مجله علمي - پژوهشي مواد پرانرژي

سال هفتم – شماره ۴ – شماره پیاپی ۱۷ – زمستان ۹۱

بررسی تحلیلی و تجربی نفوذ کامل پرتابههای با دماغه اجایو در اهداف کامپوزیتی کربن/ اپوکسی

مصطفی حقیقت پور^۱، خداداد واحدی^۲، علی مهدی پور عمرانی^{۳®} ۱و۳- تهران- دانشگاه صنعتی مالک اشتر ۲- تهران- دانشگاه امام حسین (ع) (تاریخ وصول:۹۱/۰۳/۱۷ تاریخ پذیرش: ۹۱/۰۷/۱۱)

چکیدہ

مواد کامپوزیتی تقویت شده با الیاف، کاربرد زیادی در صنعت از جمله سازههای دریایی، ساختارهای فضایی و زرمهای سبک وزن برای حفاظت بالستیکی دارد. علت مهم استفاده از این مواد در صنعت، خواص مکانیکی خوب، انعطاف پذیری بیشتر، ساخت آسان و مقاومت در برابر ضربه میباشد. مطالعات وسیعی در جهت شناسایی مکانیزمهای تغییر شکل در حین فرآیند نفوذ و نفوذ کامل در کامپوزیتهای تقویت شده با الیاف انجام شده است. ون با فرض عدم اصطکاک بین دماغه پرتابه و هدف و با استفاده از قانون بقای انرژی، معادلات عمق نفوذ، سرعت باقیمانده و سرعت حد بالستیک برای پرتابههای با دماغه مختلف ارائه داده است. در این تحقیق، برای پرتابههای با دماغه اجایو، مدل جدیدی ارائه میشود. در این مدل با استفاده از قانون دوم نیوتن، معادلاتی برای نفوذ کامل پرتابههای با دماغه اجایو و نیمکروی به دست آمده است. برای پرتابه اجایو به قطر ۸/۶۹ میلی مختلف ارائه داده است. در پرتابههای با دماغه اجایو و نیمکروی به دست آمده است. برای پرتابه اجایو به قطر ۲۹٫۵ میلی دوم نیوتن، معادلاتی برای نفوذ کامل پرتابههای با دماغه اجایو و نیمکروی به دست آمده است. برای پرتابه اجایو به قطر ۲۹٫۹ می مدل و جرم ۹۵٫۳ گرم و هدف کامپوزیت پرتابههای با دماغه اجایو و نیمکروی به دست آمده است. برای پرتابه اجایو به قطر ۹٫۶۹ مدل میلی تحربی مدل جدیدی ارائه میشود. در این مدل با استفاده از قانون دوم نیوتن، معادلاتی برای نفوذ کامل پرتابههای با دماغه اجایو و نیمکروی به دست آمده است. برای پرتابه اجایو به قطر ۹٫۶۹

واژههای کلیدی: نفوذ کامل، دماغههای اجایو و نیم کروی، روش تحلیلی، روش تجربی، سرعت باقیمانده، سرعت حد بالستیک.

۱– مقدمه

کامپوزیتهای زمینه پلیمری بهطور وسیعی در صنایع مختلف از جمله هوافضا، خودروسازی، وسایل ورزشی، بهدلیل استحکام به وزن بالا استفاده می شود. یکی از مهم ترین کاربردهای این کامپوزیتها، جلیقههای ضدگلوله می اشد. تاکنون مطالعات تحلیلی بسیاری بر روی

مکانیزمهای شکست و نفوذ این کامپوزیت انجام شده است. ون [۱] یک مدل تحلیلی برای نفوذ در چند لایههای ضخیم تقویت شده با الیاف برای سرعتهای مختلف و با شکل دماغه مختلف ارائه داد. این فرمولاسیون بر این فرض است که تغییرشکلها موضعی بوده و فشار متوسط وارده توسط هدف که در مقابل پرتابه مقاومت میکند، از

۱ - کارشناس ارشد

۲– دانشیار

۳- استادیار

^{*} E-mail: a.mehdipoor@gmail.com

دو بخش تشکیل می شود. یک بخش فشار مقاوم شبه استاتیکی چسباننده به خاطر تغییر شکل الاستیک – پلاستیک مواد چند لایه است و بخش دیگر یک فشار مقاوم دینامیکی ناشی از تأثیرات سرعت است. وی نشان داد که نتایج تحلیلی با نتایج تجربی تطابق خوبی دارد. همچنین ون یک مدل تحلیلی برای نفوذ و رسوخ کامل کامپوزیت های تقویت شده با الیاف که توسط پرتابه های با دماغه مخروطی انجام می شود، ارائه داد. تفاوت این مدل با مدل قبلی این است که در مدل قبلی سرعت برخورد به هدف در کلیه روابط درنظر گرفته شده بود، ولی در این مدل در طول مسیر سرعت لحظه ای استفاده شده است. در این مدل می توان سرعت در مکان ها و زمان های مختلف را به دست آورد [۲].

اولون [۳] اثر شکل پرتابه روی پنلهای کامپوزیتی کربن/ اپوکسی در طول سوراخ شده هدف بررسی کرد. وی که از معادلات تحلیلی ون استفاده کرده بود، به این نتیجه رسید که پرتابه با دماغه مخروطی در سرعتهای بالا بیشترین حد بالستیک را دارد. همچنین مکانیزمهای شکست پلاگینگ و تفکیک الیاف و یا ترکیب هر دو در لایههای کامپوزیتی کربن/ اپوکسی با شکل دماغههای مختلف مشاهده شده است.

نیک [۴] رفتار بالستیکی کامپوزیتهای پارچهای بافته شده را بهصورت دوبعدی و با استفاده از روابط تحلیلی بررسی نمود. وی دو نوع کامپوزیت کربن/اپوکسی و الیاف شیشه/اپوکسی را مورد مطالعه قرار داد. همچنین مکانیزمهای جذب انرژی شناسایی شدند که این مکانیزمها شامل تشکیل مخروط روی صفحه پشتی هدف، شکست کششی الیافهای اولیه، تغییر شکل الیافهای ثانویه، لایهلایه شدن، ترک زمینه، برش پلاگ و اصطکاک میباشد. فرمولهای تحلیلی برای هر مکانیزم جذب انرژی، تعیین شده و سپس برای هر بازه زمانی انرژی جذب شده کل و همچنین کاهش سرعت پرتابه تعیین گردید. با استفاده از این روابط میتوان، حد بالستیک، مدت تماس در حد بالستیک، شعاع سطحی مخروط شکل گرفته و شعاع ناحیه آسیب دیده را بهدست آورد.

لوپز [۵] یک مدل تحلیلی برای برخورد سرعت بالا روی صفحات لایهای ^CCFRP با ضخامت نازک ارائه داد. در این مدل که مبتنی بر تعادل انرژی میباشد، انرژی جنبشی پرتابه توسط هدف با سه مکانیزم مختلف لهشدن صفحه، انتقال مومنتوم خطی و شکست کششی الیاف جذب میشود. هدف اصلی این مدل تعیین سرعت باقیمانده و سرعت حد بالستیک به صورت تحلیلی میباشد. با مقایسه نتایج تحلیلی و تجربی، تطابق خوبی مشاهده شده است.

بابو و همکاران [۶] بهوسیله روابط تحلیلی، یک رابطهای مبتنی بر اصل جذب انرژی برای تعیین حد بالستیکی مواد ارائـه دادنـد. آنهـا در ایـن مدل، نفوذ پرتابه با دماغه مخروطی از جنس فـولاد در کامپوزیـتهـای

1- Carbon Fiber Reinforcement Plastic

زاو [۹]، مدهای شکست در صفحات کامپوزیتی را در سرعتهای بالا بررسی نمود. سه صفحه مختلف توسط پرتابه دماغه نیمه کروی در محدوده سرعت ۱۰ – ۳۰۰ متر بر ثانیه مورد تست قرار گرفتند. با درنظر گرفتن تعادل انرژی، معادلات سرعت باقیمانده برحسب متغیرهای جرم پرتابه و سرعت برخورد تعیین شد. همچنین نتایچ نشان داد که ترتیب لایه او ضخامت هدف نقش مهمی در جذب انرژی ایفا می کنند.

هازل و همکاران [۱۰] برخورد قائم و مایل پرتابههای فولادی با دماغه کروی باصفحات بافته شده الیاف کربن با ضخامتهای ۳ و ۶ میلی-متری در محدوده سرعت ۱۷۰ تا ۳۷۴ متر بر ثانیه را بهصورت تجربی بررسی نمودند. آنها مشاهده نمودند که برای برخورد قائم در سرعتهای برخورد بالا، یک جرم مخروطی از صفحه، بههمراه نوک پرتابه از هدف خارج می شود. بهعلاوه انرژی منتقل شده به صفحه هدف، با انرژی برخورد افزایش می یابد. درجه لایه لایه شدن در اهداف ضخیم تر کاهش یافته و درنتیجه سبب تغییر مکانیزم نفوذ از پتالینگ به پلاگینگ می شود. در برخورد مایل، انرژی جنبشی بیشتری در مقایسه با برخورد نرمال با ضخامتهای یکسان، از پرتابه به هدف منتقل می شود. علت اصلی این تفاوت، اثر هندسی می باشد.

موری [۱۲-۱۲] مدل سادهای برای محاسبه جذب انرژی توسط کامپوزیتهای پلیمری تحت برخورد بالستیکی ارائه داد. در این مدل، سه جزء اصلی برای توزیع تلفات انرژی توسط پرتابه در طول برخورد بالستیکی مشخص شد. این سه جزء عبارتند از: انرژی جذب شده در شکست کششی کامپوزیت، انرژی تبدیل شده به تغییر شکل الاستیک کامپوزیت و انرژی تبدیل شده به انرژی جنبشی قسمتی از کامپوزیت. این سه مقدار با هم ترکیب شده و مقادیر حد بالستیک کامپوزیت تعیین میشود. مشاهده شده است که اندازه ناحیه تغییر شکل یافته و تغییر شکل برشی ایجاد شده در صفحه پشتی کامپوزیت به طور مستقیم به ضریب برشی صفحهای مواد وابسته است.

گو [۱۳] مدلی تحلیلی برای محاسبه کاهش انرژی جنبشـی و سـرعت باقیمانده پرتابه در هدف پارچهای بافته شده چنـد لایـه، ارائـه داد. بـر

تقویت شده با الیاف شیشه با ترکیبات مختلف را در محدوده سرعتهای برخورد ۳۰ تا ۱۰۰ متر بر ثانیه بررسی کردند. کانتول [۷]، تأثیر هندسه هدف را بر روی صفحات کامپوزیتی با سرعت برخورد کم بررسی نمود. آزمایشها بر روی صفحات مدور یا چهارگوش GFRP^{*} با پرتابه نیمه کروی انجام شد. نتایج نشان دادکه هدف هیچ تأثیری بر روی مدهای شکست ندارد. کانتول تست نفوذ با سرعت بالا را بر روی صفحات CFRP به ضخامت ۶ میلیمتر با یک پرتابه ساچمهای یک گرمی انجام داد. همچنین اثر ترتیب الیاف و هندسه هدف هیچ مطالعه قرار گرفت. نتایج تجربی نشان داد که تغییر هندسه هدف هیچ تأثیر مهمی بر روی ایجاد آسیب اصلی ندارد [۸].

²⁻ Glass fiber Reinforcement Plastic

که arphi در \cdot نشان داده شده است. بنابراین می توان نوشت:

$$\sigma_{\rm n} = \left[\sigma_e + \beta V_{\rm z} \sqrt{\rho_t \sigma_e} . \cos\varphi\right] = \left[A + C . V_{\rm z} . \cos\varphi\right] \tag{(a)}$$

$$C = \beta \sqrt{\rho_t \sigma_e} \tag{(5)}$$

eta در معادلات فوق، ho_t چگالی کامپوزیت، $V_{\!
m s}$ سـرعت برخـورد پرتابـه و eta ثابت تجربی میباشد.

۲-۲- بررسی نفوذ کامل پرتابهی اجایو در هدف کامپوزیتی

شکل (۱) شماتیکی از هندسه پرتابه را نشان میدهد. پارامتر ψ که با CRH^۱ نشان داده می شود، برابر است با:

$$CRH = \psi = \frac{s}{a} = \frac{s}{2a} \tag{(Y)}$$

که S شعاع دماغه اجایو و a شعاع ساق پرتابه میباشد. زاویـه φ_0 برابـر S است u:ا

$$\sin\varphi_0 = \frac{2\psi - 1}{2\psi} \tag{(A)}$$

طول دماغه پرتابه برابر است با:

$$L_{\rm N} = a\sqrt{4\psi - 1} \tag{9}$$

شکل (۲) دیاگرام نیروی اعمالی به دماغه پرتابه را نشان میدهد. برآیند نیروها در جهت محور پرتابه همان نیروی مقاومتی میباشد.



شکل ۱- مشخصات هندسی پرتابهی اجایو.



شکل ۲ – دیاگرام نیروهای اعمالی به دماغهی اجایو.

1- Calibre- Radius- Head

اساس قانون بقای انرژی، انرژی جـذب شـده پرتابـه معـادل بـا انـرژی جنبشی و انرژی کرنشی پارچه در ناحیه تغییر شـکل یافتـه مـیباشـد. همچنین در این مدل از تغییـر شـکل پرتابـه و تولیـد حـرارت توسط عکسالعمل پرتابه و هدف صرف نظر شده بـود. سـپس کـاهش انـرژی جنبشی و سرعت باقیمانده پرتابه بعـد از نفـوذ کامـل هـدف، محاسـبه گردید. پیشبینی سرعت باقیمانده و انرژی جذب شده توسط پارچههـا، تطابق خوبی بین نتایج تحلیلی و تجربی را نشان داد.

در این مقاله، مدل تحلیلی جدیدی بر اساس مـدل تحلیلی ون بـرای پرتابه با دماغه اجایو ارائه میشود. همچنین برای پرتابه با دماغه اجـایو به قطر ۸/۶۹ میلـیمتـر و جـرم۹/۵۳ گـرم و هـدف کـامپوزیتی کـربن/ اپوکسی به ضخامت ۲/۵ میلیمتر آزمایش تجربی انجام شده و با نتـایج تحلیلی مقایسه میشود. همچنین بر اساس نتایج تجربی، یـک معادلـه جدید برای ثابت تجربی (β) در مدل ون ارائه میشود.

۲- روش تحلیلی نفوذ کامل

برای بررسی نفوذ کامل پرتابه با دماغه اجایو و نیمکروی در اهداف کامپوزیتی، از مدل ون استفاده میشود.

۲-۱- فرضيات مسئله

برای ارائه این مدل، فرضیاتی استفاده شده است که عبارتند از: • رفتار کامپوزیت، موضعی درنظر گرفته می شود. • فشار متوسط وارده به پرتابه که توسط هدف ایجاد می شود (σ٫)، از دو بخش تشکیل می شود؛ بخش اول، فشار مقاوم شبه استاتیکی چسباننده به دلیل تغییر شکل الاستیک – پلاستیک مواد کامپوزیت (σ₅) و بخش دیگر، فشار مقاوم دینامیکی (σ₄) که ناشی از تأثیرات سرعت است [۱]. در این صورت می توان نوشت:

$$\sigma_{\rm n} = \sigma_{\rm s} + \sigma_{\rm d} \tag{1}$$

• فرض می شود که فشار مقاوم شبه استاتیکی چسباننده برابـر بـا حـد الاستیک خطی فشاری در جهت ضخامت کامپوزیت (σ_e) است؛ یعنـی. $\sigma_e = \sigma_s$

 فشار مقاوم دینامیکی، تابعی از سرعت پرتابه، چگالی هدف و حد الاستیک خطی فشاری در جهت ضخامت میباشد. در این صورت میتوان نوشت:

$$\sigma_{\rm d} = \beta V_{\rm n} \sigma_e \sqrt{\frac{\rho_t}{\sigma_e}} \tag{(7)}$$

• پرتابه در حین فرآیند نفوذ صلب و بدون تغییر شکل باقی میماند.

• برخورد پرتابه به هدف به صورت عمود بر سطح می باشد.

درنتیجه فشار متوسط وارده به پرتابه توسط هدف از رابطه زیر بهدست میآید:

$$\sigma_{\rm n} = \left[\sigma_e + \beta V_{\rm n} \sqrt{\rho_t \sigma_e}\right] \tag{7}$$

www.SID.ir مجله علمی – پژوهشی مواد پرانرژی، سال هفتم، شماره ٤، شماره پیاپی ۱۷، زمستان ۹۱ <u>–</u>

که N نیروی عمودی اعمالی به نوک پرتابه و F_f نیروی اصطکاک بین پرتابه و هدف میباشد. با تعیین این نیروها برحسب سایر پارامترهای پرتابه، میتوان نیروی مقاوم بر روی پرتابه را بهدست آورد:

$$F_{1} = 2\pi s^{2} \int_{\varphi_{0}}^{\frac{n}{2}} (\sin\varphi - \sin\varphi_{0}) \cdot [\mu \sin\varphi + \cos\varphi] \sigma_{n} d\varphi$$
(1.)

$$F_{1} = 2\pi s^{2} \int_{\varphi_{0}}^{\frac{\pi}{2}} (sin\varphi - sin\varphi_{0}) [\mu sin\varphi + cos\varphi] [A + C. V_{z}. cos\varphi] d\varphi$$
(11)

$$F_1 = 2\pi s^2 (E + HV_z) \tag{11}$$

که مقادیر E و H از رابطه زیر بهدست میآید:

$$E = A[\frac{1}{2} + \frac{1}{4}\pi\mu - \sin\varphi_0 - \frac{1}{2}\mu\varphi_0 - \frac{1}{4}\mu\sin2\varphi_0 + \frac{1}{2}\sin\varphi_0^2]$$
(17)

$$H = C \left[\frac{1}{3}\mu - \frac{1}{2}\mu sin\varphi_{0} - \frac{1}{4}\pi sin\varphi_{0} + \frac{1}{6}\mu (sin\varphi_{0})^{3} + \frac{1}{3}(cos\varphi_{0})^{3} + \frac{1}{2}\varphi_{0}sin\varphi_{0} + \frac{1}{4}sin\varphi_{0}sin2\varphi_{0}\right]$$
(14)

براساس قانون دوم نيوتن، مي توان نوشت:

$$m\frac{dV_z}{dt} = -F_1 \tag{12}$$

با ترکیب کردن معادله (۱۲) و (۱۵)، معادله زیر حاصل می شود:

$$mV_z \frac{dV_z}{dz} = -2\pi s^2 (E + HV_z) \tag{19}$$

با انتگرال گیری از معادله (۱۶) میتوان سرعت باقیمانده را بهصورت زیر بهدست آورد:

$$\int_{V_s}^{V_r} \frac{V_z dV_z}{(E + HV_z)} = \int_0^T \frac{-2\pi s^2}{m} dz$$
(1Y)

$$V_r = V_s + \frac{E}{H} \ln\left(\frac{1 + \frac{H}{E}V_r}{1 + \frac{H}{E}V_s}\right) - \frac{2\pi s^2 T H}{m} \tag{1A}$$

این معادله، یک معادله غیر خطی است که با استفاده از روش نیوتن-

www.SID.ir

رفسون می توان آن را حل نمود. یکی از پارامترهای مهم در بحث بالستیک نهایی، سرعت حد بالستیک می باشد. به سرعتی از پرتابه که در هدف به طور کامل نفوذ کرده و سرعت باقیمانده آن صفر باشد، سرعت حد بالستیک گویند. در این حالت برای تعیین سرعت حد بالستیک، کافی است که در معادله (۱۸)، سرعت باقیمانده صفر قرار داده شود. به عبارتی دیگر:

$$V_s = V_b \& V_r = 0 \tag{19}$$

بنابراین سرعت حد بالستیک برابر است با:

$$V_b = \frac{E}{H} \ln\left(1 + \frac{H}{E} V_b\right) + \frac{2\pi s^2 T H}{m} \tag{(7.1)}$$

۲-۳- بررسی نفوذ کامل پرتابه با دماغه نـیم کـروی در هـدف کامپوزیتی

پرتابههای با دماغـه نـیم کـروی، حالـت خاصـی از پرتابـههـای اجـایو میباشند. در این صورت برای تعیین روابط مربوط به نفوذ، کافی اسـت که در معادله مربوط به پرتابه اجایو، ۵/۵ $= L_{
m N} = a$ و $\phi_0 = 0$ قـرار داده شود. در این صـورت سـرعت باقیمانـده و سـرعت حـد بالسـتیک بهصورت زیر بهدست میآیند:

$$V_r = V_s + \frac{E}{H} \ln\left(\frac{1 + \frac{H}{E}V_r}{1 + \frac{H}{E}V_s}\right) - \frac{2\pi s^2 T H}{m} \tag{(1)}$$

$$V_b = \frac{E}{H} \ln\left(1 + \frac{H}{E} V_b\right) + \frac{2\pi s^2 T H}{m} \tag{(YY)}$$

که

$$E = A\left[\frac{1}{2} + \frac{1}{4}\pi\mu\right] \tag{(77)}$$

$$H = C\left[\frac{1}{3}\mu + 1\right] \tag{(14)}$$

۳- نتایج و بحث

پرتابه مورد استفاده برایتست، پرتابهای با دماغه اج ایو از جنس فولاد MO40 میباشد. برای اینکه پرتابه در حین نفوذ، صلب و بدون تغییر شکل باقی بماند، سطح آن به میزان ۵۲ راکول سخت شده و برای حذف اثر اصطکاک، سطح آن سنگ زده میشود. جرم گلوله ۹۸۵۳ گرم میباشد. شکل (۳) مشخصات هندسی این گلوله را نشان میدهد. هدف مورد تست، کامپوزیت کربن/ اپوکسی میباشد. الیاف کربن مورد استفاده، کربن T300 و رزین از نوع اپوکسی LV8911 با هاردنر HA41 میباشد.



شکل ۳ – مشخصات هندسی گلوله با دماغه اجایو

این نوع رزین از نوع رزین گرم بوده و از ترکیب کردن ۱۰۰ گرم رزین با ۹۰ گرم هاردنر بهدست میآید. پس از آماده شدن رزین، لایه نازک یلاستیکی برای جلوگیری از چسبیدن کامیوزیت به سطح قرار داده و توسط قلممو رزين به سطح پلاستيكي أغشته مي شود. سپس لايه هاى پارچهای کربن قرار داده می شود. تعداد ۱۵ لایه کربن در ساخت این هدف استفاده می شود. پس از آماده شدن نمونه، آن را در زیر پرس به-مدت ۴ الی ۵ ساعت در دمای ۱۰۰ درجه سانتیگراد قرار داده و درنهایت بهمدت ۲ ساعت در کوره در دمای ۱۲۰ درجه سانتیگراد حرارت داده می شود. کامپوزیت به صورت مربع به طول ۱۴/۵ سانتی متر و ضخامت ۲/۵ میلیمتر برش داده می شود. روش تعیین سرعت حد بالستیک به این صورت است که ابتدا پرتابه با یک سرعت مشخص که معمولاً براساس روش شبیهسازی بهدست میآید، شلیک میشود. اگر پرتابه از هدف عبور کند، شلیک دوم با سرعت کمتری انجام می شود. اگر در این حالت پرتابه عبور نکند، پرتابه با سرعت بیشتر شلیک می شود. این روند آنقدر ادامه می یابد که سرعت حد بالستیک تعیین شود. نتایج تجربی این پژوهش در آزمایشگاه ضربه و نفوذ پژوهشکده پلیمر انجام شده است. در این آزمایشگاه از اسلحه گازی بـرای شـلیک استفاده می شود که قطر لوله این اسلحه ۸/۶۹ میلی متر و طول آن ۲ متر می باشد. دو جفت صفحه راهانداز برای اندازه گیری سرعت قبل و بعد از برخورد استفاده می شود. فاصله بین صفحات راهانداز قبل برخورد حدود ۳۵ سانتیمتر و فاصله بین صفحات بعد برخورد ۱۴ سانتیمتر میباشد. با عبور پرتابه از صفحه راهانداز اول، زمانسنج فعال شده و با عبور از صفحه دوم، زمان سنج متوقف می شود. درنتیجه با مشخص بودن زمان و فاصله عبور از دو صفحه، می توان سرعت را تعیین نمود. نکته مهم در مورد صفحات راهانداز بعد برخورد این است که، از فویلهای آلومینیومی ساخته شدهاند. این کرنوگراف علاوه بر سنجش سرعت بعد از برخورد، بهعنوان صفحه شاهد استفاده شده و میتواند عدم نفوذ و یا نفوذ پرتابه را مشخص کند. جـدول (۱) مقادیر سـرعت برخورد و باقیمانده برای پرتابه اجایو و هدف کامپوزیت کربن/ اپوکسی را نشان میدهد. شکل (۴) آسیب کامپوزیت در اثر شلیک پرتابه با دماغه اجایو با سرعت حد بالستیک را نشان میدهد.

با داشتن نتایج تجربی سرعت باقیمانده، میتوان روابط نیمهتجربی برای این نتایج بهدست آورد. چندین رابطه بین سرعت باقیمانده و سرعت برخورد ارائه شده است [۱۴]. رابطهی اول با فرض ثابت بودن نیروی نفوذ بهصورت زیر میباشد:

$$V_r = \sqrt{V_s^2 - V_{bl}^2} \tag{7}$$

در این رابطه، V_{bl} سرعت حد بالستیک میباشد. بنابراین با مشخص بودن سرعت حد بالستیک میتوان، نمودار تغییرات سرعت باقیمانده برحسب سرعت برخورد را رسم نمود.

رابطه دوم که به معادله لامبرت مشهور میباشد، بـهصـورت زیـر بیـان می_اشود [1۵]:

$$V_{\rm r} = \alpha (V_s^p - V_{bl}^p)^{\frac{1}{p}} \tag{(77)}$$

که a تابعی از جرم پرتابه و جرم کامپوزیت خارج شده از هدف بوده و برابر است با:

$$\alpha = \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{m'}{m}}} \tag{(YV)}$$

برای تعیین مقدار جرم خارج شده از کامپوزیت ('m)، کامپوزیتها را قبل و بعد از تست، وزن کرده و مقدار میانگین جـرم باقیمانـده تعیـین میشود. براساس نتـایج تست، مقـدار ایـن جـرم برابـر بـا ۰/۶۱ گـرم میباشد. بنابراین مقدار α برابر است با:

$$\alpha = \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{0.61}{9.53}}} = 0.969$$

مقدار p برای پرتابه صلب برابر با ۲ میباشد [۱۵]. درنهایت با سرعت حد بالستیک ۳۹/۳۴ متر بر ثانیه و مقادیر α و p، میتوان رابطه نیمهتجربی لامبرت را برای هدف کامپوزیت کربن/ اپوکسی و پرتابه اجایو تعیین نمود.

جدول ۱- مقادیر تجربی سرعت باقیمانده پرتابه اجایو و هدف کربن/اپوکسی.

وضعيت	سرعت باقیمانده (m/s)	سرعت برخورد (m/s)	نمونه
عبور از هدف	λ۴/۳۴	۹ ۱/۷۸	١
عبور از هدف	۷۱/۰۳۷	٨۶/٢٣	٢
عبور از هدف	57/97	۷۰/۴۴	٣
كمانه كردن پرتابه	-	٣٢	۴
حد بالستيک	-	89/86	۵



شکل ۴- نمای پشت هدف کامپوزیتی در اثر برخورد با سرعت حد بالستیک.

با فرض اینکه نیروی نفوذ متناسب با مربع سـرعت باشـد، رابطـه نیمـه تجربی دیگری بین سـرعت باقیمانـده و برخـورد بـهصـورت زیـر بیـان میشود [۱۶]:

$$V_{\rm r} = \sqrt{\left[1 - \frac{2C_2h}{m}\right]V_{\rm s}^2 - \frac{2C_0h}{m}} \tag{7A}$$

با مشخص بـودن h (ضـخامت هـدف) و m (جـرم پرتابـه) و همچنـين سرعت حد بالستيک، میتوان رابطه زير را بهدست آورد:

$$C_0 = \frac{V_{bl}^2}{2h} (m - 2C_2 h)$$
(79)

از ترکیب کردن دو معادله (۲۸) و (۲۹) و با استفاده از دادههای تجربی مانند سرعت حد بالستیک، جرم پرتابه و ضخامت هدف، میتوان مقدار C₂ را تعیین کرده و درنهایت نمودار تغییرات سرعت باقیمانده برحسب سرعت برخورد را رسم نمود. مقدار C₂ در این تست برابر با ۰/۲ میباشد.

شکل (۵) نمودار تغییرات سرعت باقیمانده برحسب سرعت برخورد برای پرتابه اجایو و هدف کامپوزیتی براساس رابطه نیمه تجربی لامبرت و روابط (۲۵) و (۲۸) را نشان می دهد. جدول (۲) مقادیر نتایج حاصل از تست تجربی و نیمه تجربی را برای سرعت باقیمانده نشان می دهد. نتایج نشان می دهند که رابطه نیمه تجربی لامبرت با درصد خطای میانگین ۴/۷، تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد. بنابراین می توان از معادله نیمه تجربی لامبرت در سرعتهای برخورد بالا استفاده کرده و سرعت باقیمانده را پیشبینی نمود.



جدول (۳) مشخصات پرتابه اجایو و هدف کامپوزیتی کربن اپوکسی را نشان می دهد. در این جدول، β ثابت تجربی بوده که براساس نتایج تست تعیین می شود. به این صورت که براساس سرعتهای برخورد و باقیمانده و با استفاده از روابط تحلیلی، مقادیر مختلف β تعیین شده و سپس مقدار میانگین درنظر گرفته می شود. برای پرتابههای اجایو و نیمکروی، از رابطه زیر برای تعیین مقدار ثابت تجربی استفاده می شود. (۳۰)

شکل (۶) تغییرات سرعت باقیمانده برحسب سرعت برخورد برای پرتابهی اجایو به قطر ۸/۶۹ میلیمتر و جرم ۹/۵۳ گرم در هدف کامپوزیت کربن/ اپوکسی به ضخامت ۲/۵ میلیمتر را نشان میدهد.

جدول (۴) نتایج تحلیلی و تجربی را برای این پرتابه بیان می کند. نتایج جدول فوق نشان می دهد که روابط تحلیلی (۱۸) و (۲۰)، تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد. درصد خطای میانگین در این حالت برابر با ۵/۹ درصد می باشد. براساس معادله (۲۰)، سرعت حد بالستیک ۳۶ متر بر ثانیه بوده در صورتی که در روش ون، ۳۴ متر بر ثانیه می باشد. بنابراین معادلات ارائه شده در این مقاله، خطای کمتری نسبت به روش ون دارد. شکل (۷) مقایسه نتایج تجربی برای پرتابه با دماغه نیمکروی را نشان می دهد. کامپوزیت از جنس Eglass/polyster به چگالی ۱۰ نشان می دهد. کامپوزیت از جنس Felass/polyster به چگالی میلی متر و جرم ۶ گرم و 0.5 = ۲ می باشد.



شکل ۶- نتایج تجربی و تحلیلی برای پرتابه اجایو و هدف کامپوزیت کربن/ ایوکسی به ضخامت ۲/۵ mm



جدول ۲- نتایج سرعت باقیمانده برای نتایج تجربی و معادلات نیمه تجربی.

سرعت باقیمانده (m/s)				
معادله	معادله	معادلهي	ā	سرعت بر حورد (m/c)
(٢٨)	(57)	لامبرت	بحربي	(11/3)
٧٨/٨٣	٨٣/٣٢	۸۰/۲۵	14/241	91/770
۲۵/۵۲	٧۶/۶۵	۷۴/۳۵	ν١/٠٣٨	٨۶/٢٣
۵۵	٥٨/١٣	08/0	68/984	٧٠/44
	-	-	-	۳۲
	-	-	-	٣٩/٣۴

جدول ۳ - مشخصات پرتابه اجایو و هدف کامپوزیت کربن/ اپوکسی.

مقدار	واحد	نماد	پارامتر
۳۵	MPa		حد الاستیک فشاری در
			جهت ضخامت
1044			چگالی
۲/۵	mm	Т	ضخامت
اجايو	-		نوع دماغه
٩/۵٣	gr	m	جرم
٨/۶٩	mm	d	قطر
١/٧٢۶	-	ψ	شعاع سر كاليبر

جدول ۴ مقایسه نتایج تحلیلی و تجربی برای پرتابه اجایو و هدف کامپوزیت کربن/ ایوکسی.

درصد	سرعت باقيمانده تحليلى	سرعت باقيمانده	سرعت برخورد
خطا	جدید (m/s) براساس	تجربی (m/s)	(m/s)
	معادله (۱۸)		
۶/۴۷	٨٠/٧۶	እ۶/۳۴እ	۹١/٧٧۵
۴/۶	۲ <i>۴</i> /۳	۷۱/۰۳۸	٨۶/٢٣
۶/۶۵	۵۶/۵	57/974	۷۰/۴۴
درصد	سرعت حد بالستيک	سرعت حد	
خطا	تحلیلی (m/s) براساس	بالستيك تجربي	
	معادله (۲۰)	(m/s)	
٨/۵	8	84/66	

۴- نتیجهگیری

در این مقاله یک مدل تحلیلی جدید برای تفوذ کامل پرتابههای اجایو و نیمکروی ارائه شد. در این مدل با استفاده از قانون دوم نیوتن، سرعت باقیمانده و سرعت حد بالستیک با فرض عدم وجود اصطکاک تعیین شد. تست نفوذ برای پرتابه با دماغه اجایو و هدف کامپوزیتی کربن/ اپوکسی انجام شد. با استفاده از نتایج تست تجربی، یک معادله جدید برای ثابت تجربی β تعیین شد. معادله نیمه تجربی لامبرت با درصد خطای ۴/۷، میتواند برای نتایج تجربی مورد استفاده واقع شود. نتایج تحلیلی جدید با نتایج تجربی مقایسه گردید. خطای سرعت حد بالستیک در روش تحلیلی جدید ۵/۸ درصد بود که حدود ۵ درصد خطا نسبت به مدل تحلیلی ون کمتر است. علت اصلی خطا بین نتایج

تجربی و تحلیلی این است که در روش تحلیلی موضعی بودن کامپوزیت فرض شده، در حالی که در تست تجربـی بـهعلـت سـرعت کـم، رفتـار کامپوزیت بهصورت کلی میباشد.

۵- تشکر و قدردانی

بدین وسیله نویسندگان مقاله از حمایتهای بیدریغ پژوهشکده صنات تشکر و قدردانی مینمایند.

۶- فهرست علائم و نمادها

$$\sigma_n$$
فشار متوسط وارده به پرتابه از هدف
 σ_R, A حد الاستیک خطی فشاری در جهت ضخامت کامپوزیت
 ρ_t چگالی کامپوزیت
 V_s مرعت اولیه برخورد پرتابه
 β ثابت تجربی
 μ ضریب اصطکاک
 μ مریب اصطکاک
 m خطر پرتابه
 m علی پرتابه
 m مخامت هدف
 T ضخامت هدف
 V_r
 V_{bl} سرعت حد بالستیک
 s شعاع دماغه اجایو

زاويەي اوليە اجايو
$$arphi_0$$

تنش در دماغه اجايو
$$\sigma_{ogive}$$

نیروی مقاومتی در برابر پرتابه
$$F_z$$

مراجع

- Wen, H. M. "Predicting the Penetration and Perforation of FRP Laminates Struck Normally by Projectiles with Different Nose Shapes"; Compos Struct. 2000, 49, 321–329.
- [2] He, T.; Wen, H. M.; Qin, Y. "Penetration and Perforation of FRP Laminates Struck Transversely by Conical-Nosed Projectiles"; Compos Struct. 2007, 81, 243-252.
- [3] Ulven, C.; Vaidya,U.K.;Hosur, M.V. "Effectof Projectile Shapeduring Ballistic Perforation of VARTM Carbon/Epoxy CompositePanels"; Compos Struct. 2003, 61, 143–150.
- [4] Naik, N. K.; Shrirao, P. "Composite Structures under Ballistic Impact"; Compos Struct. 2004, 66, 579–590.
- [5] Lopez-Puente, J.; Zaera, R.; Navarro, C. "An Analytical Model for High Velocity Impacts on ThinCFRPs Woven Laminated Plates"; Int. J. Solids Struct. 2007, 44, 2837-2851.
- [6] Ganesh Babu, M.; Velmurugan, R.; Gupta, N. K. "Energy Absorption and Ballistic Limit of Targets Struck by Heavy Projectile"; Lat Am J. Solids Stru. 2006, 3, 21-39.
- [7] Cantwell, W. J. "Geometrical Effects in the Low Velocity Impact

- [12] Morye, S. S.; Hine, P. J.; Duckett, R. A.; Cam, D. J.; Ward, I. M. "Modeling of the Energy Absorption by Polymer Composites upon Ballistic Impact"; Compos Sci. Tech. 2000, 60, 2631-2642.
- [13] Gu, B. "Analytical Modeling for the Ballistic Perforation of Planar Plain-Woven FabricTarget by Projectile"; Compos Part B-Eng. 2003, 34, 361-371.
- [14] Abrate, S. "Ballistic Impact on Composites";16th Int. Conf. on Composite Materials, 2007.
- [15] Zukas, J. A.; Nicholas, T.; Swift, H. F.; Greszczuk, L. B.; Curran, D. R. "Impact Dynamics"; Wiley –Interscience: New York, 1982.
- [16] Young, C. W. "Depth Prediction for Earth-Penetrating Projectiles"; J. Soil Mech. Found. 1969, 95, 803-817.

Response of GFRP"; Compos Sci. Tech. 2007, 67, 1900-1908.

- [8] Cantwell, W. J. "The Influence of FiberStacking Sequence on the High Velocity ImpactResponse of CFRP"; J. Mater. Sci. Lett. 1988, 7, 756-758.
- [9] Zhao, G.; Wang, Z.; Zhang, J.; Cho, C. "An Experimental Investigation of Penetration Failure Modesin Composite Laminates"; in the Proceedings of the 16th Int. Conf. on CompositeMaterials, Kyoto, Japan. July 8-13, 2007.
- [10] Hazell, P. J.; Kister, G.; Stennett, C.; Bourque, P.; Cooper, G. "Normal and Oblique Penetration of Woven CFRP Laminates by a High Velocity Steel Sphere"; Compos Part A-Appl S. 2008, 39, 866–874.
- [11] Morye, S. S. "High Performance Polymer Composites for Ballistic Protection"; PhD Thesis, The Univ. of Leeds, November 1998.