ISSN: 2476-6909; Modares Mechanical Engineering. 2020; 20(12):2733-2745

Experimental and Numerical Analysis of High Velocity Impact on 2-Layer Kevlar/Elastomer Composite

ARTICLEINFO

Article Type
Original Research

Authors
Asemeni S.[1] *MSc*,
Liaghat G.[1*] *PhD*,
Ahmadi H.[1] *PhD*,
Anani Y.[1], *PhD*,
Khodadadi A.[1] *PhD*,

How to cite this article
Asemeni S, Liaghat G, Ahmadi H, Anani Y, Khodadadi A. Experimental and Numerical Analysis of High Velocity Impact on 2-Layer Kevlar/Elastomer Composite. Modares Mechanical Engineering. 2020; 20(12):2733-2745

ABSTRACT

In this study, the energy absorption capacity of kevlar/elastomer composites under high-speed impact loading has been investigated experimentally and numerically. The compliance of the mechanical behavior of elastomeric composites with the theory of hyperelasticity complicates the analytical study. Therefore, numerical simulation due to the different and complex mechanisms of failure has gained large share in the design of composite structures. In the present study, the most advanced method of finite element modeling of composites i.e., Abaqus / Explicit has been used to determine their behavior during impact. For this purpose, planer shell elements were used to model the composite layers, and formable material model and the vumat were used to determine the behavior of the elastomeric composite failure model based on a damage criterion such as von mises failure criterion. Due to the lack aforementioned criteria in the commercial versions of the software and the importance of considering damages in numerical simulation for these composites, the criterion was written in Fortran software environment, and the analysis of the penetration phenomenon was added to the software capability in composite structure. In order to validate this model, an experimental test was performed on the kevlar/elastomer composite by a Gas gun device. Also, the study of deformation, output projectile velocity, and absorpted energy have been reported. The simulation results show a very good agreement with the experimental results.

Keywords Elastomeric Composite; High-Speed Impact; Energy Absorption; Failure Mechanism; Numerical Analysis

[1]Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.

***Correspondence**
Address: Department of Mechanical Engin-eering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.
Phone: +98 (21) 82883387
Fax: +98 (21) 82884989
Ghlia530@modares.ac.ir

Article History
Received: July 20, 2020
Accepted: November 07, 2020
ePublished: December 20, 2020

CITATIONLINKS

[1] A user-material subroutine incroporating single crystal plasticity in the ABAQUS... [2] ABAQUS user subroutines for the simulation of viscoplastic behaviour including anisotropic damage... [3] Cohesive model for crack propagation analyses of structures with elastic–plastic material behavior Foundations and implementation [4] Simulating the impact behaviour of composite aircraft structures [5] An ABAQUS User Subroutine for a Modified Cohesive Zone Model that Regularizes Convergence and Instability Problems [6] Modelling and simulation of fibre metal laminates [7] Abaqus implementation of creep failure in polymer matrix composites with transverse isotropy [8] Analysis of inertia and scale effects on dynamic neck formation during tension of sheet steel [9] User-defined material model for progressive failure analysis [10] Application of User Defined Subroutine UMESHMOTION in ABAQUS for Simulatinf Dry Rolling/sliding Wear [11] A method to model wood by using ABAQUS finite element software [12] Behaviour of multiple composite plates subjected to ballistic impact [13] A straightforward numerical technique for finite element implementation of non-local gradient-dependent continuum damage mechanics theories [14] Investigation of residual stresses in laser beam welding of aluminum sheets [15] Finite element analysis of welding processes by way of hypoelasticity-based formulation [16] Numerical modelling of the low-velocity impact response of composite sandwich beams with honeycomb core [17] High velocity impact behavior of Kevlar/rubber and Kevlar/epoxy composites [18] Investigation of Ballistic Impact Analysis on Single Layer Kevlar / Elastomer Composite Using Energy equations of Hyperelastic Materials [19] Numerical and experimental study of impact on hyperelastic rubber panels [20] Different method to make laminates by shear thickening fluid [21] Experimental and numerical analysis of high velocity impact on Kevlar/Epoxy composite plates

Copyright© 2020, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.

تحلیل تجربی و عددی ضربه سرعت بالا روی صفحات کامپوزیتی کولار/الاستومر ۲لایه

سیده سمانه آسمانی MSc
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران،ایران
غلامحسین لیاقت* PhD
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران
حامد احمدی PhD
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران
یاور عنانی PhD
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران
امین خدادادی PhD
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

چکیده
در این مقاله قابلیت جذب انرژی کامپوزیت‌های کولار/ الاستومر تحت بارگذاری ضربه‌ای سرعت بالا به روش تجربی و عددی مورد بررسی قرار گرفته است. الاستومر بدلیل برگشت‌پذیری و بالا بودن نسبت جذب انرژی به وزن آن به عنوان محافظ بالستیکی درکامپوزیت‌ها، آنها را جذاب‌تر می‌کند. البته تبعیت رفتار مکانیکی کامپوزیت‌های الاستومری از تئوری هایپرالاستیسیته مطالعه تحلیلی را پیچیده خواهد کرد. بنابراین، شبیه‌سازی عددی به دلیل در نظرگرفتن مکانیزم‌های مختلف و پیچیده شکست، بیشترین سهم در طراحی سازه‌های کامپوزیتی را از آن خود کرده‌اند. در تحقیق حاضر، از پیشرفته‌ترین روش مدل‌سازی المان‌محدود کامپوزیت‌ها آباکوس/ صریح جهت تعیین رفتار آنها، در طول برخورد ضربه استفاده شده است. بدین منظور، برای مدل‌سازی لایه‌های کامپوزیتی از المان‌های ورق و جهت تعیین رفتار مدل شکست کامپوزیت الاستومری از مدل مادی مواد شکل‌پذیر و مدل مادی وی‌یومت بر مبنای یکی از معیارهای آسیب مانند تنش ون‌مایزز استفاده شده است. به دلیل عدم وجود معیار ذکر شده برای پیش بینی رفتار آسیب این کامپوزیت‌های غیرخطی در نسخه‌های تجاری نرم‌افزار برای شبیه‌سازی عددی، معیار مذکور با استفاده از کدنویسی در محیط نرم‌افزار فرترن نوشته شد و به این شکل تحلیل پدیده نفوذ در سازه کامپوزیتی به قابلیت نرم‌افزار اضافه گردید. به منظور اعتبارسنجی مدل از آزمون تجربی بر روی کامپوزیت کولار/ الاستومر توسط دستگاه تفنگ گازی استفاده شد. همچنین، بررسی تغییرشکل و سرعت خروجی پرتابه و انرژی جذب شده به عنوان نتایج گزارش شده‌اند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی توافق بسیار خوبی را با نتایج تجربی نشان می‌دهد.

کلیدواژه‌ها: کامپوزیت الاستومری، ضربه سرعت بالا، جذب انرژی، مکانیزم شکست، مدل‌سازی عددی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰٤/۳۰
تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۸/۱۷
*نویسنده مسئول: ghlia530@modares.ac.ir

۱- مقدمه

یکی از موضوعات مهم در مهندسی مکانیک، سازه¬هایی است که در مواجه با برخورد یا ضربه هستند و معمولا از جنس فلز یا کامپوزیت می‌باشند. امروزه در بسیاری از کاربردهای مهندسی با فناوری پیشرفته، کامپوزیت‌ها می‌توانند ماده انتخابی باشند. مهمترین ویژگی کامپوزیت‌ها که باعث کاربرد فراوان آن‌ها در صنایع مختلف شده است، نسبت استحکام به وزن بالای آن‌ها است. این مواد قادرند که با کاهش وزن سازه، استحکام مناسبی را بسته به نوع کاربرد بدست دهند. همین ویژگی کلی کامپوزیت‌ها باعث شده است که امروزه در بسیاری از هواپیماهای مسافربری، جنگی، وسایل نقلیه و کاربردهای نظامی، کامپوزیت‌های پر رنگی را ایفا کنند. در صنایع هوایی و فضایی ممکن است کامپوزیت در معرض بار ضربه‌ای قرار گیرد. بنابراین، تقویت خواص ضربه‌ای کامپوزیت‌ها همراه با انعطاف‌پذیري، حجم کم، سبکي و مقاومت بالا معیار مه می‌در این صنایع می‌باشد. چنانچه نیروی ضربه بیشتر از استحکام این نوع کامپوزیت‌ها باشد، باعث جدایش لایه‌های کامپوزیتی می‌شود. اکثرا دیده می‌شود که کامپوزیت‌های ترموست استحکام کافی را در برابر بارهای ضربه‌ای ندارند و در اثر آنها دچار جدایش لایه‌ای می‌شوند همین موضوع باعث ساخت کامپوزیت‌های الاستومری شد که نتیجه آن استحکام مناسب و انعطاف پذیری بالا در برابر ضربه و جذب انرژی در کنار وزن پایین سازه‌ها بود که این امر باعث استحکام لایه¬ها و جدانشدن آنها نسبت به هم می‌شوند. بنابراین برای کاربرد این دسته از کامپوزیت‌ها در بارگذاری‌های ضربه ای باید تحلیل ضربه بر کامپوزیت‌های الاستومری انجام شود تا از مقاومت سازه، عدم جدایش لایه‌ها و غیره اطمینان حاصل شود. عوامل متعددی بر خواص ضربه، جذب انرژی و مقاومت در برابر ضربه در کامپوزیت‌های الاستومری موثر هستند. عواملی چون جنس مواد بکار رفته در کامپوزیت‌ها، خواص مکانیکی پارچه، ماتریس، چیدمان لایه‌های کامپوزیت، جرم ضربه‌زننده، شکل پرتابه و غیره. هریک از این عوامل می‌تواند استحکام کامپوزیت را تا حد زیادی تحت الشعاع قرار دهد. از این رو در شبیه‌سازی از جمله پارامترهای اساسی به شمار می‌روند. تاکنون تحقیقات زیادی در زمینه المان‌محدود صورت گرفته است و در بسیاری از این تحقیقات عمل شبیه‌سازی با نرم‌افزار آباکوس انجام شده است. در بعضی از آنها برای شبیه‌سازی به نوشتن سابروتین نیاز بوده است. در زیر به چندین مورد از تحقیقاتی که تاکنون انجام شده و در آنها از سابروتین‌نویسی استفاده شده است. اشاره می‌شود:

در سال ۱۹۹۱ در بخش علوم کاربردی دانشگاه هاروارد یک سابروتین مواد کاربر که شامل پلاستیسیته در مواد تک کریستال می‌باشد توسط برنامه المان‌محدود نرم‌افزار آباکوس اجرا شد. این سابروتین توسط زبان برنامه نویسی فرترن نوشته شده است[1]. در سال ۲۰۰۱ در موسسه تحقیقاتی مواد در کشور آلمان از سابروتین‌های کاربر آباکوس برای شبیه‌سازی رفتار ویسکوپلاستیک مواد همگن و تک کریستال استفاده شد[2]. در سال ۲۰۰۱ در هامبورگ آلمان در یک مرکز تحقیقاتی برای تجزیه و تحلیل انتشار ترک سابروتینی با زبان برنامه نویسی فرترن نوشته شد و در نرم‌افزار المان محدود آباکوس اجرا شد. در اینجا کاربردهای نسخه ای از سایروتین‌های کاربر برای تحلیل انتشار ترک بیان شده است[3]. در سال ۲۰۰۳ برای

شبیه‌سازی رفتار ساختارهای کامپوزیتی هواپیما در برابر ضربه از نرم‌افزار المان‌محدود آباکوس استفاده شد. در اینجا با استفاده از نوشتن یک سابروتین و اتصال آن با کد المان‌محدود نرم‌افزار آباکوس رفتار بال هواپیما شبیه‌سازی شده است[4]. در سال ۲۰۰۴ در دانشگاه براون یک سابروتین کاربر برای مدل تغییر یافته منطقه چسبنده و مشکلات همگرایی و ناپایداری مدل نوشته شد. در اینجا نرم‌افزار آباکوس اجازه می‌دهد تا علاوه بر سابروتین‌های کاربر یک المان توسط یک سابروتین خاص تعریف شود که اطلاعات مربوط به آن المان و جابه‌جایی‌های نقطه ای از نرم‌افزار آباکوس بدست می‌آیند، جزییات کدنویسی را می‌توان در کتابچه راهنمای آباکوس پیدا کرد[5]. در سال ۲۰۰۴ در هامبورگ آلمان ورقه‌های فلزی فیبرهای کامپوزیتی بال هواپیما با نوشتن یک سابروتین در نرم‌افزار آباکوس شبیه‌سازی شد. این تحقیق جهت بررسی ترک ایجاد شده روي بال هواپیما انجام شد[6]. در سال ۲۰۰۵ در دانشگاه آکرون تحقیقی در مورد کاربرد آباکوس در تحلیل شکست در اثر خزش در کامپوزیت‌های پایه پلیمری انجام شد. در این تحقیق برای انجام شبیه‌سازی از یک سابروتین در کد تجاری آباکوس استفاده شد[7]. در سال ۲۰۰۵ در دانشگاهی در شهر مادرید اسپانیا تحقیقی با عنوان تحلیل اثرات ابعاد و اینرسی بر روی باریک شدن دینامیکی در طول انجام عملیات کشش بر روی ورقه فولادی انجام شد که در انجام این تحقیق برای شبیه‌سازی فرایند کشش از نرم‌افزار المان‌محدود آباکوس و نوشتن یک سابروتین وی‌یومت جهت بدست آوردن نتایج دقیق‌تر استفاده شده است[8]. در سال ۲۰۰۶ در موسسه سیستم‌های اطلاعاتی پیشرفته در ویرجینیا برای تجزیه و تحلیل شکست در مواد مدلی توسط کاربر تعریف شد. در اینجا سابروتینی برای تحلیل شکست نوشته شد که این سابروتین در آباکوس استاندارد قابل اجرا می‌باشد[9]. در سال ۲۰۰۶ در موسسه تکنولوژی رویال در استکهلم سوئد تحقیقی در مورد کاربردهای سابروتین در آباکوس برای شبیه‌سازی پدیده سایش لغزشی در فرایند نورد خشک انجام شد[10]. در سال ۲۰۰۸ در موسسه مکانیک پیشرفته در فرانسه برای مدل کردن چوب از نرم‌افزار المان‌محدود آباکوس استفاده شد. در این پژوهش نیز از سابروتین نویسی برای مدل کردن چوب استفاده شده است، چون رفتار مکانیکی ساختارهای چوبی به شدت به شرایط اطراف آن وابسته می‌باشد. در نتیجه با استفاده از تعریف آن شرایط در زیر برنامه و اجرای آن در نرم‌افزار المان‌محدود آباکوس رفتار چوب شبیه‌سازی شده است[11]. در سال ۲۰۰۹ شیخ و همکارانش رفتار پنل‌های کامپوزیتی تک لایه و چندلایه ای که تحت برخورد بالستیک قرار می‌گیرند را به روش‌های تجربی و عددی مورد بررسی قرار دادند[12]. در سال ۲۰۱۰ در دانشکده مهندسی عمران دانشگاه تگزاس یک روش عددی مستقیم و سرراست برای کاربرد المان‌محدود از وابستگی گرادیان غیر محلی در تئوری‌های مکانیک پیوسته مورد بررسی قرار گرفت. در انجام این تحقیق دو نوع سابروتین نوشته شده است که هر کدام نقش موثری در نتایج تحقیق داشته است[13]. در سال ۲۰۱۱ در دانشگاه آزاد اسلامی‌واحد تهران شرق برای بررسی تنشهای پسماند در جوشکاری پرتو لیزر ورقهای آلومینی می‌برای شبیه‌سازی فرایند جوشکاری پرتو لیزر از مدل المان‌محدود سه بعدی استفاده شده و در محیط نرم‌افزار از طریق نوشتن سابروتین مدل‌سازی شد[14]. در سال ۲۰۱۱ در دانشگاهی در کشور کره جنوبی تحلیل‌های المان‌محدود از فرایندهای جوشکاری با فرمولاسیونی بر اساس هایپر الاستیسیته مورد بررسی قرار گرفت. این عمل با استفاده از انجام شبیه‌سازی در نرم‌افزار المان‌محدود آباکوس و نوشتن سابروتین انجام شد[15]. اینس ایوانز با استفاده از نرم‌افزار آباکوس پاسخ به ضربه تیرهای ساندویچی کامپوزیتی با هسته لانه زنبوری تحت برخورد ضربه را مورد بررسی قرار داد. در این مقاله جهت مدل‌سازی از مدل مادی وی‌یومت با بهره گیری از معیار شکست هوو استفاده شد و نتایج توافق بسیار خوبی را با کارهای تجربی سایر محققین نشان دادند[16].

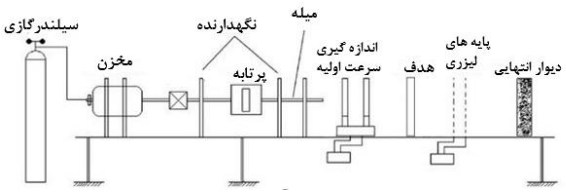
در مطالعات قبلی، شبیه‌سازی عددی برای بررسی پاسخ رفتار خطی اهداف ترموست و ترموپلاست با مدل‌های مواد تعریف شده توسط مدل مادی وی‌یومت و یومَت پیش بینی شده است. اما در این مقاله، یک مدل عددی استاندارد برای بررسی پاسخ رفتار غیرخطی از کامپوزیت الاستومری با مدل مادی وی‌یومت در نظر گرفته شده است، که میتواند مکانیسم آسیب این اهداف را تحت بارگذاری ضربه تخمین بزند.

همچنین، موضوع اصلی این تحقیق بررسی پاسخ به ضربه کامپوزیت‌های کولار/الاستومر به روش تجربی و عددی در برخوردهای بالستیک با پرتابه سر نیم‌کروی است. در کار عددی حاضر از پیشرفته‌ترین روش مدل‌سازی المان‌محدود کامپوزیت‌ها (آباکوس-اکسپلیسیت(صریح)) جهت تعیین رفتار سازه¬های کامپوزیتی، هنگامی که تحت برخورد قرار می‌گیرند، استفاده می‌شود. بدین منظور برای مدل‌سازی کامپوزیت الاستومری از المان‌های ورق صفحه ای استفاده می‌شود. همچنین، جهت تعیین رفتار ماده الاستومر، از مدل مادی وی‌یومت بر اساس معیار ون مایزز و جهت تعیین رفتار ماده کولار بر اساس مدل رفتاری مواد شکل‌پذیر در نظر گرفته می‌شود. در پژوهش انجام شده، نمونه‌های کامپوزیتی ۲ لایه هستند و تحت ضربه پرتابه سرکروی با سرعت‌های متفاوت در بازه ۱۱۷ تا ۱۲۵ متر بر ثانیه قرار گرفتند. لذا جذب انرژی و تخریب کامپوزیت تحت ضربه توسط پرتابه مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان داده می‌شود که تحلیل عددی تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد. همچنین تأثیر شکل پرتابه در سرعت‌های مختلف بر عملکرد کامپوزیت الاستومری به طور عددی بررسی شده و نشان داده می‌شود که پرتابه‌ها با قطر بیشتر سرعت حد بالستیک بالاتری را دارا می‌باشند.

۲- بررسی تجربی

در این قسمت به بررسی تجربی جذب انرژی بر روی کامپوزیت‌های کولار/الاستومر پرداخته شده است. آزمایش‌ها برای کامپوزیت‌های الاستومری دولایه ساخته شده[17] صورت گرفته است. شرایط بارگذاری به صورت کشش تک محوره در جهت ضخامت می‌باشد. آزمایش‌های بالستیک در این پژوهش، توسط دستگاه تفنگ گازی آزمایشگاه مکانیک ضربه دانشگاه تربیت مدرس انجام گرفته است. از این دستگاه برای انجام آزمایش‌های مکانیک ضربه، مانند برخورد و نفوذ، در گستره متنوعی از سرعت‌های برخورد می‌توان استفاده نمود. اعمال سرعت‌هایی در حدود ده تا چند هزار متر بر ثانیه با انواع مختلف این دستگاه، امکان پذیر می‌باشد. بارگذاری نمونه‌ها و قطعات، به وسیله شلیک پرتابه انجام می‌گیرد. به وسیله این دستگاه، می‌توان گلوله را در بازه سرعتی متنوعی حرکت داد. سرعت حد عبور(حد بالستیک) هدف، سرعت باقی مانده پس از عبور و ظرفیت جذب انرژی بالستیک هدف، سه پارامتر مهم قابل تعیین توسط این دستگاه می‌باشند.

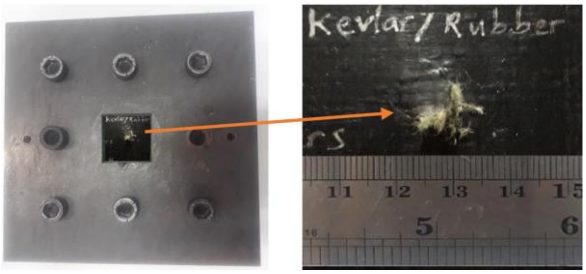
در این دستگاه، یک شیر برقی از نوع سنولوئیدی، محفظه ذخیره گاز را به انتهای لوله متصل می‌کند. محفظه ذخیره گاز، به کپسول تغذیه، یا مخزن یک کمپرسور پرفشار متصل شده است. با وصل نمودن کلید برقی شیر سنولوئیدی (با افزایش فشار پشت دیافراگم)، ناگهان گاز درون محفظه ذخیره آزاد شده و سرعت اولیه شلیک پرتابه را فراهم می‌آورد. سرعت اولیه داده شده به ضربه‌زننده، تابع فشار گاز پشت ضربه‌زننده، جنس گاز و جرم مولکولی و دمای آن، جرم و شکل دماغه ضربه‌زننده، قطر و طول لوله و تلورانس هندسی میان ضربه‌زننده و لوله می‌باشد. در شکل ۱، شماتیک دستگاه تفنگ گازی نشان داده شده است. پس از پرتاب ضربه‌زننده، سرعت خروج آن از لوله (یا سرعت برخورد آن به هدف) به وسیله سرعت‌سنج اندازه گیری می‌شود. دو نور لیزر متمرکز اساس کار سرعت سنج می‌باشد. پرتابه با سرعت بالا پس از خروج از لوله، دو نور متمرکز را قطع کرده و دستگاه سرعت سنج بر اساس فاصله این دو و مدت زمانی که پرتابه این دو نور متمرکز را قطع می‌کند، سرعت پرتابه را تخمین می‌زند. اگر ضربه‌زننده از نمونه خارج شود، سرعت خروجی آن نیز به وسیله دستگاه کرونوگراف اندازه گیری می‌شود. در شکل ۲ دستگاه تفنگ گازی مورد استفاده و فیکسچر و جعبه محافظ نشان داده شده است. همچنین در شکل ۳ قاب مورد استفاده برای نگه داشتن نمونه



شکل ۱) شماتیک دستگاه تفنگ گازی

(الف) (ب)

شکل ۲) آزمایش ضربه سرعت بالا الف) دستگاه تفنگ گازی، ب) جعبه محافظ تفنگ گازی، فیکسچر و محل قرارگیری نمونه‌ها



شکل ۳) نمایی از کامپوزیت الاستومری بعد از نفوذ در ضربه سرعت ۱۲۵متر بر ثانیه

کامپوزیت کولار/ الاستومر با ابعاد ۵۰ × ۵۰ میلی متر و ضخامت ۱میلی‌متر در آزمایش ضربه سرعت بالا نشان داده شده است.

۳- مبانی تئوری شکست

استحکام یک سازه کامپوزیتی تابعی از استحکام لایه‌های سازنده آن است. فرآیند شکست کامپوزیت‌ها با مواد ایزوتروپ همگن به دلیل غیر ایزوتروپ بودن آن‌ها متفاوت است. درواقع در مواد غیر ایزوتروپیک شکست می‌تواند در اثر حالات مختلفی از ترکیب تنش‌ها ایجاد شود. در بررسی شکست کامپوزیت‌ها رفتار هر لایه بررسی می‌شود. هرگاه توزیع تنش سبب شکست یک لایه گردد، ادامه محاسبات شکست با حذف آن لایه ادامه پیدا می¬کند. عوامل زیادی در بررسی شکست کامپوزیت‌ها دخیل هستند که از جمله‌ی مهمترین آن می‌توان به جهت پارچه، ترکیب قرارگیری لایه‌ها، خواص مکانیکی و خواص حرارتی آن اشاره کرد. به طور کلی بررسی شکست کامپوزیت‌ها به دلایلی از جمله تورق لایه‌ها، شکست الیاف، کمانش الیاف، شکست رزین، وجود حفره‌ها و ترک‌ها و غیره دارای پیچیدگی‌های بسیاری است. در حقیقت انتخاب بهترین مدل نیازمند در نظرگیری عوامل مختلفی چون نوع بارگذاری سازه، سرعت برخورد، مکانیزم‌های آسیب و مدل‌های شکست می‌باشد.

۳-۱- معیار شکست ماتریس

در این قسمت که اصلی‌ترین بخش یک سابروتین می‌باشد با توجه به نوع سابروتین و انتظاری که در پایان از آن می‌رود، پارامترها به کد تبدیل می‌شوند. در این سابروتین که برای تعیین رفتار مکانیکی مواد از آن استفاده می‌شود باید روابط مربوط به

تنش و کرنش، با تبدیل به کدهای مناسب در سابروتین قرار بگیرند که برای انجام این کار از روابط تنش-کرنش کوشی مواد غیر الاستیک از مرجع[18] استفاده شده است و با توجه به نتایج تست کشش نمونه الاستومر کدنویسی باید بر اساس آن انجام شود، در ابتدای کدنویسی این موضوع در سابروتین تعریف می‌شود سپس نوع مدل مشخص می‌شود، در این سابروتین نوع مدل از نوع صفحه‌ای می‌باشد پس از آن متغیرهای حالت از قبیل تنش بر حسب کرنش در جهات مختلف تعریف می‌شوند. در قسمت بعد ثابت‌ها از قبیل پارامتر ضریب نئو-هوکین و تنش ماکزیمم شکست و خواص تعریف مانند چگالی و سپس یکسری از شروط تحلیل برای برنامه تعیین می‌شود. شروطی از قبیل اجزاء مستقیم (تنش‌های کششی و فشاری) و یا اجزاء غیرمستقیم (تنش‌های برشی) می‌باشند، انجام شود. در سابروتین این تنش‌ها در معادله اصلی ون مایزز نوشته شده است. معادله مورد استفاده به شکل زیر است:

$$\sigma_e = \left[\frac{3}{2}\left(\sigma_{11}^2+\sigma_{22}^2+\sigma_{33}^2+2\sigma_{12}^2+2\sigma_{23}^2+2\sigma_{31}^2\right)\right]^{1/2} \quad (۱)$$

این معادله جریان تنش ماده را با پارامترهایی از قبیل تنش‌های اصلی و تنش‌های برشی بیان می‌کند که معیاری مناسب برای مدل آسیب ماتریس در این کامپوزیت‌ها می‌باشد.

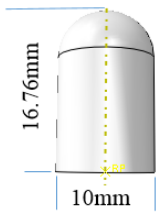
۲-۳- معیار شکست پارچه

با توجه به اینکه رفتار کولار تقریبا نرم است برای تعیین مدل رفتاری آن از معیارهای آسیب نرم موجود در نرم‌افزار آباکوس استفاده شده است.

۴- مراحل شبیه‌سازی

۴-۱- مدل‌سازی

در این قسمت هریک از قطعات در دستگاه مختصات سه بعدی مدل شده اند و حالت تغییر شکل پذیر دارند. همچنین، هر بخش از نوع المان ورق با ابعاد ۵۰x۵۰ mm² با ضخامت ۰/۵ میلی‌متر انتخاب شده‌اند. بخشدیگری که در این شبیه‌سازی انتخاب شده است، ضربه‌زننده می‌باشد که از نوع بخش صلب مجزا انتخاب شده است. با توجه به مقاومت گلوله در برابر تغییرشکل از این گزینه استفاده شد. مدل نیاز به یک نقطه‌ی مبنا دارد که کلیه‌ی محدودیت‌ها و بارها به این نقطه (کف گلوله) اختصاص داده می‌شود که در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۴) پرتابه

۴-۲- مشخصات فیزیکی و تعیین خواص ماده

در این تحقیق، برای شبیه‌سازی کامپوزیت الاستومری ازکولار (پارچه) و الاستومر (ماتریس) استفاده شده است. در جدول ۱ خواص مواد مورد نظر را نشان می‌دهد. خواصی که برای ماده کولار در نظر گرفته شده، شامل دانسیته (چگالی ماده موردنظر ρ)، مدول الاستیسیته (E) و ماکزیمم انرژی شکست می‌باشد. همچنین، خواصی که برای ماده الاستومر در نظر گرفته شده، شامل دانسیته(چگالی ماده موردنظر ρ)، ضریب ثابت مدل نئو-هوکین و تنش ماکزیمم شکست است.

مدل شکست تعریف شده در آباکوس به گونه‌ای است که می‌توان شروع و مدل کامل شکست را برای مواد نرم- الاستیک (پارچه کولار) با فرض رفتار آیزوتروپیک پیش‌بینی کرد. شکست بوسیله تخریب سفتی مواد تعریف می‌شود و نقش مهمی در تحلیل مواد کامپوزیتی تقویت شده با پارچه دارد. همچنین برای مدل‌سازی رفتار آسیب ماده الاستومر از سابروتین استفاده شده است.

به علت مربع بودن کامپوزیت، خواص در دو جهت طولی و عرضی باهم برابر می‌باشد همچنین در این پژوهش خواص در جهت ضخامت نیز مشابه حالت طولی و عرضی فرض شد. ترتیب لایه‌چینی کامپوزیت با زاویه صفر در نظر گرفته شده است.

در آباکوس با استفاده از کامپوزیت لایه‌ای در قسمت خواص می‌توان لایه‌های مختلف کامپوزیت را تعریف کرد. ضخامت‌های مختلف، روی لایه‌های المان‌های پوسته‌ای تعریف می‌شود.

برای استقلال حل عددی از مش بندی، شبیه‌سازی‌های متعددی با تعداد المان‌های مختلف انجام شد تا اندازه مش مناسب که منجر به همگرایی جواب می‌شود، مشخص شود. چگالی مش بندی برای سه حالت مختلف مش بندی شامل ۰/۰۰۰۴۵، ۰/۰۰۰۵۵، ۰/۰۰۰۶۵، ۰/۰۰۰۷۵ و ۰/۰۰۰۸۵ در سرعت برخورد ۱۱۷ متر بر ثانیه مورد بررسی قرار داده شد. با توجه به جدول ۲، در ۵ حالت بررسی شده بهترین حالت، حالت سوم می‌باشد. لذا از این حالت مش‌بندی جهت تحلیل استفاده شد. شکل ۵ تصویری از حالت مش‌بندی پانل نشان می‌دهد.

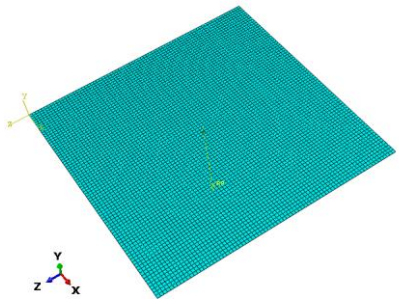
مدل ارایه شده در این پژوهش مدلی دینامیکی می‌باشد که مستلزم المان‌گیری از نوع صریح است. بخش صریح در نرم افزار آباکوس صرفا برای حل مسایل دینامیکی به روش صریح ایجاد شده است.

جدول ۱) خواص فیزیکی و مکانیکی برای مواد مورد نظر[18] و [19]

نوع ماده	دانسیته (kg/m³)	ضریب نئوهوکین (MPa)	ضریب پواسن	مدول الاستیسیته (MPa)	تنش بیشینه (Mpa)	نرخ کرنش (GPa)	کرنش شکست	انرژی شکست (J)
کولار	۱۴۴۰	-	۰/۲۵	۸۳	۲۹۲۰	۰/۰۰۴	۰/۰۴	۱۳۴۳/۲
الاستومر	۹۵۰	۰/۹۹	-	-	۹/۵۶	-	۰/۰۲۳	-

جدول۲) همگرایی در ۲میلی‌متر ثانیه

تعداد المان‌های کامپوزیت الاستومری ۲لایه	سرعت اولیه برخورد (m/s)	سرعت نهایی برخورد تحلیل تجربی (m/s)	سرعت نهایی برخورد حاصل از شبیه‌سازی عددی (m/s)	درصد خطا (%)
۱۲۳۲۱	۱۱۷	۱۰۰	۱۰۴/۰۲	۴/۰۲
۸۲۸۱	۱۱۷	۱۰۰	۱۰۱/۹۰	۱/۹
۵۹۲۹	۱۱۷	۱۰۰	۹۸/۴۰	۱/۶
۴۴۸۹	۱۱۷	۱۰۰	۹۲/۷۳	۷/۲
۳۴۸۱	۱۱۷	۱۰۰	۸۹/۷۹	۱۰/۲۱



شکل ۵) مش بندی پانل

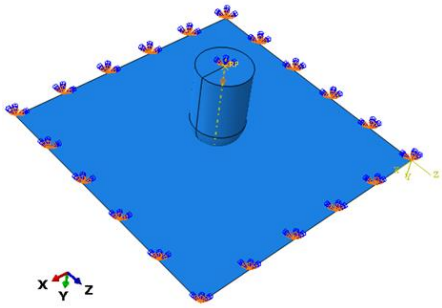
همچنین، برای تحلیل اجزای این سازه کامپوزیتی برای تعیین دو به دوی قطعات و اختصاص خواص مکانیکی تماس بین آن‌ها از تماس عمومی(کل) در تمامی گام‌های حل استفاده و نوع برخورد را از نوع برخورد عمومی با ضریب اصطکاک ۰/۲ تعیین شده است[20]. برای اینکه اگر در حین حل نیز برخورد از پیش تعریف نشده‌ای بوجود بیاید با استفاده از این تماس در حل لحاظ شود. همچنین، بر هم کنش دیگری از نوع تماس صفحه به صفحه می‌باشند. قید اعمال شده بر روی درجات آزادی پرتابه از نوع صلب می‌باشد. این قید اجازه می‌دهد حرکت نواحی یک مدل نسبت به حرکت یک نقطه مرجع مقید شود.

۴-۳- بارگذاری و ایجاد شرایط مرزی

مشابه با شرایط مرزی در آزمون‌های تجربی چهار لبه هدف به صورت کاملا گیردار مقید و سرعت اولیه پرتابه به صورت یک میدان از پیش تعیین شده در محل نقطه مرجع پرتابه تعریف شد. در ضمن چون برای پرتابه صلب خواصی در نظر گرفته نمی‌شود لذا جرم پرتابه بصورت متمرکز در محل نقطه مرجع آن در نظر گرفته شد. در مورد پرتابه ذکر این نکته الزامی است که پرتابه در طول اجرای برنامه اجازه حرکت انتقالی و چرخشی در تمامی جهات صفحه را دارد. شکل ۶ شرایط مرزی پانل را نشان می‌دهد.

۵- برخورد در مرکز هدف

در این بخش نتایج حاصل از برخورد پرتابه به مرکز هدف کامپوزیت الاستومری ذکر شده است.



شکل ۶) شرایط حدی پانل

۵-۱-تغییرات سرعت خروجی پرتابه

همانگونه که از جدول ۳ مشاهده می‌شود. سرعت خروجی گلوله در برخورد به هدف کامپوزیتی کولار/ الاستومر ۲ لایه با سرعت‌های مختلف ۱۱۷، ۱۲۲ و ۱۲۵ متر برثانیه انجام شد و در هر آزمایش سرعت‌های ورودی و خروجی پرتابه ثبت شد. جهت انجام آزمایش بالستیک نمونه با فیکسچر۵۰ × ۵۰ میلی متر از پرتابه استوانه¬ای فولادی سرکروی صلب با جرم ۹/۳۲ گرم ، طول ۱۶/۷۵ میلی متر و قطر۱۰ میلی متر استفاده شد. جهت کسب اطمینان از نتایج آزمایش، حداقل تکرار هر آزمایش ۳ عدد در نظر گرفته شد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج تست‌های بالستیک تطابق خوبی دارد.

۵-۲-سرعت حد بالستیک

مهمترین دست‌آورد آزمایش بالستیک سرعتِ حدِ بالستیکِ هدف می‌باشد که برای یک پرتابه و هدف خاص تعریف می‌شود. سرعتِ حد حداقل سرعتی است که منجر به نفوذ کامل در هدف شده و جسم را سوراخ کرده و از آن عبور می کند. به بیان دیگر سرعت حد حداکثر سرعتی است که هدف را سوراخ می‌کند اما از آن عبور نمی‌کند. بنابراین، برای تخمین سرعت حد بالستیک از قانون بقای کار و انرژی و رابطه بین سرعت برخورد(V_0) و سرعت باقی مانده (V_r) گلوله بعد از نفوذ در ۳ حالت مختلف استفاده شد. نتایج حد بالستیک برای کامپوزیت دو لایه از روش تجربی و عددی در جدول ۴ ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، نتایج حد بالستیک برای روش تجربی و عددی هم خوانی مناسبی دارد. حداکثر خطا برای این نمونه کامپوزیتی۴/۳ درصد می‌باشد.

جدول ۳) مقایسه سرعت خروجی از کامپوزیت‌های کولار / الاستومر ۲ لایه با ابعاد 50 × 50 mm2 با ضخامت ۱ میلی‌متر با سرعت‌های برخورد مختلف در خلال برخورد بالستیکی

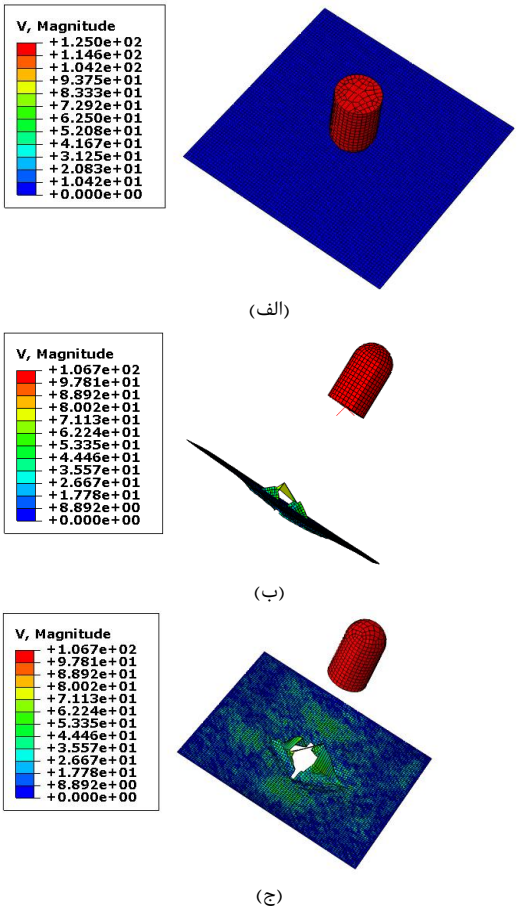
سرعت اولیه برخورد (m/s)	سرعت نهایی برخورد تحلیل تجربی (m/s)	سرعت نهایی برخورد حاصل از شبیه‌سازی عددی (m/s)	درصد خطا (%)	جرم گلوله (m_p) (g)	قطر گلوله (d_p)(mm)	ضخامت هدف (h) (mm)
۱۱۷	۱۰۰	۹۸٫۴۰	۱/۶۰	۹/۳۲	۱۰	۱
۱۲۲	۱۰٤	۱۰۲/۵۳	۱/٤۱	۹/۳۲	۱۰	۱
۱۲۵	۱۰٦	۱۰٦/٦۹	۰/٦۵	۹/۳۲	۱۰	۱

جدول ۴) مقایسه سرعت حدبالستیک از کامپوزیت‌های کولار / الاستومر ۲ لایه با ابعاد 50 × 50 mm2 با ضخامت ۱ میلی‌متر

ملاحظات	سرعت حد بالستیک تجربی (m/s)	سرعت حد بالستیک شبیه‌سازی عددی	درصد خطا (%)	جرم گلوله (m_P) (g)	قطر گلوله (d_P)(mm)	ضخامت هدف (h) (mm)
کولار/الاستومر۲لایه	۶۸	۶۵/۰۳	۴/۳	۹/۳۲	۱۰	۱

نتایج حد بالستیک برای کامپوزیت دو لایه از روش تجربی و عددی در جدول ۴ ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، نتایج حد بالستیک برای روش تجربی و عددی هم خوانی مناسبی دارد. حداکثر خطا برای این نمونه کامپوزیتی۴/۳ درصد می‌باشد.

در این شبیه‌سازی از دو گام استفاده شده است. گام اول قبل از برخورد ضربه‌زننده و گام دوم تغییر شکل بعد از برخورد(زمان صفر تا ۰/۰۰۲ ثانیه) برای پنل کامپوزیتی الاستومری ۲ لایه می‌باشد. در نهایت نتایج در شکل ۷ نشان داده شده است. گلوله‌ی سرکروی با سرعت اولیه مختلف به پانل دولایه برخورد کرده و سرعت خروجی از پانل محاسبه گردیده است.



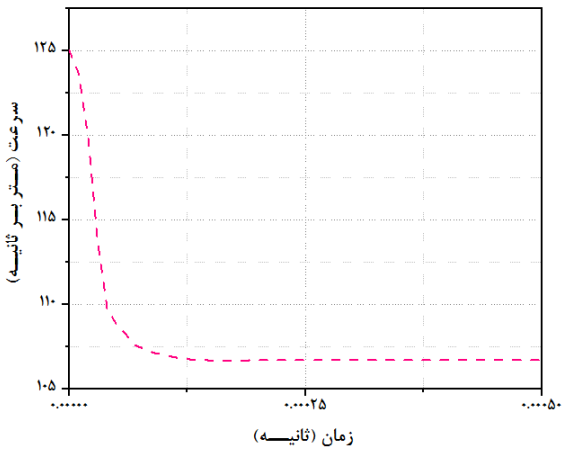
شکل ۷) نفوذ پرتابه سر کروی با سرعت اولیه ۱۲۵m/s روی پنل کامپوزیت کولار/ الاستومر با ابعاد ۵۰mm² × ۵۰ الف)قبل از برخورد، ب) بعد از برخورد از نمای جانبی، ج) بعد از برخورد از نمای روبرو

در شکل ۷ می‌توان نمای رنگی سازه را بعد از ضربه و تغییرشکل مشاهده کرد. رنگ قرمز بیشترین تغییر شکل و رنگ آبی کمترین تغییرشکل را در محل ضربه تجربه کرده است. همچنین شکل ۱۰ سرعت خروجی از پرتابه با سرعت اولیه ۱۲۵m/s در راستای محور عمودی را در تحلیل شبیه‌سازی عددی برای ابعاد ۵۰mm² × ۵۰ کامپوزیت نشان می‌دهد.

در شکل ۸ تغییرات سرعت پرتابه را در راستای محور عمودی بعد از برخورد برای ۰/۰۰۲ ثانیه را نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود در چند میلی‌ثانیه اول سازه به سرعت تغییرشکل می‌دهد. اما بعد از ۰/۱۵ میلی ثانیه به بعد سرعت تغییرشکل سازه با جذب آن توسط سازه کامپوزیتی با شیب کندی کاهش می‌یابد تا به صورت یکنواخت درآید. در واقع علت کاهش سرعت تغییرشکل نواحی برخورد با پرتابه می‌باشد. ابتدا سازه کامپوزیتی نیروی ضربه را با تغییرشکل جذب می‌کند تا به زمانی می‌رسد که نواحی مورد ضربه قرار گرفته دچار آسیب شده و صفحات به دلیل شکست کششی الیاف دچار پارگی می‌شوند. زمانی که کشیدگی صفحات به حد نهایی خود می‌رسد تغییرشکل کاهش می‌یابد و نیروی وارده به سازه صرف شکست الیاف می‌شود.

همچنین در شبیه‌سازی عددی با چگالی مش یکسان به بررسی سرعت نهایی پرتابه استوانه‌ای فولادی سرکروی صلب با جرم ۹/۳۲ گرم ، طول ۱۶/۷۵ میلی متر و قطر ۱۰ میلی متر در برخورد به هدف کامپوزیتی کولار/ الاستومر ۲ لایه با ابعاد۱۰۰×۱۰۰ میلی مترمربع پرداخته شده است. لذا جدول ۵ مقایسه نتایج سرعت خروجی گلوله در برخورد به هدف کامپوزیتی با ابعاد ۵۰ ×۵۰ میلی متر مربع و ۱۰۰×۱۰۰ میلی مترمربع با سرعت‌های مختلف ۱۱۷، ۱۲۲ و ۱۲۵ متر برثانیه را نشان می‌دهد.

از مشاهده جدول ۵ می‌توان نتیجه گرفت که در این شبیه‌سازی عددی با افزایش ابعاد هدف در سرعت‌های ورودی یکسان سرعت خروجی برخورد کمتر است و به تبع باعث جذب انرژی بیشتر



شکل ۸) سرعت خروجی از پرتابه از پنل کامپوزیتی کولار/ الاستومر با ابعاد ۵۰mm² × ۵۰ با سرعت اولیه ۱۲۵ m/s

جدول ۵) مقایسه سرعت نهایی برخورد حاصل از شبیه‌سازی عددی از کامپوزیت‌های کولار / الاستومر ۲ لایه با ابعاد مختلف

ابعاد هدف	سرعت اولیه برخورد (m/s)	سرعت نهایی برخورد حاصل از شبیه‌سازی عددی (m/s)	جرم گلوله (m_P) (g)	قطر گلوله (d_P)(mm)	ضخامت هدف (h) (mm)
۵۰ × ۵۰mm	۱۱۷	۹۸/۴۰	۹/۳۲	۱۰	۱
	۱۲۲	۱۰۲/۵۳	۹/۳۲	۱۰	۱
	۱۲۵	۱۰۶/۶۹	۹/۳۲	۱۰	۱
۱۰۰ × ۱۰۰ mm	۱۱۷	۸۶/۴۶	۹/۳۲	۱۰	۱
	۱۲۲	۹۶/۴۳	۹/۳۲	۱۰	۱
	۱۲۵	۹۸/۷۵	۹/۳۲	۱۰	۱

می‌گردد. نتایج حاصل از این جدول نشان دهنده تأثیر مثبت استفاده از الاستومر در پانل کامپوزیتی می‌باشد چرا که نه تنها الیاف واقع در محدوده ضربه در جذب انرژی پرتابه سهیم هستند، بلکه الیاف محدودهٔ خارج از منطقه ضربه نیز تاثیر زیادی در عملکرد بالستیکی دارند که باعث کاهش سرعت خروجی پرتابه از هدف و باعث تلف شدن انرژی آن شده است.

۵-۳- بررسی انرژی جذب شده

انرژی جذب شده بوسیله مکانیزم انتقال انرژی دینامیکی از پرتابه به صفحه هدف برابر است با:

$$E = \frac{1}{2} m_p (V_0^2 - V_r^2) \qquad (۲)$$

در معادله مذکور m_P جرم پرتابه، V_r سرعت خروج گلوله از هدف و V_0 سرعت حد بالستیک است.

انرژی جذب شده در سرعت‌های مختلف برای کامپوزیت‌های کولار/ الاستومر ۲ لایه با استفاده از مدل عددی بدست آمده و با نتایج حاصل از مدل تجربی در جدول ۶ نشان داده شده است. خطای مدل در پیش بینی جذب انرژی هدف کامپوزیتی کولار/ الاستومر ۲ لایه با سرعت‌های مختلف ۱۱۷، ۱۲۲ و ۱۲۵ متر برثانیه در مقایسه با نتایج تجربی به ترتیب برابر ۸/۶٪، ۷/۴٪ و ۳/۷٪ می‌باشد که خطای قابل قبولی است.

جدول ۶) بررسی جذب انرژی کامپوزیت کولار/ الاستومر ۲ لایه با ابعاد mm^2 ۵۰ ×۵۰ بر حسب سرعت‌های اولیه برخورد پرتابه سرکروی

سرعت اولیه برخورد (m/s)	مقدار انرژی جذب شده تجربی (J)	مقدار انرژی جذب شده شبیه‌سازی عددی (J)	درصد خطا (%)
۱۱۷	۱۷/۱۹	۱۸/۶۷	۸/۶
۱۲۲	۱۸/۹۵	۲۰/۳۷	۷/۴
۱۲۵	۲۰/۵۲	۱۹/۷۶	۳/۷

جدول ۷) مقایسه مقدار انرژی جذب شده از کامپوزیت کولار / الاستومر ۲ لایه با ابعاد مختلف

ابعاد هدف	سرعت اولیه برخورد (m/s)	مقدار انرژی جذب شده شبیه‌سازی عددی (J)	جرم گلوله (m_P) (g)	قطر گلوله (d_P)(mm)	ضخامت هدف (h) (mm)
۵۰ × ۵۰ mm	۱۱۷	۱۸/۶۷	۹/۳۲	۱۰	۱
	۱۲۲	۲۰/۳۷	۹/۳۲	۱۰	۱
	۱۲۵	۱۹/۷۶	۹/۳۲	۱۰	۱
۱۰۰×۱۰۰ mm	۱۱۷	۲۸/۹۵	۹/۳۲	۱۰	۱
	۱۲۲	۲۶/۰۲	۹/۳۲	۱۰	۱
	۱۲۵	۲۷/۳۷	۹/۳۲	۱۰	۱

همچنین در جدول ۶ به بررسی جذب انرژی کامپوزیت‌های کولار/ الاستومر ۲ لایه با ابعاد۵۰ ×۵۰ میلی مترمربع و ۱۰۰×۱۰۰ میلی مترمربع بر حسب سرعت‌های اولیه برخورد پرتابه سر کروی در سرعت‌های مختلف ۱۱۷، ۱۲۲ و ۱۲۵ متر برثانیه پرداخته شده است. همانطور که از جدول ۷ مشاهده می‌شود مقدار انرژی جذب شده با افزایش ابعاد هدف افزایش می‌یابد. این امر حاکی از آن است که تعداد المان‌های بیشتری از هدف در جذب انرژی از برخورد پرتابه شرکت می‌کنند و باعث خرابی کمتر هدف می‌شود.

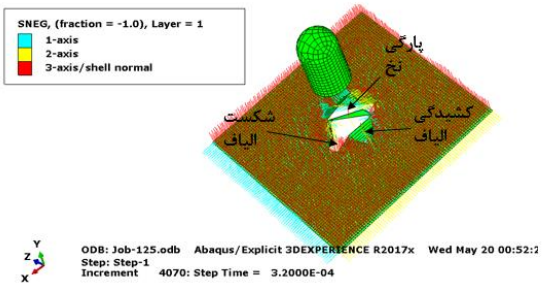
با توجه به جدولِ بالا با افزایش سرعت ضربه، انرژی ضربه زیاد می‌شود تا نیروی وارد شده نیز بیشتر گردد. پس از شروع ضربه، سرعت ضربه‌زننده کاهش می‌یابد زیرا در تماس با سازه کامپوزیتی قرار می‌گیرد. این کاهش شتاب ضربه‌زننده با نیروی عکس العملی روی ضربه‌زننده همراه است زیرا انرژی جنبشی به سازه کامپوزیتی انتقال داده می‌شود. لذا هر چه سازه کامپوزیتی انعطاف پذیرتر باشد جذب انرژی بیشتری صورت می‌گیرد.

۵-۴-بررسی مکانیزم‌های آسیب

با توجه به آزمایش تجربی به دلیل عدم رخ دادن مکانیزم‌های شکستی چون جدایش لایه ای و جدایش ماتریس از الیاف و ترک خوردگی، شکست کششی الیاف که اصلی ترین مکانیزم تخریب می‌باشد در سازه مورد تحقیق رخ داده است. همچنین با توجه به شکل ۹، در ناحیه ضربه بعد از شکست کششی الیاف جدایش الاستومر از کامپوزیت نیز دیده می‌شود. مدل عددی نوشته شده(وی یومَت) توانایی تخمین آسیب‌های مختلف کامپوزیت‌ها را دارا می‌باشد که در ادامه به بخشی از آنها اشاره شده است.

شکل ۹ بیشترین آسیب را در اثر تنش‌های کششی در محل برخورد پرتابه در مدل تجربی و شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، قسمتی از نخ‌های الیاف در محل ضربه پس از انعطاف پذیری به دلیل افزایش استحکام آن‌ها بیش از حد مجاز استحکام کششی دچار شکست و پارگی در محل ضربه می‌شوند.

(الف)



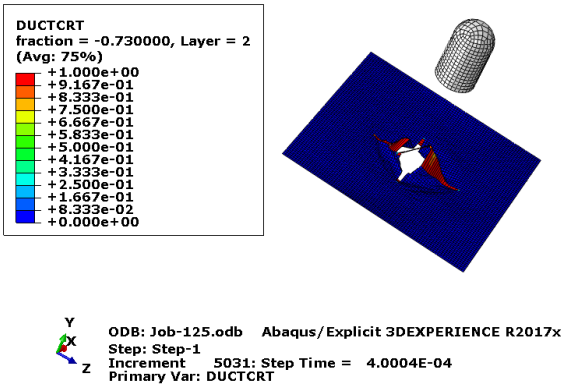
(ب)

شکل ۹) گستردگی آسیب المان‌ها نسبت به یکدیگر، الف) مدل تجربی، ب) شبیه‌سازی عددی

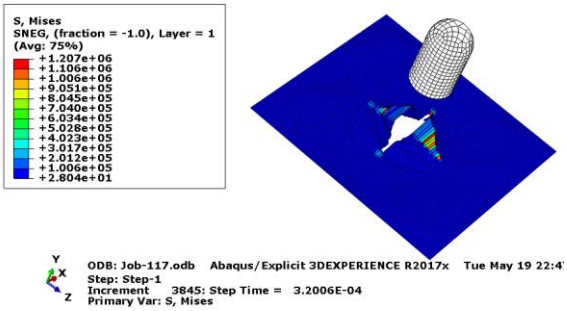
اما با توجه به مطالب ذکرشده می‌توان دریافت حضور الاستومرها مانع از گستردگی آسیب دیدگی از یک سلول به سلول‌های مجاور شده است چرا که بر خلاف ماتریس‌های ترموست دارای انعطاف‌پذیری زیادی بوده و باعث می‌شود که تنها الیاف محدودهٔ ضربه در جذب انرژی پرتابه سهیم نباشد و محدودهٔ خارج از منطقه ضربه نیز تاثیری در عملکرد بالستیکی داشته باشد. این امر باعث به تاخیر انداختن شکست در ناحیه ضربه می‌شود و به تبعِ آن باعث دریافت میزان انرژی بیشتری بخاطر انعطاف¬پذیری ماتریس الاستومر می‌شود.

برای بررسی تأثیر انرژی ضربه بر آسیب الیاف از معیار انرژی شکست مواد شکل پذیر استفاده شده است. نتایج معیار انرژی شکست الیاف در کامپوزیت‌های الاستومری ۲ لایه در شکل ۱۰ آورده شده است. در این کانتور مقدار ۱ نشان‌دهنده آسیب کامل الیاف طبق معیار انرژی شکست و عدد ۰ نشان‌دهنده عدم آسیب الیاف است.

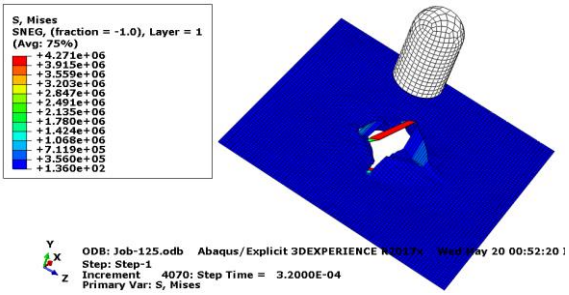
با توجه به شکل ۱۱ و ۱۲ با افزایش سرعت اولیه پرتابه (افزایش انرژی ضربه)، نیروی بزرگتری به کامپوزیت وارد می‌شود. بنابراین افزایش ضربه منجر می‌شود تا نیروی وارد شده نیز بیشتر گردد و به تبعِ آن تنش‌های معادل بیشتری در کامپوزیت ایجاد خواهد شد. سرعت ضربه‌زننده پس از شروع ضربه کاهش می‌یابد زیرا در تماس با سازه کامپوزیتی قرار دارد. این کاهش شتاب ضربه‌زننده با نیروی عکس العملی روی ضربه‌زننده همراه است زیرا انرژی جنبشی به سازه کامپوزیتی انتقال داده می‌شود. لذا، در ۰/۰۰۰۲ ثانیه پس از برخورد تعدادی از المان‌ها حذف شده‌اند. المان‌های حذف شده المان‌هایی هستند که در آنها تنش از حد نهایی مجاز فراتر رفته است بنابراین، در مدل عددی این المان‌ها به عنوان المان از کار افتاده شناسایی شده‌اند و دستور حذف آنها صادر گردیده است. عمده این المان‌ها در زیر محل پرتابه تحت تاثیر



شکل ۱۰) معیار انرژی شکست الیاف کامپوزیت الاستومری



شکل ۱۱) مقدار تنش‌های فون مایزز در کامپوزیت کولار/ الاستومر دولایه با سرعت اولیه 117 m/s

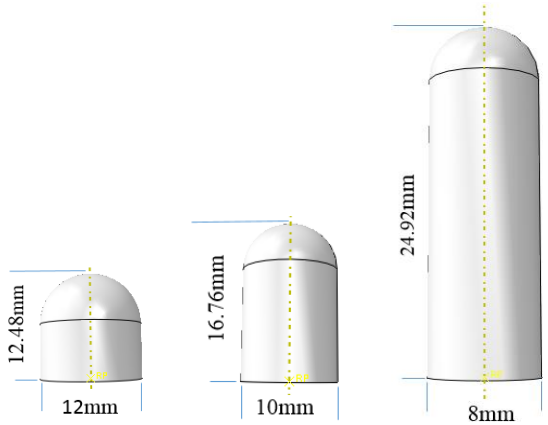


شکل ۱۲) مقدار تنش‌های فون مایزز در کامپوزیت کولار/ الاستومر دولایه با سرعت اولیه ۱۲۵m/s

تنش‌های فشاری و در سایر نقاط تحت تاثیر تنش‌های کششی قرار گرفته‌اند.

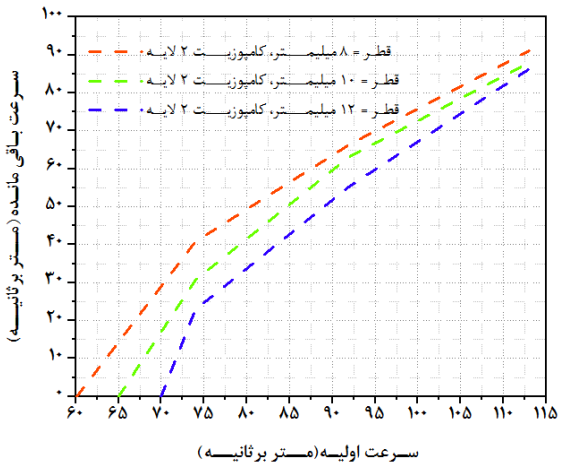
۶- بررسی تأثیر شکل پرتابه بر میزان نفوذ

شکل یک پرتابه عامل اصلی در میزان انرژی جذب شده و مقاومت در برابر ضربه توسط کامپوزیت الاستومری می‌باشد. به این ترتیب مقاومت به ضربه این کامپوزیت‌ها در برابر پرتابه‌های نیم کره با نسبت طول به قطر مختلف با مدل عددی مقایسه شده است. برای تجزیه و تحلیل تأثیر قطر پرتابه در این پژوهش با استفاده از ۳ هندسه مختلف در شکل ۱۳ مورد بررسی قرار می‌گیرد. در تمام اشکال جرم پرتابه‌ها m= ۹/۳۲ g می‌باشد.



شکل ۱۳) اشکال و ابعاد مختلف پرتابه در مدل‌سازی عددی

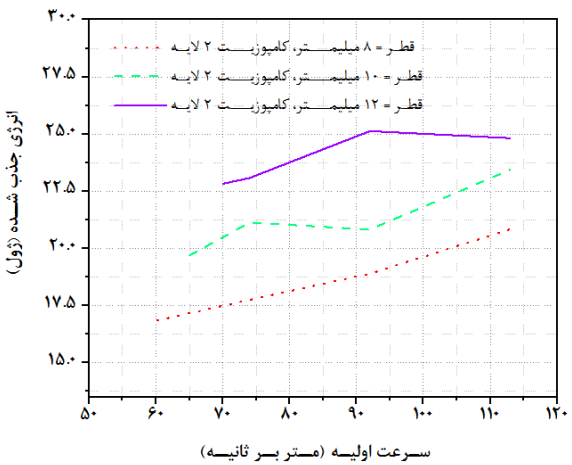
شکل ۱۴ مقایسه پرتابه‌ها با قطر ۸، ۱۰ و ۱۲ میلی‌متر برای ارزیابی سرعت خروجی گلوله از هدف کامپوزیتی کولار/ الاستومر ۲ را نشان می‌دهد. به عنوان یک نتیجه از ضربه روی این کامپوزیت‌ها نشان داده شده است که با افزایش قطر پرتابه، سرعت باقی مانده کاهش می‌یابد. در نتیجه کمترین سرعت باقی‌مانده از پرتابه با قطر ۱۲میلی متر حاصل می‌شود. در حالی‌که، بالاترین سرعت باقی مانده از پرتابه با قطر ۸ میلی متر بدست می‌آید. بنابراین پنل کامپوزیتی در برابر پرتابه با قطر ۱۲ mm میلی‌متر مقاومت بیشتری را نشان می‌دهد. با توجه به شکل‌ها در سرعت اولیه کمتر اختلاف بین سرعت خروجی و سرعت اولیه از پرتابه با قطر ۱۲ میلی متر زیاد می‌باشد. در حالی‌که با افزایش سرعت اولیه اختلاف بین سرعت‌های خروجی و سرعت اولیه از پرتابه با قطرهای مختلف کمتر می‌شود. همچنین در سرعت اولیه یکسان، سرعت خروجی پرتابه با قطر ۱۲ میلی‌متر کمتر از دیگر پرتابه‌ها (پرتابه با قطر ۸ و ۱۰ میلی‌متر) می‌باشد و پرتابه‌ها با قطر بیشتر سرعت حد بالستیک بالاتری را دارا می‌باشند.



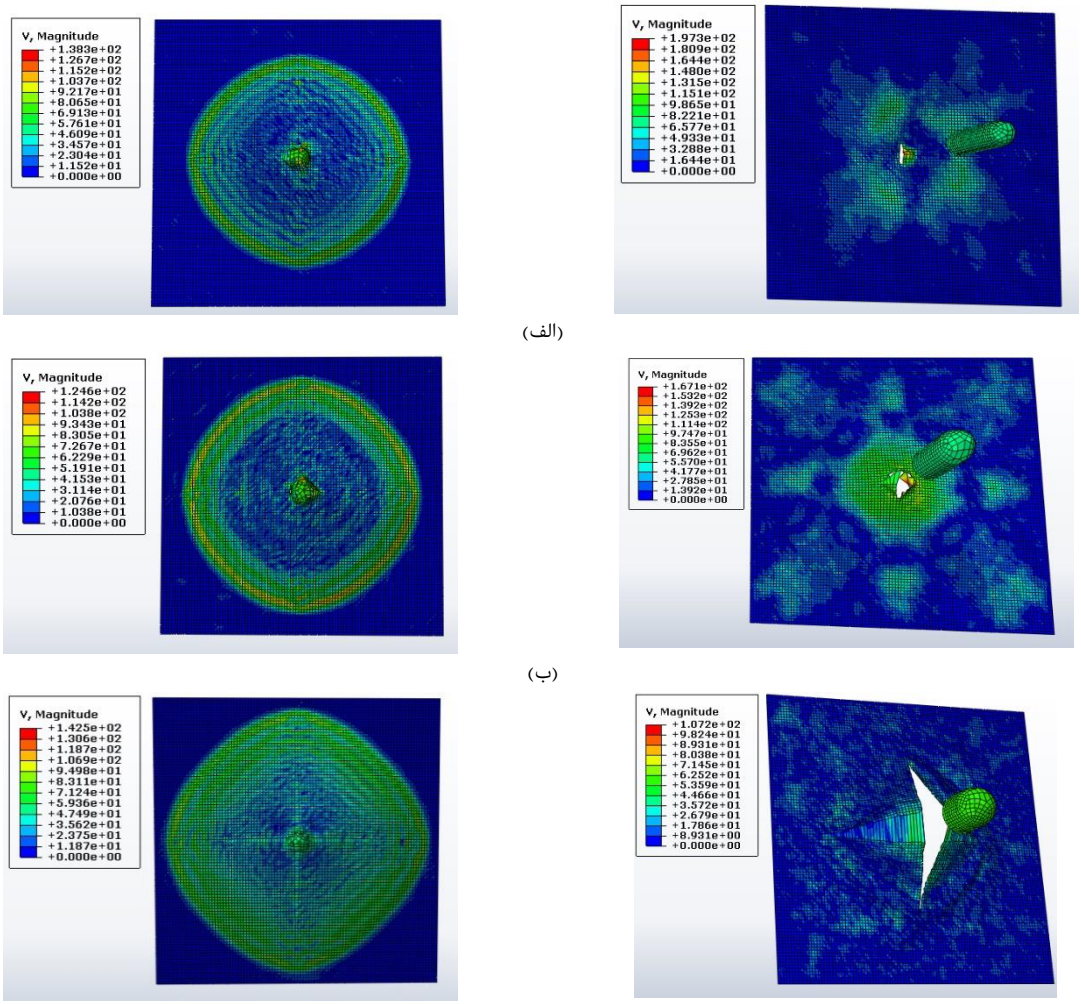
شکل ۱۴) تغییرات سرعت باقی مانده‌ی پرتابه‌ی سرکروی بر روی هدف کامپوزیتی کولار/ الاستومر ۲ لایه بر حسب سرعت اولیه با قطرهای مختلف

همچنین شکل ۱۵ انرژی جذب شده بر حسب قطرهای مختلف را نشان می‌دهد. با توجه به شکل مذکور، جذب انرژی کامپوزیت الاستومری مانند انرژی ناشی از شکست کششی الیاف و همچنین انرژی ناشی از جدایش الاستومر از کامپوزیت در محل ضربه اتفاق می‌افتد. همچنین با توجه به حوزه شکست می‌توان دریافت که جذب انرژی شکست کششی الیاف آن بیشتر از جدایش الاستومر از کامپوزیت می‌باشد که با افزایش قطر پرتابه این انرژی افزایش می‌یابد. به عبارت دیگر جذب انرژی با افزایش سطح تماس پرتابه روی هدف افزایش می‌یابد.

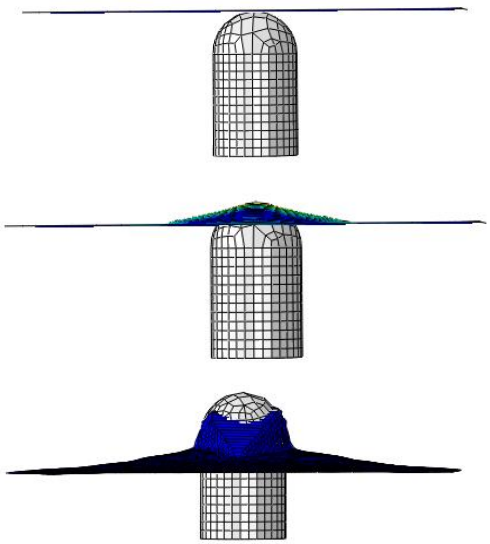
یکی از ویژگی‌های مدل سازی عددی مشاهده و استخراج اطلاعات مختلف تحلیل نظیر تاریخچه تنش، نیرو و سرعت نفوذ می‌باشد. بنابراین تغییرشکل کامپوزیت کولار الاستومر برای استفاده از پرتابه‌های مختلف به منظور بررسی اثر شکل پرتابه بر روی این کامپوزیت‌ها در شکل ۱۶ مقایسه شده است. بنابراین المان‌هایی که در ناحیه مرکز (نواحی ضربه) این کامپوزیت قرار گرفته‌اند اگر تنش وارده به آنها از تنش ون مایزز تعیین شده در مدل شکست بیشتر شود، این نواحی به عنوان ناحیه خرابی از شبیه‌سازی حذف می‌شوند. با توجه به شکل ۱۷ مشاهده می‌شود عمده این المان‌ها در زیر محل برخورد پرتابه تحت تاثیر تنش‌های کشش و برشی قرار می‌گیرد. مود غالب در برخورد پرتابه سر نیم کروی مود کششی است. بنابراین گلوله در حین نفوذ باعث ایجاد کرنش‌های بزرگ در هدف می‌شود که مسولیت تشکیل شکست کششی الیاف در محل ضربه پرتابه را بر عهده دارد و باعث پارگی محل ضربه می‌شود. لذا هر چه قطر پرتابه بیشتر باشد منطقه آسیب به دلیل سطح تماس پرتابه در کامپوزیت‌های الاستومری افزایش می‌یابد. همچنین می‌توان فهمید که جذب انرژی توسط هدف با افزایش سطح تماس پرتابه افزایش می‌یابد. این انرژی جذب شده در هدف کامپوزیتی بصورت خرابی ظاهر می‌شود.



شکل ۱۵) انرژی جذب شده بر روی هدف کامپوزیتی کولار/ الاستومر ۲ لایه بر حسب سرعت اولیه مدل عددی و مقایسه آن از پرتابه با قطرهای مختلف



شکل ۱۶) تغییرات شکل خرابی هدف کامپوزیتی الاستومر/ کولار در برخورد با: الف) پرتابه با قطر ۸میلی‌متر، ب) پرتابه با قطر ۱۰میلی‌متر، ج) پرتابه با قطر ۱۲ میلی‌متر



شکل ۱۷) نفوذ پرتابه سرنیم کروی در هدف کامپوزیتی الاستومر/ کولار

۷- بحث و نتیجه‌گیری

در این پژوهش تاثیر عوامل مختلف از جمله مکانیزم‌های آسیب، جذب انرژی، سرعت نهایی و تغییر شکل پرتابه بر روی کامپوزیت‌های الاستومری بررسی شد. همانطور که از نتایج مشاهده شد کامپوزیت ساخته شده با پارچه کولار و ماتریس الاستومر ۲ لایه میزان جذب انرژی بالایی دارد که دلیل آن استحکام بالای پارچه همزمان با خواص دمپینگ بالایِ لاستیک است. با برخورد پرتابه به هدف امواج عرضی در راستای تارو پود منتشر شده و کل پارچه در دفع انرژی پرتابه سهیم می‌شود. لاستیک به دلیل استحکام و مقاومت به ضربه بالا تاثیر بسزایی در دفع انرژی پرتابه دارد. از آنجا که الاستومر نیز نقش تعیین کننده‌اي در انتقال انرژي جنبشی پرتابه و موج شوك آن به هدف دارد. بنابراین می‌توان برای جذب زیاد انرژی در مکانیزم شکست کامپوزیت از آن استفاده نمود. در این مطالعه کامپوزیت‌های ساخته شده با ماتریس الاستومری برخلاف ماتریس‌های ترموست[21] به دلیل محدود ننمودن شکل پارچه عملکرد مناسبی

در برابر ضربه دارند. لذا حضور الاستومر مانع تغییر شکل پارچه نمی‌شود، و پارچه حداکثر کشش خود را برای جذب انرژی بیشتر تجربه می‌کند که این جذب انرژی حدود دو برابر جذب انرژی کامپوزیت‌هایی با ماتریس ترموست[21] می‌باشد. بنابراین کشش ایجاد شده در الیاف تاثیر زیادی بر میزان جذب انرژی جنبشی پرتابه دارد و استحکام کششی زیاد پانل انرژی جنبشی پرتابه را بصورت محسوس کاهش می‌دهد. لذا نفوذ ماتریس الاستومر در پارچه کولار باعث افزایش بیشتر استحکام کششی آن شده و باعث مهمترین عامل در جذب انرژی جنبشی پرتابه توسط پارچه می‌شود. با افزایش کشیدگی نخ‌های الیاف در مسیر پیش روی پرتابه در پانل سرعت گلوله کاهش بیشتری پیدا کرده و با سرعت کمتری از پانل خارج می‌گردد. همچنین با توجه به مقاله حاضر و مقایسه آن با مرجع[18]، می‌توان به این نتیجه رسید که افزایش تعداد لایه‌های کامپوزیت تهیه شده در میزان جذب انرژی موثر است و به تبع آن می‌توان از گلوله با سرعت بیشتری برای نفوذ در پانل استفاده کرد.

با افزایش سرعت اولیه سازه‌های کامپوزیت الاستومری جذب انرژی افزایش می‌یابد. همچنین تغییر شکل پرتابه تاثیر زیادی برای جذب انرژی توسط هدف داشته است. لذا هر چه قطر پرتابه بیشتر باشد منطقه آسیب به دلیل سطح تماس پرتابه در کامپوزیت‌های الاستومری افزایش می‌یابد. همچنین می‌توان فهمید که جذب انرژی توسط هدف با افزایش سطح تماس پرتابه افزایش می‌یابد که باعث آسیب بیشتری در کامپوزیت می‌شود.

مدل‌سازی عددی کامپوزیت‌های الاستومری بر مبنای معیار شکست ون‌مایزز و مواد شکل پذیر با استفاده از نرم‌افزار المان‌محدود آباکوس-اکسپلیسیت(صریح) به دقت توانایی تخمین مکانیزم‌های مختلف آسیب و میزان جذب انرژی این سازه غیرخطی را دارا می‌باشد. در این مدل سعی گردیده است تا با طرح مکانیزم‌های آسیب و مدل شکست مدلی ساده، کارآمد و در عین حال با دقت مناسب ارائه گردد تا بتوان از این مدل در سازه‌های غیرخطی دیگر که در علوم مهندسی نیاز به مدل رفتار آسیب آنها می‌باشد، استفاده کرد.

درآخر با بررسی شبیه‌سازی عددی حاصل از حرکت پرتابه و مقایسه آن با داده‌های تجربی صورت گرفته می‌توان به تطابق خوب آنها پی برد. با این وجود به دلیل خطای انسانی و دقیق نبودن نرم‌افزارهای تجاری بین نتایج عددی و تجربی اختلافی وجود دارد. خطای این مدل در این مقایسه زیر ۱۰ درصد می‌باشد که برای محاسبات مهندسی مناسب است.

تشکر و قدردانی: موردی بیان نشد.

تاییدیه اخلاقی: محتویات علمی‌حاصل فعالیت‌های پژوهشی نویسندگان بوده و صحت نتایج آن نیز بر عهده نویسندگان مقاله است.

تعارض منافع: نویسندگان اعلام می‌کنند که این اثر هیچ‌گونه تعارضِ منافعی با سازمان‌ها و اشخاص دیگر ندارد.

سهم نویسندگان: سیده سمانه آسمانی(نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/ پژوهشگر اصلی/ روش شناس/ تحلیلگر آماری/ نگارنده بحث(۳۵٪)؛ غلامحسین لیاقت (نویسنده دوم)، نگارنده مقدمه/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری(۳۵٪)؛ حامد احمدی (نویسنده سوم)، نگارنده مقدمه/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری(۱۰٪)؛ یاور عنانی (نویسنده چهارم)، نگارنده مقدمه/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری(۱۵٪)؛ امین خدادادی (نویسنده پنجم)، نگارنده مقدمه/پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری(۵٪).

منابع مالی: کلیه هزینه‌ها بصورت شخصی تامین شده است.

فهرست علایم

d_p	قطر پرتابه
h	ضخامت کامپوزیت
m_p	جرم پرتابه
V_0	سرعت اولیه پرتابه
V_r	سرعت باقیمانده پرتابه
σ_e	تنش(ون مایزز)

منابع

[1] Huang Y. A user-material subroutine incroporating single crystal plasticity in the ABAQUS finite element program. Harvard Univ; 1991.

[2] Qi W, Brocks W. ABAQUS user subroutines for the simulation of viscoplastic behaviour including anisotropic damage for isotropic materials and for single crystals. Technical Note GKSS/WMS/01/5, GKSS-Forschunszentrum Geesthacht GmbH, Geesthacht; 2001.

[3] Scheider I. Cohesive model for crack propagation analyses of structures with elastic–plastic material behavior Foundations and implementation. GKSS research center Geesthacht, Dept. WMS. 2001.

[4] Kirtil E, Pestal D, Kollofrath A, Gänsicke N, Mendler J. Simulating the impact behaviour of composite aircraft structures. In2003 Abaqus Users Conference. 2003.

[5] Gao YF, and Bower, A.F. An ABAQUS User Subroutine for a Modified Cohesive Zone Model that Regularizes Convergence and Instability Problems. Division of Engineering, Brown University 2004.

[6] Linde P, Pleitner J, de Boer H, Carmone C. Modelling and simulation of fibre metal laminates. InABAQUS Users' conference. 2004:421.

[7] Ouyang F. Abaqus implementation of creep failure in polymer matrix composites with transverse isotropy (Doctoral dissertation, University of Akron) 2005.

[8] Rusinek A, Zaera R, Klepaczko JR, Cheriguene R. Analysis of inertia and scale effects on dynamic neck

formation during tension of sheet steel. Acta Materialia. 2005;53(20):5387-5400.
[9] Knight Jr NF, Reeder JR. User-defined material model for progressive failure analysis. 2006.
[10] Kanavalli B. Application of User Defined Subroutine UMESHMOTION in ABAQUS for Simulatinf Dry Rolling/sliding Wear. Skolan för industriell teknik och management, Kungliga Tekniska högskolan; 2006.
[11] Mirianon F, Fortino S, Toratti T. A method to model wood by using ABAQUS finite element software. Helsinki: VTT Technical Research Centre of Finland. 2008.
[12] Sheikh AH, Bull PH, Kepler JA. Behaviour of multiple composite plates subjected to ballistic impact. Composites Science and Technology. 2009;69(6):704-710.
[13] Abu Al-Rub RK, Darabi MK, Masad EA. A straightforward numerical technique for finite element implementation of non-local gradient-dependent continuum damage mechanics theories. International Journal of Theoretical and Applied Multiscale Mechanics. 2010;1(4):352-385.
[14] Zahaki F. Investigation of residual stresses in laser beam welding of aluminum sheets. The first regional conference on mechanical engineering of Islamic Azad University, East Tehran Branch. 2011 [Persian].
[15] Han YS, Lee K, Han MS, Chang H, Choi K, Im S. Finite element analysis of welding processes by way of hypoelasticity-based formulation. Journal of engineering materials and technology. 2011;133(2).
[16] Ivañez I, Sanchez-Saez S. Numerical modelling of the low-velocity impact response of composite sandwich beams with honeycomb core. Composite Structures. 2013;106:716-23.
[17] Khodadadi A, Liaghat G, Bahramian AR, Ahmadi H, Anani Y, Asemani S, Razmkhah O. High velocity impact behavior of Kevlar/rubber and Kevlar/epoxy composites: a comparative study. Composite Structures. 2019;216:159-167.
[18] Asemani S.S LG, Ahmadi H, Anani Y. Investigation of Ballistic Impact Analysis on Single Layer Kevlar / Elastomer Composite Using Energy equations of Hyperelastic Materials. 27th Annual International Conference of Iranian Society of Mechanical Engineering. Tehran, 2019 [Persian].
[19] Khodadadi A, Liaghat G, Ahmadi H, Bahramian AR, Anani Y, Razmkhah O, Asemeni S. Numerical and experimental study of impact on hyperelastic rubber panels. Iranian Polymer Journal. 2019;28(2):113-122.
[20] Kordani N, Vanini AS. Different method to make laminates by shear thickening fluid. Science and Engineering of Composite Materials. 2014;21(3):421-425.
[21] Khodadadi A, Liaghat G, Ahmadi H, Bahramian AR, Shahgholian D, Anani Y, Asemani S. Experimental and numerical analysis of high velocity impact on Kevlar/Epoxy composite plates. Journal of Science and Technology of Composites. 2019;6(2):265-274.