادامه حرکت به سمت جلو و بالعکس وجود دارد. مرز این دو رفتار، نقطه‌ی تغییر مسیر^۱ نامیده می‌شود. با به کار بردن معادلات برنولی در این نقطه، درمی‌یابیم که سرعت جریان (V_f) به دو سرعت مساوی اما از نظر جهت مخالف هم تقسیم می‌شود. یکی سرعت جت V_j و دیگری سرعت دنباله V_N نامیده می‌شوند. این رابطه در منطقه‌ی A در شکل (۳) نشان داده شده است. بر طبق قوانین بقای جرم و مومنتوم، وقتی که مواد آستری پس از فرو ریزش به محور مخروط می‌رسد یا به صورت جت رو به جلو با سرعت بالا و یا بصورت دنباله با سرعت کم‌تر رو به جلو، ادامه مسیر می‌دهد. با حل سرعت جریان V_f در نقطه‌ی ایستایی دو معادله‌ی زیر حاصل می‌شود [۵]:

$$V_j = V_f + V_{SP} \quad (6)$$

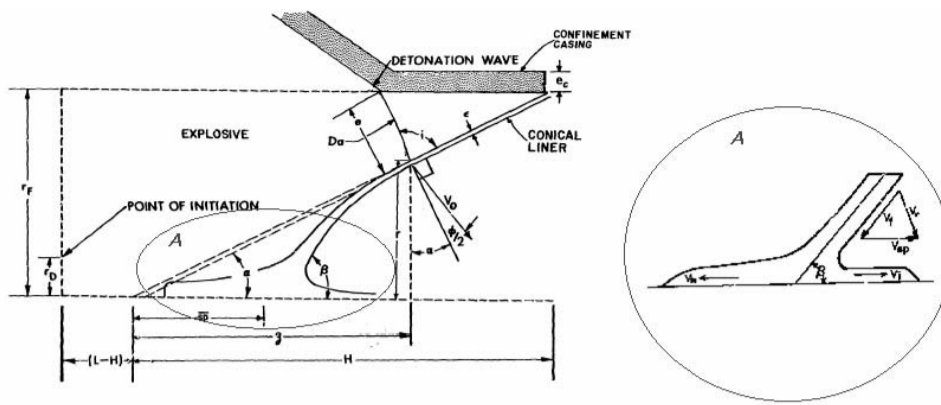
$$V_N = V_{SP} - V_f \quad (7)$$

سرعت جریان برخورد کننده ($V_f = 0.5(V_j - V_N)$) بعنوان نقطه‌ی بحرانی در تئوری شکل‌گیری جت توسط برخی محققان خرج‌گود در نظر گرفته شده است. هنگامی که V_f از سرعت انتشار موج الاستیک در ماده (C) کمتر باشد، جت تشکیل شده خوب و مناسب است. در صورتی که V_f کمی بزرگ‌تر از C باشد، باز هم جت تشکیل خواهد شد، ولی اگر این مقدار خیلی بزرگ‌تر از C باشد جت نامناسبی تشکیل خواهد شد و یا ممکن است اصلاً جت تشکیل نشود. بنابراین رابطه‌ی زیر به عنوان معیار محدود کننده‌ی جت برای تشکیل جت یکپارچه استفاده شده است [۶]:

$$M_R = \frac{V_f}{C} < 1.23 \quad (8)$$

برای تعیین سرعت نوک جت و جرم پرتابه‌ی پیشرو در تئوری نفوذ خرج‌گود، لازم است که گرادیان معکوس سرعت، موازنه شده و جرم جت در این

۱- Stagnation point



شکل ۳- تشکیل جت و دنباله در موقعیت محوری خرج گود [۵].

$$P = V_{j0} \frac{(T - T_0) T_1}{T_1 + \frac{T}{k}} \quad (13)$$

که در این رابطه، T پارامتر زمان بوده و بین مقدار T_0 (زمان رسیدن نوک جت به سطح هدف) و T_1 (زمان تکه تکه شدن جت) تغییر می‌کند.

۳. تخمین زمان گسست جت

پس از مشاهدات و اندازه‌گیری‌های گسترده در مورد پدیده‌ی گسست جت خرج گود، مانفرد هلد^۱ نظریه‌ای را مطرح کرد که جت‌ها به ازای واحد تغییرات سرعت، به تعداد ثابتی از قطعات تقسیم می‌شوند. وی با همین فرض رابطه $\bar{f}_p = \sum l / (v_{j0} - v_{j,\min})$ را که در آن طول کل جت یعنی $\sum l$ با توجه به تغییر سرعت تقسیم می‌شود پیشنهاد نمود [۸]. به‌طور مثال جت از جنس مس، به ازای هر ۱ کیلومتر بر ثانیه تغییرات سرعت، به ۱۰ تکه تقسیم می‌شود که این عدد برای بخش‌های با سرعت بالا و قسمت‌های با سرعت پایین جت، یکسان فرض می‌شود. البته با تغییر جنس آستری و یا تغییر شرایط متالورژیکی آن، تعداد این تقسیمات نیز تغییر خواهد کرد. هیرش^۲ پیشنهاد کرد که سرعت متوسط تقسیمات کنار هم در جت یکی از خصوصیات فلز در نظر گرفته شود، که در تعیین زمان گسست جت نقش اساسی دارد [۹].

معادلات استفاده شده در تئوری نفوذ جت، وابسته به فاصله توقف بین هدف و خرج هستند. اگر هدف به اندازه کافی به خرج نزدیک باشد، نوک جت قبل از زمان گسیختگی خود به هدف می‌رسد و برای تخمین نفوذ جت در این حالت یک دسته معادلات خاص به کار می‌روند؛ اما در حالتی که جت قبل از رسیدن به هدف تکه تکه شود، یک دسته معادلات متفاوت مورد استفاده قرار می‌گیرد. در مورد اول، که جت نفوذ را در حالت پیوسته شروع می‌کند، قبل از پایان نفوذ جت به صورت ناپیوسته (تکه تکه شده) در می‌آید و معادلات متفاوتی را از لحظه T_1 (زمان گسست) به بعد نیاز دارد. در این حالت کل نفوذ در هدف از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌گردد [۶]:

$$P_T = (k+1) \left(V_{j0} T_1 \right)^{\frac{k}{k+1}} Z_0^{k+1} - \sqrt{k(k+1) U^{\min} T_1 \left(V_{j0} T_1 \right)^{\frac{k}{k+1}} Z_0^{k+1} - Z_0} \quad (12)$$

در این رابطه، k جذر نسبت چگالی جت به هدف و U^{\min} حداقل سرعت نفوذ است. بر اساس تئوری، سرعت نفوذ در هدف تا زمانی که مقدار آن به U^{\min} برسد با افزایش عمق نفوذ (P_T) کاهش می‌یابد. زمانی که سرعت به U^{\min} برسد، نفوذ متوقف شده و تمام جت در انتهای حفره ایجاد شده جمع می‌شود. U^{\min} ثابتی است که به جنس هدف و سختی آن بستگی دارد و با فاصله توقف تغییر نمی‌کند. در حالت دوم (اگر جت قبل از رسیدن به هدف تکه تکه شود) محاسبه عمق نفوذ به صورت زیر خواهد بود [۶]:

۱- M. Held
۲- E. Hirsch

Archive of SID

برای محاسبه V_{pl} استفاده می‌شود. حداکثر اختلاف تنش در شرایط هم‌دما با شرایط بی‌در رو ($d\sigma_m$) در شرایطی ایجاد می‌شود که تنش بی‌در رو حداکثر بوده و جت در آستانه‌ی تکه‌تکه شدن باشد [۹].

$$V_{pl} = \sqrt{\frac{d\sigma_m}{\rho_{jet}}} = \sqrt{\frac{90 \times 10^{-5}}{8.9}} = 0.0101 \left(\frac{cm}{\mu s} \right) \quad (17)$$

نرخ کرنش را برای هر المان می‌توان با استفاده از سرعت جت و هندسه‌ی اولیه‌ی سرچنگی (شکل ۳) به ترتیب زیر محاسبه نمود [۱۰]:

$$\dot{\epsilon}_0 = \frac{V_{jo}}{H} \quad (18)$$

مدل هیرش بر مبنای این فرض است که شکل تکه‌های جت^۱ تا لحظه‌ی جدایش به صورت استوانه‌ای باقی می‌ماند، اما در واقعیت این گونه نیست، بلکه تا لحظه‌ی جدایش، توزیع سطح مقطع جت در طول آن، مشابه با توابع سینوسی است. به عبارت دیگر، در طرفین هر محدوده‌ی ایجاد شده، جت به شکل گلوبی درمی‌آید (شکل ۴). لذا تاثیر دادن پارامتری که گلوبی شکل شدن تکه‌ها را در لحظه جدایش مدنظر قرار دهد، ضروری به نظر می‌رسد. با ثابت گرفتن حجم یک تکه از جت در حالت استوانه‌ای و حالت گلوبی، داریم [۱۱]:

$$\pi r_j^2 l_c = \pi \int_0^{l_j} r^2 dx \quad (19)$$

که در آن، l_j طول نهایی تکه‌ای است که طول اولیه‌ی آن l_c بوده است. با درنظر گرفتن فاکتور شکل برای تکه‌ها (I_{FG})، می‌توان طول ابتدایی و انتهایی هر تکه در طول پروسه‌ی گلوبی شدن را از طریق رابطه‌ی $l_j = I_{FG} \cdot l_c$ به یکدیگر ارتباط داد.

در اینجا برای محاسبه‌ی زمان گسست جت، از رابطه‌ای مبتنی بر مدل هیرش و با درنظر گرفتن مدل رفتاری الاستو-ویسکوپلاستیک (اثر نرخ کرنش) استفاده شده است. طبق رابطه پایه هیرش، زمان گسست جت از رابطه‌ای به شکل زیر حاصل می‌شود [۹]:

$$T_1 = \frac{2 r_0}{V_{pl}} \quad (14)$$

که در آن، r_0 شعاع اولیه‌ی جت در ابتدای تشکیل و V_{pl} طبق نظر هیرش، یک پارامتر تجربی با نام سرعت ذره‌ای پلاستیک (سرعت مشخصه‌ی ذرات جت) است. البته وی بعدها دریافت که این پارامتر از روی خواص ماده‌ی آستری قابل محاسبه می‌باشد [۹]. این رابطه را می‌توان به شکل زیر نیز بیان کرد [۵]:

$$T_1 = \frac{2}{V_{pl}} \sqrt{2 \times R \times EPS} \times \sin\left(\frac{\beta}{2}\right) \quad (15)$$

در این رابطه، R شعاع المان مورد بررسی از آستری، EPS ضخامت و β زاویه فروپاشی آن است. با در نظر گرفتن مدل الاستو-ویسکوپلاستیک، ترم شامل نرخ کرنش نیز به این رابطه اضافه می‌شود که به صورت زیر خواهد بود [۱۰]:

$$T_1 = \frac{2}{V_{pl}} \sqrt{2 \times R \times EPS} \times \sin\left(\frac{\beta}{2}\right) - \frac{1}{\dot{\epsilon}_0} \quad (16)$$

پارامتر V_{pl} تابعی از ماده و دانه‌بندی آن می‌باشد. مقدار این پارامتر برای مس بدون اکسیژن، در حدود ۱۰۰ متر بر ثانیه گزارش شده و برای سایر مواد نیز از آزمایش و محاسبات، قابل پیش‌بینی است (جدول ۱). در کد محاسباتی توسعه داده شده از رابطه‌ی زیر که هیرش [۹] ارائه کرده و شامل حداکثر اختلاف تنش در شرایط هم‌دما با شرایط بی‌در رو ($d\sigma_m$) و چگالی آن است،

جدول ۱- مقادیر سرعت ذره‌ای پلاستیک برای مواد مختلف [۹].

جنس ماده	حداکثر اختلاف تنش در شرایط هم‌دما با شرایط بی‌در رو ($d\sigma_m$) (MPa)	چگالی ماده (gr/cc)	مقدار محاسبه شده سرعت پلاستیک (m/s)	مقادیر اندازه‌گیری شده سرعت پلاستیک (m/s)
مس اکسیژن زدایی شده	۸۰-۱۰۰	۸/۹۶	۹۴-۱۰۶	۹۳-۱۳۰
آلومینیوم ۲۰۲۴	۶۰-۱۰۰	۲/۷۷	۱۴۷-۱۹۳	۱۱۰-۲۵۰
آلومینیوم ۷۰۳۹	۵۰-۹۰	۲/۷۷	۱۳۴-۱۸۴	۱۱۰-۲۵۰

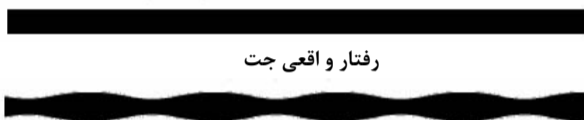
۱- Jet Fragments

خطا، از مشخصات مس بدون اکسیژن^۲ برای مدل‌سازی آستری استفاده شده است. سرچنگی از ماده پرانرژی اکتول^۳ پر شده است. همچنین مدل اجزای محدود، دارای بدنه آلومینیومی به ضخامت ۲ میلی‌متر است. نوع آغازش مورد استفاده، در تمام مدل‌های عددی و تجربی، تک نقطه‌ای است و در انتهای خرج روی محور آن قرار دارد.

جدول ۲- ضرایب تصحیح هندسه جت [۱۱].

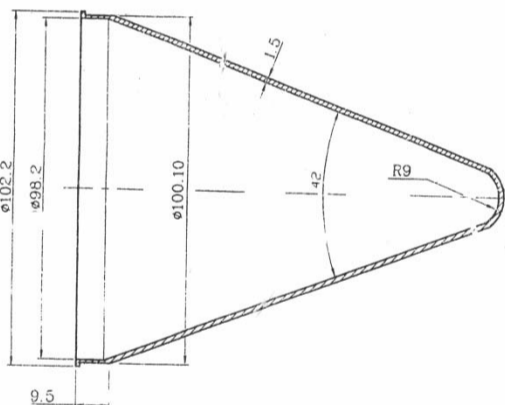
I_{FG}	شکل
۱/۰	استوانه کامل
۱/۵	بیضی‌گون
۱/۸۸	سه‌موی

رفتار جت مطابق تقریب هیدرودینامیک

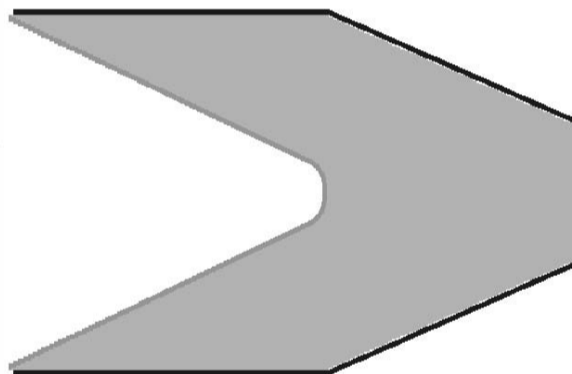


رفتار واقعی جت

شکل ۴- تفاوت هندسه جت مفروض در مدل هرش با حالت واقعی آن.



شکل ۵- هندسه سرچنگی و آستری مسی مورد استفاده در آزمایش و مدل‌سازی.



۲- OFHC
۳- Octol 70/30

۱- Hennequin E.

با جاگذاری دو معادله‌ی اخیر و استفاده از مدل هیرش، در نهایت رابطه‌ی زیر توسط هنکوین^۱ معرفی گردیده است [۱۱]:

$$T_I = \frac{2r_{j0}}{V_{pl}} \left[I_{FG} + (I_{FG} - I) \frac{I}{\dot{\epsilon}_0} \frac{V_{pl}}{2r_{j0}} \right] \quad (20)$$

مقادیر فاکتور شکل تکه (I_{FG})، برای سه شکل محتمل برای آن، مطابق جدول ۲ است که البته هنکوین با مقایسه‌ی نتایج حاصل از هر یک از این شکل‌ها دریافت که فرض بیضی، بهترین تقریب برای شکل تکه‌هاست و نتایج بهتری می‌دهد.

۴. بررسی صحت محاسباتی کد

برای مقایسه‌ی نتایج حاصل از تحلیل کد آماده‌سازی شده، مدل خرج گود مخروطی معروف و پرکاربرد BRL در نظر گرفته شده است. آستری این خرج گود از جنس مس و با مشخصات هندسی قطر خارجی ۱۰۰، طول ۱۲۸/۷ و ضخامت ۱/۵ میلی‌متر با ارتفاع خرج ۶۶/۳ میلی‌متری بر روی محور سرچنگی است. شکل ۵ هندسه‌ی این خرج گود را نمایش می‌دهد. برای این مدل، نتایج آزمایش عملی و شبیه‌سازی اجزای محدود استخراج و با نتایج کد مقایسه شده است.

جنس آستری در آزمایش‌های عملی از نوع مس با خلوص ۹۹/۹ درصد بوده است. به دلیل در دسترس نبودن مشخصات دقیق این ماده، با اندکی پذیرش

قطر خرج، مقدار نفوذ این مدل، ۴۲۰ میلی‌متر در فولاد زره پیش‌بینی شده است.

۴-۲- نتایج حاصل از آزمایش عملی

آزمایش تجربی در شرایط استاتیکی انجام شده، به این معنا که سرچنگی در هنگام انفجار دارای سرعت اولیه نبوده است. فاصله توقف^۳ یعنی فاصله انتهای خرج‌گود تا سطح هدف ۱/۱ برابر قطر سرچنگی در نظر گرفته شده است. برای تأمین این فاصله، یک نگهدارنده‌ی تفلونی، مورد استفاده قرار گرفته است. میزان عمق نفوذ جت در هدف، از جنس فولاد ساختمانی (به‌صورت چند تکه پشت سر هم) اندازه‌گیری شده که مقدار آن ۵۴۰ میلی‌متر گزارش شده است (شکل ۷). از سوی دیگر مشاهدات تجربی نشان می‌دهد که به ازای عدم تغییر در شکل و سرعت جت، نفوذ در فولاد زرهی در حدود ۷۰ تا ۸۵ درصد نفوذ همان جت در هدف از جنس فولاد ساختمانی می‌باشد [۱۲]. بنابراین با توجه به انجام محاسبات شبیه‌سازی نفوذ برای هدفی از جنس فولاد زره، با استفاده از یک ضریب ۰/۸۰، مقدار نفوذ برای هدف زرهی معادل‌سازی می‌شود که مقدار ۴۳۲ میلی‌متر را به دست می‌دهد.

۴-۳- شبیه‌سازی عددی

مدل عددی نمونه مورد بررسی در کد نرم‌افزاری AutoDyn در ابعاد واقعی، با استفاده از فرمولاسیون اولری، مدل‌سازی محیط هوا و المان‌های دوبعدی متقارن محوری^۴ با اندازه ۰/۱ میلی‌متر تولید و تحلیل شده است. مشخصات مواد استفاده شده در شبیه‌سازی‌ها به ترتیب زیر می‌باشد:

مشخصات خرج انفجاری؛ جنس: Octol، $P=$ ، $\rho=1820\text{kg/m}^3$ ، $D_0=8480\text{m/s}$
EOS: JWL $\epsilon=3.42\text{e}7$ KPa

مشخصات هدف؛ جنس: RHA، $\rho=7860\text{kg/m}^3$ ، Shear Modulus= $6.41\text{e}7$ KPa، Yield= $1.5\text{e}6$ KPa، Strength: Mises، EOS: Shock

مشخصات آستری؛ جنس: Copper (CU-OFHC)، $\rho=8960\text{kg/m}^3$ ، Bulk Modulus= $1.29\text{e}8$ KPa، Shear Modulus= $4.6\text{e}7$ KPa، Yield= $9\text{e}4$ KPa، Strength: J-C، EOS: Linear

در فاز عملی، برای بررسی میزان نفوذ، هدفی از جنس فولاد ساختمانی^۱ استفاده شده، اما در فرایند مدل‌سازی مشخصات فولاد زرهی^۲ مورد استفاده قرار گرفته است. لازم به ذکر است که مقدار نفوذ در هر یک از این اهداف را می‌توان با توجه به برخی پارامترهای اساسی ماده، به‌صورت معادل به دیگری تعمیم داد.

از تحلیل مدل با استفاده از کد حاضر، سرعت نهایی و زمان گسست جت حاصل از خرج‌گود پیش‌بینی شده است و با نتایج شبیه‌سازی عددی مورد مقایسه قرار گرفته است. از نتایج آزمایش تجربی و شبیه‌سازی عددی نیز برای اعتبارسنجی پیش‌بینی مقدار نفوذ حاصل از جت استفاده شده است.

۴-۱- تحلیل به وسیله‌ی کد تهیه‌شده

داده‌های ورودی به کد تهیه‌شده شامل داده‌های هندسی (زاویه مرکزی، عمق و ضخامت آستری، طول و قطر خرج انفجاری و نقطه‌ی آغاز خرج) و داده‌های مواد (نوع و چگالی خرج، آستری، پوسته و هدف و نیز انرژی شکست هدف) است. اطلاعات قابل استخراج از کد، شامل سرعت جت به ازای تمام المان‌های آستری، توزیع جرمی- سرعتی جت، زمان تقریبی گسست جت، میزان عمق و قطر نفوذ جت در هدف و سایر اطلاعات فرایندی می‌باشد.

تحلیل مدل مورد نظر با استفاده از یک فایل ورودی شامل پارامترهای فوق‌الذکر است که با فرضیات لاگرانژی محاسبه می‌شود. تحلیل‌ها نشان داده است که استفاده از ۱۰۰ المان برای مدل‌سازی رفتار آستری برای پیش‌بینی نتایج، مناسب است و شرایط همگرایی تحلیل را فراهم می‌کند. نتایج سرعت نهایی جت، زمان گسست و نفوذ در هدف فولادی به شرح زیر به دست آمده است.

سرعت نهایی جت: بیشترین سرعت به دست آمده برای جت به میزان ۹۲۲۰ متر بر ثانیه پیش‌بینی شده است؛

زمان گسست: مقدار زمان گسست محاسبه شده با استفاده از فرمولاسیون ذکر شده در قسمت تئوری، برابر ۱۰۰/۳۸ میکروثانیه می‌باشد؛

میزان نفوذ: شکل ۶، قسمتی از نتایج خروجی کد است که نمودار تغییرات میزان عمق نفوذ جت را در هدف فولادی به ازای تغییرات فاصله توقف سرچنگی نسبت به هدف، نمایش می‌دهد. برای مقدار فاصله توقف ۱/۱ برابر

۳- Stand off

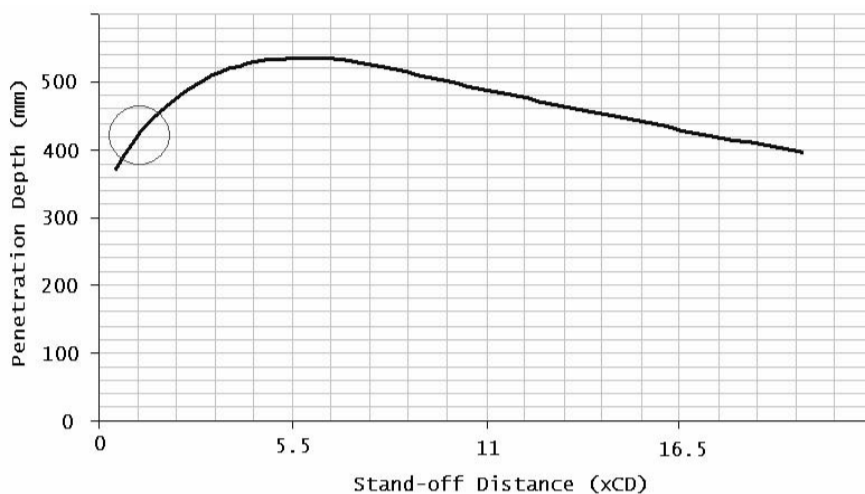
۴- Axisymmetric

۱- St37

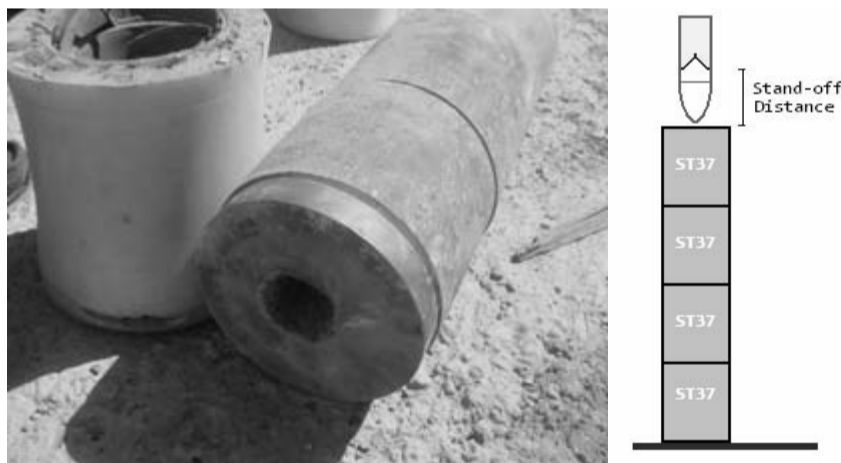
۲- RHA

زمان گسست: با تعقیب شکل‌گیری جت، از زمان آغازش حدود ۹۷ میکروثانیه طول می‌کشد تا اولین قطعات از جت جدا بشود (شکل ۸-ب). میزان نفوذ: مدل‌سازی سرچنگی، جهت نفوذ در فاصله توقف ۱/۱ برابر قطر خارجی آن در هدفی از جنس فولاد زره انجام شده و شبیه‌سازی فرایند نفوذ، میزان عمق نفوذ ۴۵۵ میلی‌متری را به دست داده است (شکل ۸-ج).

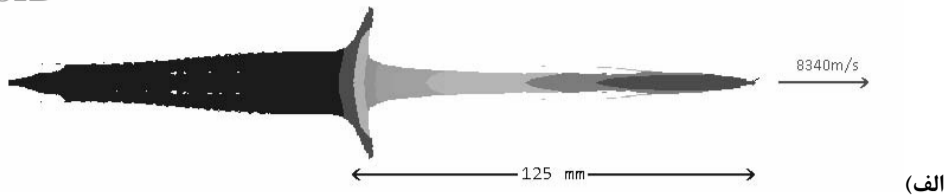
با انجام شبیه‌سازی عددی این مدل نتایج سرعت نهایی جت، زمان گسست و نفوذ در هدف فولاد زره به شرح زیر به دست آمده است: سرعت نهایی جت: بیشترین سرعت به دست آمده برای جت به میزان ۸۳۴۰ متر بر ثانیه پیش بینی شده است (شکل ۸-الف).



شکل ۶- تغییرات میزان عمق نفوذ جت با تغییر فاصله توقف سرچنگی.



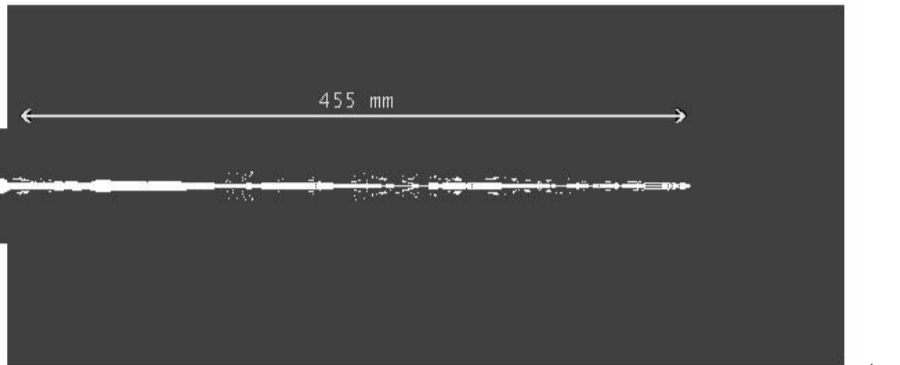
شکل ۷- چیدمان آزمایش (سمت چپ) و هدف تخریب شده (سمت راست)



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۸- نتایج شبیه‌سازی اجزای محدود؛ الف) جت تشکیل شده در لحظه رسیدن به سطح هدف؛ ب) جت تشکیل شده در لحظه گسست؛ ج) نفوذ نهایی در هدف RHA.

جدول ۳- نتایج حاصل از تحلیل‌ها و آزمایش عملی

روش مورد استفاده	سرعت نهایی جت (متر بر ثانیه)	زمان گسست جت (میکرو ثانیه)	عمق نفوذ در هدف RHA (میلی‌متر)
کد عددی AutoDyn	۸۳۴۰	۹۷	۴۵۵
کد توسعه داده‌شده	۹۲۲۰	۱۰۰/۳۸	۴۲۰
آزمایش عملی	-	-	۴۲۲

۴-۴- بررسی نتایج

مطابق نتایج به‌دست آمده (جدول ۳) موارد زیر قابل بیان است:

سرعت نهایی جت: کد توسعه داده شده سرعت نوک جت تولید شده را مقدار ۹۲۲۰ متر بر ثانیه پیش‌بینی می‌کند که نسبت به پیش‌بینی روش اجزای محدود (۸۳۴۰ متر بر ثانیه) اختلاف حدود ۱۰ درصدی را نشان می‌دهد و می‌توان گفت که تقریب مناسبی به دست داده است. شایان ذکر است که به دلیل فرضیات استفاده شده در کد،

پاسخ‌های آن در پیش‌بینی سرعت جت غالباً بالاتر از مقدار واقعی است [۶].

زمان گسست: مقدار زمان گسست با استفاده از کد توسعه‌ی داده شده، برابر ۱۰۰/۳۸ میکروثانیه محاسبه شده است که با مقایسه‌ی آن با زمان محاسبه شده از تحلیل عددی نرم‌افزار Autodyn اختلافی کمتر از ۵ درصد و هم‌خوانی بسیار خوبی دارد. مشخص است که گسست جت، کاملاً به رفتار ماده‌ی آستری بستگی دارد و با تغییر مدل در نظر گرفته شده برای ماده ممکن است

در نهایت لازم به ذکر است که استفاده از این دست ابزارهای نیمه تجربی قطعاً نمی‌تواند جایگزین استفاده از تحلیل‌های دقیق‌تر عددی (اجزای محدود) و نهایتاً آزمایش‌های میدانی واقعی در مراحل نهایی طراحی و بهینه‌سازی سرچنگی باشد، بلکه صرفاً ابزاری جهت کاهش زمان در مرحله طراحی سرچنگی می‌باشد.

۶. مراجع

- [1]. Hirsch E., Mordehai D. "Shaped Charge Jet Break-up Time Formula Confirmed", 19th Int. Symp. on Ballistics, 2001.
- [2]. Petit J. et.al. "Breakup of Copper Shaped Charge Jets: Experiment, Numerical Simulations and Analytical Modeling", Journal of Applied Physics 98, 2005.
- [3]. Cowan K.G., Bourne B., Dobison G. - "Characterization of Shaped Charges Containing Heavy Metal Conical Liners", 16th Int. Symp. on Ballistics, 1996.
- [۴]. شعبانعلی اوشنی، تحلیل و شبیه سازی تشکیل جت خرج شکل یافته و نفوذ آن در زره ها، پایان نامه کارشناسی ارشد، گروه مکانیک دانشگاه تربیت مدرس تهران، ۱۳۷۴.
- [5]. Walters W.P., Zukas J.A. "Fundamentals of Shaped Charges", John Wiley & Sons, 1989.
- [6]. Harrison J. "Improved Analytical Shaped Charge Code: BASC", American Ballistic Research Lab., 1981.
- [7]. Defourneaux M., Jacques L., "Explosive Deflection of a Liner as a Diagnostic of Detonation Flows", Research Institute of Saint-Louis,
- [8]. Held M. "Determination of the Material Quality of Copper Shaped Charge Liners", Propellants, Explosives, Pyrotechnics 10, p.125-128, 1985.
- [9]. Hirsch E. "The Mott Fragmentation Model and the Vpl Break-up Parameter", Propellants, Explosives, Pyrotechnics 14, 31-38, 1989.
- [10]. Curtis J.P. et.al. "A Break-up Model for Shaped Charge Jets", 16th Int. Symp. on Ballistics, 1996.
- [11]. Hennequin E. "Modeling of the Shaped Charge Jet Break-up", Propellants, Explosives, Pyrotechnics 21, 181-185, 1996.
- [12]. Held M. "ARMOUR", 14th Int. Symp. on Ballistics, 1993.

تغییر کند. بنابراین می‌توان گفت که رابطه‌ی استفاده شده برای تخمین زمان گسست جت، می‌تواند با دقت بسیار خوبی زمان گسست را منطبق بر مدل جانسون-کوک که در تحلیل عددی برای مدل‌سازی آستری استفاده شده است، پیش‌بینی کند.

نفوذ در هدف: مقدار عمق نفوذ محاسبه شده از کد، کمی کمتر از نفوذ بدست آمده از آزمایش و با خطایی کمتر از ۵ درصد بوده است. این در حالی است که شبیه سازی عددی نیز مقداری نزدیک به نفوذ حاصل شده در آزمایش عملی را نشان می‌دهد و خطای آن در حدود ۵ درصد می‌باشد.

۵. نتیجه گیری و جمع بندی

کد BASC، پیاده‌سازی شده و قابلیت تخمین زمان گسست جت، به آن افزوده شده است. با توجه به نتایج به دست آمده برای خرج‌گود نمونه، خطا در محاسبات سرعت نهایی جت، زمان گسست و مقدار نفوذ آن در هدف فولادی، نسبت به نتایج آزمایش میدانی و روش عددی در محدوده‌ی کمتر از ۱۰ درصد قرار دارد. سرعت جت اندکی بیشتر و زمان گسست و مقدار نفوذ کمی کمتر از مقادیر مرجع پیش‌بینی شده است. این خطا با توجه به زمان محاسباتی بسیار کم کد توسعه داده شده، که در کسری از ثانیه به نتایج ختم می‌شود، در مقایسه با روش عددی، که در آن برای رسیدن به پاسخ زمان محاسبه‌ای در مقیاس چند ساعت لازم است، بسیار مقرون به صرفه و البته با توجه به مقدار سقف خطای تخمین، برای مراحل طراحی و انجام عملیات حساسیت‌سنجی و تحلیل‌های پارامتری خرج‌های گودی مخروطی با ضخامت آستری ثابت، بسیار کاربردی است.

در ادامه‌ی توسعه‌ی این ابزار محاسباتی، قابلیت انجام تحلیل هندسه‌های متغیر و متنوع خرج‌گود (تغییر ضخامت آستری و یا متغیر بودن زاویه‌ی آستری در آستریهای چند زاویه‌ای و یا آستریهای شیپوره‌ای) نیز در حال بررسی می‌باشد. در مراحل پیشرفته‌تر، اثرات حضور شکل‌دهنده‌ی موج^۱ بر کل جبهه‌ی موج و در نتیجه بر شرایط جت نیز می‌تواند قابلیت دیگری باشد که از ویرایش‌های بعدی این کد انتظار می‌رود.