



مطالعه عددی و تجربی پاسخ چندلایه کامپوزیتی کربن / اپوکسی در برابر ضربه کم سرعت

کیان امیر اشجعی اسالمی¹، سجّاد فخرالدینی نجف آبادی¹، فتح اله طاهری بهروز^{2*}

1-دانش آموخته کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

* تهران، صندوق پستی 16846-13114 ، taheri@iust.ac.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

دریافت: 1400/03/11

پذیرش: 1400/04/17

کلیدواژه‌گان:

ضربه کم سرعت

مدلسازی المان محدود

پلیمر تقویت شده با الیاف کربن

مکانیک آسیب پیوسته

امروزه مقاومت در برابر ضربه کم سرعت و تحمل آسیب به وجود آمده، اهمیت بالایی در طراحی سازه های کامپوزیتی به خصوص در صنعت هوافضا پیدا کرده است و باعث تلاش محققان پیرامون ارزیابی رفتار ضربه کم سرعت در طراحی کامپوزیت ها شده است. در این پژوهش، مدل عددی برای ضربه کم سرعت چندلایه کامپوزیتی کربن/اپوکسی ارائه شده است. این مدل آسیب سه بعدی، بر اساس مکانیک آسیب پیوسته با توسعه زیرروال (UMAT) در نرم افزار آباکوس با حلگر صریح به دست آمده است. در این مدل، آسیب بین لایه‌ای و درون لایه‌ای در نظر گرفته شده است و برای در نظر گرفتن پلاستیسیته در ماتریس، رفتار غیرخطی برشی اعمال شده است. برای ارزیابی نتایج به دست آمده از مدل عددی، آزمون ضربه در سه سطح انرژی ضربه (10، 15 و 20 ژول) انجام گردید. به علاوه، به منظور صحت‌سنجی مکانیزم های خرابی و میزان خرابی ایجاد شده در اثر ضربه، مساحت ناحیه تورق با استفاده از روش رادیولوژی اندازه گیری گردید. با مقایسه پاسخ کلی رفتار ضربه، تطابق خوبی بین نتایج آزمون تجربی و شبیه سازی بدست آورده شد که نشان می‌دهد مدل خرابی استفاده شده به خوبی قابلیت پیش‌بینی رفتار کلی کامپوزیت را در این فرآیند دارد.

Numerical and Experimental Study of Carbon / Epoxy Composite Laminate Response to Low Velocity Impact

Kian Amirashjaee-Asalemi¹, Sajjad Fakhreddini-Najafabadi¹, Fathollah Taheri-Behrooz^{1*}

1- School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

* P.O.B. 16846-13114, Tehran, Iran, taheri@iust.ac.ir

Keywords

Low-velocity impact (LVI)
Finite element model
Carbon-fiber-reinforced polymer (CFRP)
Continuum damage mechanics (CDM)

Abstract

Nowadays, low-velocity impact resistance and damage tolerance have become very important in the design of composite structures, especially in the aerospace industry, and have led researchers to evaluate the low velocity impact response in the design of composites. In this research, a numerical model for low velocity impact (LVI) of carbon /epoxy composite laminate is proposed. This 3D damage model is based on continuum damage mechanics with subroutine development (UMAT) in Abaqus/Explicit. In this model, the interlaminar and intralaminar damage is considered and the nonlinear shear behavior is applied to consider the plasticity in the matrix. To evaluate the results obtained from the numerical model, impact testing was performed at three levels of impact energy (10 J, 15 J and 20 J). In addition, in order to verify the failure mechanisms and the amount of damage caused by the impact, delamination area was measured using radiology technique. By comparing the response of the impact behavior, a good correlation was obtained between the experimental test results and the simulation, which shows that the failure model used is well able to predict the behavior of the composite in this process.

صنعت تولید و انتقال برق، صنعت نفت، گاز و پتروشیمی و صنعت انرژی اتمی کاربرد دارند [1].

کامپوزیت‌های پلیمری بر خلاف مواد سنتی مانند فلزات نسبت به بارهای ضربه حساس می باشند. زمانی که سازه های کامپوزیتی در معرض بارگذاری ضربه ای کم سرعت قرار می‌گیرند، آسیب درونی غیر قابل مشاهده ایجاد می‌شود [2] و ضمن داشتن تاثیر منفی بر یکپارچگی ساختار و عملکرد قطعه، می‌تواند منجر به تخریب ناگهانی آن شود [3]. به عنوان مثال برخورد نخاله به هواپیما هنگام

1- مقدمه

کامپوزیت‌های پایه پلیمری خواص ویژه ای مانند مدول و استحکام ویژه بالا، چگالی پایین، عمر خستگی بالا و مقاومت مناسب در برابر خوردگی در مقایسه با مواد سازه ای سنتی از خود نشان می دهند. به همین دلیل این مواد در صنایع مختلفی از جمله صنعت ساخت و سازه‌ها، حمل و نقل هوایی، جاده ای، ریلی، دریایی، هواپیما سازی، هوافضا، سازه‌های دریایی، صنعت اسلحه سازی،

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Amirashjaee-Asalemi, K., Fakhreddini-Najafabadi, S., and Taheri-Behrooz, F., "Numerical and Experimental Study of Carbon / Epoxy Composite Laminate Response to Low Velocity Impact", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1461-1472, 2021.

استفاده شده ترکیبی از مکانیک محیط پیوسته آسیب و مکانیک شکست بوده که از فرمولاسیون ترک استفاده می‌کند. تان و همکاران [18] نیز مدل ارائه شده توسط فالزون را بهبود بخشید تا مدل استفاده شده قابلیت شبیه سازی ضربه داشته باشد. این تغییرات شامل بهبود رفتار برش غیر خطی و یکسان سازی شروع آسیب ماتریس و گسترش مد ترکیبی آسیب درون لایه‌ای می‌باشد. همچنین برای صحت سنجی نتایج از داده های آزمایشگاهی استفاده گردیده که مطابقت خوبی بین آنها برقرار می‌باشد. ایبر و همکاران [19] از یک مدل عمومی برای برای پیش‌بینی مکانیزم رشد خرابی استفاده کرد. در این تحقیق که با استفاده از آباکوس و به صورت ضمنی⁶ مدل سازی شده، به بررسی نقش چقرمگی شکست در تعیین رشد خرابی و استحکام باقی‌مانده کامپوزیت پرداخته است. لیو و همکاران [20,14] نیز مدل استفاده شده توسط تان [18] را برای کامپوزیت های هیبرید در ضربه و فشار بعد از ضربه بهبود بخشید. در این تحقیق نیز به بررسی استحکام باقی‌مانده فشاری در کامپوزیت های هیبریدی تک‌لایه/ بافته شده پرداخته شده است. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از لایه های کامپوزیت بافته شده بر روی چند لایه تاثیر مثبت کم، ولی قابل اندازی گیری بر روی استحکام باقی‌مانده چندلایه کامپوزیتی در آزمون فشار بعد از ضربه می‌گذارد. سوتو و همکاران [21] به بررسی روش های مختلف شبیه سازی ضربه کم سرعت پرداخته است. در این تحقیق شبیه سازی با استفاده از آباکوس و به صورت صریح⁷ انجام شده و انواع مختلف المان ها و بر هم کنش های چسبناک (مانند المان های چسبناک و سطوح چسبناک بررسی شده‌اند. در نهایت نتایج شبیه سازی شده با داده های تجربی مقایسه شده تا پارامترهای موثر بر شبیه سازی ارزیابی شوند. تو و همکاران [23,22] از یک مدل خرابی سه بعدی بر مبنای انرژی استفاده کرد که رفتار خرابی درون لایه ای و بین لایه‌ای کامپوزیت را در نظر می‌گیرد. مدل خرابی درون لایه ای شامل معیار واماندگی کرنش ماکزیمم و معیار بهبود یافته پاک [24] بوده و خرابی تورق نیز با استفاده المان های چسبناک شبیه سازی شده است. در این تحقیق توزیع جابجایی و کرنش درحین آزمون های تجربی فشار بعد از ضربه با استفاده از سیستم همبستگی تصاویر دیجیتالی⁸ اندازه گیری شده و از یک دوربین مادون قرمز برای مانیتور کردن میدان دمایی سطح نمونه ها استفاده شده است. در نهایت از نتایج بدست آمده از شبیه سازی عددی و داده های تجربی برای تحلیل رشد آسیب و مکانیزم های خرابی در ضربه کم سرعت استفاده شده است. لیو و همکاران [25] یک مدل 3 بعدی الاستیک-پلاستیک را برای پیش بینی رفتار پلیمرهای تقویت شده با الیاف کربن تحت ضربه کم سرعت گسترش داده است. در این مدل از معیار 3 بعدی واماندگی⁹ [27,26] برای تعیین شروع خرابی های درون لایه‌ای استفاده شده است. مقایسه نتایج داده های تجربی با پیش بینی های مدل ارائه شده برای ضربه کم سرعت نشان می‌دهد مطابقت خوبی بین نتایج برقرار است.

با وجود تحقیقاتی که بر روی کامپوزیت های پایه پلیمری در حوزه ضربه صورت گرفته است، تحقیقات بیشتری نیاز است تا پیچیدگی های مکانیزم های خرابی و واماندگی کامپوزیت ها در این فرآیند بررسی شود. با تغییر ماده و یا لایه چینی رفتار خرابی کامپوزیت و پاسخ آن در برابر ضربه تغییر می‌کند. به همین منظور در این پژوهش با استفاده از یک مدل خرابی 3 بعدی بر پایه مکانیک آسیب مشخصه⁵ بر مبنای انرژی تنش صفحه‌ای استفاده گردید. مدل مشخصه

نشستن و برخاستن، برخورد اشیا خارجی به بدنه هواپیما در حین پرواز یا افتادن ابزارآلات بر روی سازه در حین بهره وری را می توان به عنوان منبع ضربات کم سرعت به سازه های کامپوزیتی دانست [4]. بنابراین مطالعه رفتار مواد کامپوزیتی تحت ضربه و توسعه مدل‌های تخریب به منظور پیش بینی خسارت‌های احتمالی امری ضروری است [5].

آسیب ناشی از ضربه با سرعت کم¹ حتی در مواردی که به سختی قابل شناسایی است می تواند استحکام فشاری قطعه را بصورت قابل ملاحظه ای کاهش دهد. به این ترتیب پیش بینی وسعت خرابی سازه‌های کامپوزیتی با روش محاسباتی منجر به شناسایی فضای وسیع‌تری از طراحی بدون هزینه‌های مالی و زمانی قابل توجهی می‌شود.

در سال‌های اخیر مدل‌های شکست و خرابی گوناگونی برای کامپوزیت‌های پایه پلیمری ارائه شده است. پانچاری و همکاران [6] اثر پارامترهای ساختاری و سینماتیکی را بر پاسخ های ضربه و رفتار دینامیکی گذرای ورق کامپوزیتی ویسکوالاستیک تحت بار ضربه‌ای با استفاده از مدل ویسکوالاستیک سلسله مراتبی و تئوری ورق لایه‌ای مورد بررسی قرار دادند. کاجانو [7] مدل خرابی بر پایه مکانیک خرابی مواد ارائه کرد که بعد ها توسط محققان دیگر گسترش یافت. دنادون و همکاران [8] و فالزون و همکاران [9-11] نیز برای فرایند ضربه کم سرعت مدل خرابی سه بعدی ارائه کردند که بر پایه مکانیک آسیب محیط پیوسته می‌باشد. در این مدل خرابی، آسیب های درون لایه ای² به صورت پیش‌رونده بوده و همچنین رفتار برشی ماده به صورت غیر خطی فرض شده است. همچنین برای در نظر گرفتن خرابی های بین لایه ای³ از المان های چسبناک⁴ استفاده شده است. تیتا و همکاران [12] نیز به بررسی رفتار دینامیکی چندلایه های کامپوزیتی تحت ضربه سرعت پایین پرداختند. در این تحقیق مدل مادی کامپوزیت با استفاده زبروال UMAT در نرم افزار آباکوس شبیه سازی شده است. به دلیل اینکه مدل مادی ارائه شده قابلیت شبیه سازی فاز باربرداری نهایی را نداشت، تطابق خوبی بین نتایج عددی و تجربی حاصل نشد. فنگ و همکاران [13] نیز مدل المان محدودی را بر پایه مکانیک آسیب محیط پیوسته گسترش دادند. در این مدل آسیب های درون لایه ای و بین لایه در نظر گرفته شده است. برای این منظور از المان های چسبناک برای مشاهده خرابی در راستای لایه ها و کد المان محدود با استفاده از نرم افزار آباکوس برای مشاهده خرابی های الیاف و ماتریس استفاده شده است. در نهایت نتایج عددی مطابقت خوبی را با داده های آزمایشگاهی نشان داد.

آزمایش‌های فیزیکی که معمولا به تعداد زیادی نمونه و عملیات نیاز دارد، هزینه‌بر و زمان‌بر است. این امر خصوصا صنعت هوافضا را به دنبال استفاده از روش‌های اقتصادی کارآمد برای آزمون سازه‌ای از طریق استفاده بیشتر از شبیه‌سازی‌ها سوق داده است [14]. گنزالز و همکاران [15] یک مدل المان محدود 3 بعدی پیشنهاد داد که با استفاده از روابط ترمودینامیکی، خرابی های درون لایه ای و بین لایه ای محاسبه می‌شود که این مدل استفاده شده در ضربه کم سرعت بر پایه مدل لویز و همکاران [16] می‌باشد. همچنین در این پژوهش به تاثیر لایه چینی های مختلف بر روی ضربه پرداخته شده است. مندرس و همکاران [17] مدل المان محدودی برای پیش‌بینی رفتار ضربه کم سرعت کامپوزیت های بافته شده پیشنهاد داد. در این تحقیق از یک مدل آسیب مشخصه⁵ بر مبنای انرژی تنش صفحه‌ای استفاده گردید. مدل مشخصه

⁶ Implicit⁷ Explicit⁸ Digital image correlation (DIC)⁹ North-western University (NU) failure criteria¹ Low velocity impact (LVI)² Intralaminar³ Interlaminar⁴ Cohesive element⁵ Constitutive damage model

$$f_{11}^c(\varepsilon_{11}) = \left(\frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{11}^{ot}}\right)^2 - 1 \geq 0 \quad \varepsilon_{11} < 0 \quad (6)$$

در این رابطه $\varepsilon_{11}^{ot(c)}$ کرنش شروع واماندگی در حالت کشش و فشار بوده که با استفاده از استحکام کششی و فشاری از (7) به دست می آید:

$$\varepsilon_{11}^{ot(c)} = \frac{X^{t(c)}}{E_{11}} \quad (7)$$

بعد از رسیدن تابع به عدد یک، خرابی در الیاف شروع به رشد می کند. خرابی الیاف در راستاهای کششی و فشاری مطابق با شکل 1 با استفاده از رابطه (8) و (9) محاسبه می شوند:

$$d_f^t(\varepsilon_{11}) = \frac{\varepsilon_{11}^{ft}(\varepsilon_{11} - \varepsilon_{11}^{ot})}{\varepsilon_{11}(\varepsilon_{11}^{ft} - \varepsilon_{11}^{ot})} \quad (8)$$

$$d_f^c(\varepsilon_{11}) = \frac{\varepsilon_{11}^{fc}(\varepsilon_{11} - \varepsilon_{11}^{oc})}{\varepsilon_{11}(\varepsilon_{11}^{fc} - \varepsilon_{11}^{oc})} \quad (9)$$

که $\varepsilon_{11}^{ft(c)}$ کرنش نهایی واماندگی خرابی الیاف در راستای کششی و فشاری می باشد. با توجه به اینکه مساحت زیر نمودار کشش جدایش¹ نشان دهنده چگالی انرژی کرنشی در واحد حجم می باشد، کرنش نهایی واماندگی² در حالت بحرانی انرژی آزاد شده کرنشی³ با استفاده از رابطه (10) بدست می آید [22]:

$$\varepsilon_{11}^{ft(c)} = \frac{2G_{ft(c)}}{X_{t(c)}l_{fib}} \quad (10)$$

که $G_{ft(c)}$ چقرمگی شکست در راستای الیاف و l_{fib} طول مشخصه می باشد.

2-1-2 رفتار غیر خطی برش

نتایج تجربی نشان می دهد که در کامپوزیت های پایه پلیمری در صفحات برشی، رفتار غیر خطی وجود دارد [8]. به همین منظور در پژوهش حاضر تنش برشی غیر خطی با استفاده از چند جمله ای مرتبه سوم و برازش بر روی نتایج تجربی تعریف شده است. منحنی تنش کرنش برشی به صورت زیر تعریف می شود:

$$\tau(\gamma_{ij}) = C_1\gamma_{ij}^3 - \text{sgn}(\gamma_{ij})C_2\gamma_{ij}^2 + C_3\gamma_{ij} \quad i, j = 1, 2, 3 \quad (11)$$

که ضرایب C_i ($i = 1, 2, 3$) با استفاده از برازش بر روی منحنی داده های تجربی بدست می آید. دلیل غیر خطی بودن رفتار برش در کامپوزیت ها دو علت اصلی دارد: رفتار پلاستیک و کاهش مدول الاستیسیته به خاطر آسیب پیشرونده.

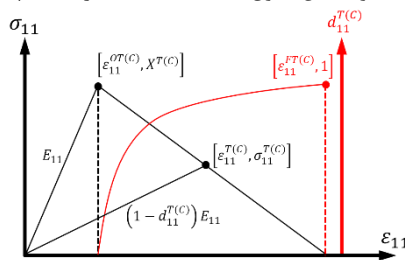


Fig. 1 Bilinear law to stiffness reduction.

شکل 1 قانون دو خطی برای کاهش سفتی.

بنابراین کرنش غیرخطی را می توان به صورت جمع مولفه های الاستیک و غیر الاستیک نوشت:

$$\gamma_{ij} = \gamma_{ij,el} + \gamma_{ij,in} \quad i \neq j \quad (12)$$

قبل از شروع خرابی، منحنی تنش-کرنش بر روی چندجمله ای معادله حرکت می کند و در زمان باربرداری و بارگذاری های متعدد مطابق با شکل 2 طی مسیر

پرداخته شده است. این مدل، ترکیبی از مدل برش غیر خطی بهبود یافته تان و همکاران [18] و مدل بهبود یافته پاک که توسط تو و همکاران [23,22] گسترش یافته است، می باشد. مدل استفاده شده قابلیت پیش بینی خرابی های درون لایه ای و بین لایه ای را دارد که برای شبیه سازی خرابی بین لایه ای از المان کوهسیو در میان لایه های کامپوزیت استفاده شده است. برای اعتبارسنجی مدل شبیه سازی شده از آزمون تجربی ضربه کم سرعت استفاده شده است. به علاوه، با استفاده از روش رادیوگرافی ناحیه خرابی ناشی از آزمون ضربه کم سرعت استخراج شده است. در انتها نیز با استفاده از نتایج عددی و تجربی، رفتار نمونه کامپوزیتی تحت ضربه و مکانیزم های خرابی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفتند.

2-مدل عددی

آسیب ایجاد شده در چندلایه های کامپوزیتی تحت ضربه کم به طور کلی به دو دسته تقسیم می شوند: آسیب های درون لایه ای و آسیب های بین لایه ای. آسیب های درون لایه ای شامل آسیب الیاف و آسیب ماتریس و آسیب بین لایه ای شامل آسیب تورق کامپوزیت می شود.

معیار شروع خرابی در کامپوزیت ها بر پایه تنش و کرنش و برای رشد خرابی معیار هایی بر پایه انرژی تعریف می شوند. تنسور خرابی در کامپوزیت به صورت تابعی از خرابی های الیاف (کششی و فشاری) و ماتریس تعریف می گردد. رابطه بین تنسور تنش واقعی، و تنسور تنش موثر، تنسور خرابی، تنسور مدول الاستیسیته آسیب ندیده و کرنش به صورت زیر مشخص می شود [18]:

$$\sigma = D\delta = DC\varepsilon \quad (1)$$

که در آن:

$$C = \begin{bmatrix} \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_{22}E_{33}\psi} & \frac{\nu_{21} - \nu_{31}\nu_{23}}{E_{22}E_{33}\psi} & \frac{\nu_{31} - \nu_{21}\nu_{32}}{E_{22}E_{33}\psi} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{21} - \nu_{13}\nu_{32}}{E_{11}E_{33}\psi} & \frac{1 - \nu_{31}\nu_{13}}{E_{11}E_{33}\psi} & \frac{\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{12}}{E_{11}E_{33}\psi} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{13} - \nu_{12}\nu_{23}}{E_{22}E_{11}\psi} & \frac{\nu_{23} - \nu_{13}\nu_{21}}{E_{22}E_{11}\psi} & \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_{22}E_{11}\psi} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{23} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{13} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\psi = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{13} - 2\nu_{12}\nu_{23}\nu_{31}}{E_{11}E_{22}E_{33}} \quad (3)$$

با توجه به اینکه تنسور مدول الاستیسیته می بایست در طول شروع آسیب مثبت باقی بماند، ضریب پواسون می بایست طبق رابطه زیر همراه با شروع خرابی کاهش یابد [18].

$$\frac{\nu_{ij,d}}{E_{ii,d}} = \frac{\nu_{ij}(1 - d_{ii})}{E_{ii}(1 - d_{ii})} = \frac{\nu_{ji}(1 - d_{jj})}{E_{jj}(1 - d_{jj})} = \frac{\nu_{ji,d}}{E_{jj,d}}, \quad i, j = 1, 2, 3 \quad (4)$$

1-2- مدل آسیب درون لایه ای

1-1-1 خرابی الیاف

به منظور ساده سازی مدل برای پیش بینی رفتار ماده در جهت الیاف از قانون دو خطی استفاده شده است. با استفاده از این قانون خرابی الیاف زمانی آغاز می شود که کرنش در این راستا به کرنش شروع واماندگی برسد (در راستای کشش و فشار). در نتیجه تابع شروع خرابی در الیاف در صورت زیر تعریف می شود:

$$f_{11}^t(\varepsilon_{11}) = \left(\frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{11}^{ot}}\right)^2 - 1 \geq 0 \quad \varepsilon_{11} > 0 \quad (5)$$

¹ Traction-separation

² Final failure strain

³ Critical strain energy release rate

خرابی ماتریس بر روی صفحه شکست بر اساس معیار توسعه یافته پاک با استفاده از رابطه زیر بدست می‌آید:
کشش ماتریس:

$$f_E(\theta) = \sqrt{\left[\left(\frac{1}{Y^t} - \frac{P_{\psi}^t}{R_{\psi}^A}\right)\sigma_n(\theta)\right]^2 + \left(\frac{\tau_{nt}(\theta)}{R_{11}^A}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{nl}(\theta)}{S_{12}}\right)^2} + \frac{P_{\psi}^t}{R_{\psi}^A}\sigma_n(\theta) \quad \sigma_n(\theta) \geq 0 \quad (13)$$

فشار ماتریس:

$$f_E(\theta) = \sqrt{\left[\left(\frac{P_{\psi}^c}{R_{\psi}^A}\right)\sigma_n(\theta)\right]^2 + \left(\frac{\tau_{nt}(\theta)}{R_{11}^A}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{nl}(\theta)}{S_{12}}\right)^2} + \frac{P_{\psi}^c}{R_{\psi}^A}\sigma_n(\theta) \quad \sigma_n(\theta) \leq 0 \quad (14)$$

$$\frac{P_{\psi}^{t,c}}{R_{\psi}^A} = \frac{P_{11}^{t,c}}{R_{11}^A} \cos^2\psi + \frac{P_{12}^{t,c}}{S_{12}} \sin^2\psi \quad (15)$$

$$R_{11}^A = \frac{Y^c}{2(1 + P_{11}^c)} \quad (16)$$

$$\cos^2\psi = \frac{\tau_{nt}^2}{\tau_{nt}^2 + \tau_{nl}^2} \quad \sin^2\psi = \frac{\tau_{nl}^2}{\tau_{nt}^2 + \tau_{nl}^2} \quad (17)$$

که پارامترهای Y^t و Y^c استحکام عرضی کششی و فشاری و S_{12} استحکام برشی تک لایه کامپوزیتی می‌باشد.
پارامترهای شیب $(P_{11}^t, P_{11}^c, P_{12}^t, P_{12}^c)$ تاثیر تنش نرمال را بر روی صفحه شکست مشخص می‌کنند. مقادیر پیشنهادی این اعداد توسط پاک در جدول 1 ارائه شده است و با استفاده از داده‌های تجربی بدست می‌آیند.

پارامتر خرابی ماتریس نیز با توجه به رابطه دوخطی به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$d_{mat} = \frac{\varepsilon_{eq}^f (\varepsilon_{eq} - \varepsilon_{eq}^0)}{\varepsilon_{eq} (\varepsilon_{eq}^f - \varepsilon_{eq}^0)} \quad (18)$$

جدول 1 پارامترهای شیب پیشنهاد شده توسط پاک [24].

Table 1 Inclusion parameters suggested by Puck [24].

| P_{11}^c | P_{11}^t | P_{12}^c | P_{12}^t | جنس الیاف در کامپوزیت |
|------------|------------|------------|------------|-----------------------|
| 0.20-0.25 | 0.20-0.25 | 0.25 | 0.30 | شیشه |
| 0.25-0.30 | 0.25-0.30 | 0.30 | 0.35 | کربن |

پارامتر کرنش معادل برای آغاز آسیب در صفحه شکست می‌باشد. ε_{eq}^f نیز کرنش معادل واماندگی کامل می‌باشد که با استفاده از قانون آزاد سازی انرژی کرنشی بحرانی مود مختلط¹ به ازای طول مشخصه المان به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\left(\frac{g_n}{G_{mt(c)}/l_{mat}}\right)^\zeta + \left(\frac{g_{nl}}{G_{12c}/l_{mat}}\right)^\zeta + \left(\frac{g_{nt}}{G_{23c}/l_{mat}}\right)^\zeta = 1 \quad (19)$$

های 1 و 2 با استفاده از مدول برشی اولیه تعریف می‌گردد. زمانی که خرابی در τ آغاز می‌شود، مدول برشی همراه با خرابی پیشرونده $G_{ij}(1 - d_{mat})$ کاهش می‌یابد.

لازم به ذکر است که صرفاً یکی از عوامل رفتار غیرخطی کامپوزیت خواص پلاستیک می‌باشد ولی مدل سازی نیز صرفاً بر اساس رفتار پلاستیک رزین یا کامپوزیت نمی‌باشد. در مجموع استفاده از رابطه (11) جهت ساده سازی مدل بوده تا حجم پردازش کاهش یابد.

آزمایش‌های تجربی نشان می‌دهد که در مسیر برگشت رفتار برش به صورت غیر خطی بوده و همچنین در مسیر رفت نیز مجدداً به همین صورت می‌باشد که در شکل 2 نیز با رنگ سبز نشان داده شده است. با توجه به اینکه مدل سازی به صورت غیر خطی، سرعت پردازش را افزایش می‌دهد و به دلیل محدودیت سخت افزاری مدل سازی به این صورت منطقی نبوده، در نهایت مسیر رفت و برگشت به صورت خطی در نظر گرفته شده است.

2-1-3- خرابی ماتریس

بر خلاف واماندگی الیاف، مشخصه سازی واماندگی ماتریس دشوار می‌باشد. ترک ماتریس ترکیبی از تنش‌های عرضی، تنش‌های برشی و تنش در راستای ضخامت می‌باشد. به همین منظور ابتدا می‌بایست جهت صفحه شکست مشخص شود. صفحه شکست در ابتدا توسط پاک و شرمان [24] پیشنهاد داده شد. در این مدل پاک نشان داد که صفحه شکست، صفحه‌ای موازی جهت الیاف است که بیشترین احتمال واماندگی تحت تنش‌های مشخص را دارد. همانطور که شکل 3 نشان می‌دهد این صفحه شکست الزاماً نرمال به جهت بارگذاری نمی‌باشد.

مطابق شکل در حالتی که بارگذاری کششی باشد، صفحه شکست نرمال به جهت بارگذاری می‌باشد اما در حالتی که بارگذاری فشاری یا برشی باشد، جهت صفحه شکست بستگی به تحمل ماتریس به بارگذاری برشی دارد. شروع

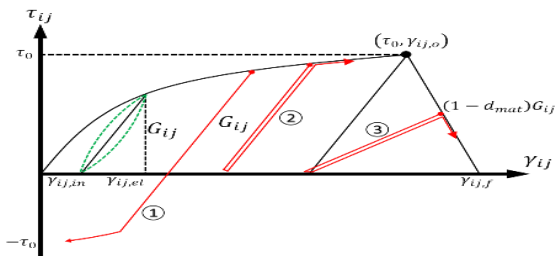


Fig. 2 Shear nonlinear behavior curves with different loading and unloading paths.

شکل 2 منحنی رفتار غیرخطی برشی با مسیرهای مختلف بارگذاری و باربرداری.

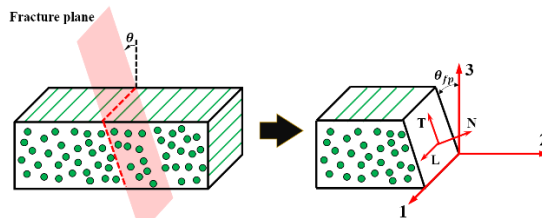


Fig. 3 Rotation of the material coordinate system (1, 2, 3) to the fracture plane coordinate system (L, N, T).

شکل 3 چرخش سیستم مختصات مادی (1، 2 و 3) به سیستم مختصات صفحه شکست (L و N، T).

¹ Mixed-mode critical strain release

ضربه زننده به صورت نیم کره با قطر 10 میلی‌متر و به صورت صلب گسسته^۳ مدل شده است.

2-3- آزمون های ضربه کم سرعت

شبیه سازی فرآیند ضربه کم سرعت مطابق با آزمون تجربی انجام می‌شود. به طوری که ضربه زننده بر روی سطح چندلایه کامپوزیتی مطابق شکل 4 قرار می‌گیرد. انرژی ضربه با استفاده از سرعت اولیه اعمال شده به ضربه زننده تعیین می‌شود. همچنین با توجه به اینکه گرانش در شبیه سازی در نظر گرفته نمی‌شود، یک نیروی متمرکز معادل بر روی ضربه زننده اعمال می‌گردد. در این مرحله اطراف صفحه کامپوزیتی به صورت کامل مقید^۴ شده و ناحیه مرکزی کامپوزیت به مساحت 125×75 میلی‌متر که تحت تاثیر ضربه قرار می‌گیرد آزاد می‌باشد. شرایط مرزی اعمال شده به کامپوزیت در شکل 4 نشان داده شده است. ضربه زننده نیز فقط در راستای عمود بر سطح صفحه کامپوزیت آزاد بوده و در دیگر راستاها مقید می‌باشد. زمان کل ضربه در این مرحله بین 10 تا 12 میلی‌ثانیه بوده و متناسب با سطح انرژی ضربه متفاوت می‌باشد. در طول کل فرآیند شبیه سازی از مقیاس دهی جرمی^۵ برای مقیاس دهی بازه زمانی پایدار^۶ جهت کاهش زمان پردازش استفاده شده است.

2-2- مش‌زنی

طول مشخصه المانی که در آباکوس محاسبه می‌شود ریشه سوم حجم المان می‌باشد [31] و با توجه به اینکه در مدل سازی، نسبت منطری المان‌ها در شبیه سازی نزدیک 1 نمی‌باشد این محاسبه دقیق نیست. طول مشخصه المان با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شود که V حجم المان و A مساحت صفحه شکست می‌باشد.

$$l_c = \frac{V}{A} \quad (26)$$

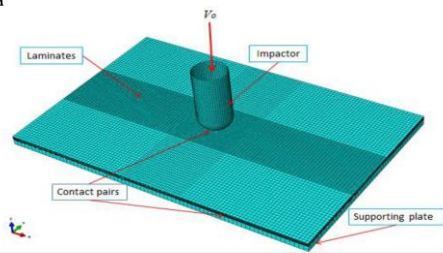


Fig. 4 Meshing and boundary conditions in low-velocity impact.

شکل 4 نحوه مش‌بندی و شرایط مرزی در مدل‌سازی ضربه کم سرعت.

برای طول مشخصه المان حد بالایی در نظر گرفته می‌شود در صورتی که طول مش کمتر از این مقدار باشد نتایج وابسته به طول مش نمی‌باشند. حد بالا طول مشخصه توسط [32] ارائه شده است:

$$l_c = \begin{cases} l_{fib} & (G, X, \varepsilon) = (G_{11}^{t(c)}, X^{t(c)}, \varepsilon_{11}^{ot(c)}) \\ l_{mat} & (G, X, \varepsilon) = (G_{22}^{t(c)}, Y^{t(c)}, \varepsilon_{22}^{ot(c)}) \\ (G, X, \varepsilon) = (G_{ij}, S_{ij}, \gamma_{22}^{ot(c)}) & ij = 12, 23, 32 \end{cases} \quad (27)$$

با استفاده از خواص مکانیکی نتیجه می‌شود:

$$l_c \leq 1.28 \quad (28)$$

برای نمایش دادن توزیع دقیق کشش در نوک ترک، حداقل 3 المان چسبناک مورد نیاز است [33]. طول ناحیه چسبناک که با استفاده از [15] ارائه شده است که از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$l_{cz} = \frac{9\pi E_m G_c}{32(\tau^0)^2} \quad (29)$$

که g_n و g_{nt} و g_{nt} چگالی انرژی کرنشی در مولفه تنش مربوط به آن می‌باشد. $G_{mt(c)}$ نرخ رهایی انرژی بحرانی عرضی، G_{12c} و G_{23c} به ترتیب نرخ رهایی انرژی بحرانی عرضی درون صفحه ای و خارج صفحه ای می‌باشند. l_{mat} طول مشخصه المان، ζ پارامتر مادی و مقدار آن برای این مدل، 2 می‌باشد.

چگالی انرژی کرنشی متناسب با مولفه‌های تنش از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$g_j^f = \int_0^{\varepsilon_j^f} \sigma_j d\varepsilon_j \approx \frac{1}{2} \sigma_j^0 \varepsilon_j^f = \frac{1}{2} \sigma_j^0 \beta_j \varepsilon_{eq}^f \quad j = n, nl, nt \quad (20)$$

که σ_j^0 مولفه تنش بر روی صفحه شکست در زمان شروع آسیب ماتریس می‌باشد. β_j بیانگر نسبت اختلاط مود می‌باشد و به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\beta_n = \frac{\varepsilon_n}{\varepsilon_{eq}}, \beta_{nt} = \frac{\varepsilon_{nt}}{\varepsilon_{eq}}, \beta_{nl} = \frac{\varepsilon_{nl}}{\varepsilon_{eq}} \quad (21)$$

با ترکیب معادلات، کرنش معادل و اماندگی نهایی ε_{eq}^f بدست می‌آید:

$$\varepsilon_{eq}^f = \frac{2}{l_{mat}} \left[\left(\frac{\sigma_n^0 \beta_n}{G_{mt(c)}} \right)^\zeta + \left(\frac{\sigma_{nt}^0 \beta_{nt}}{G_{12c}} \right)^\zeta + \left(\frac{\sigma_{nl}^0 \beta_{nl}}{G_{23c}} \right)^\zeta \right]^{-\frac{1}{\zeta}} \quad (22)$$

2-2- مدل آسیب بین لایه‌ای

برای پیش بینی خرابی تورق در ضربه کم سرعت از المان های چسبناک استفاده شده است. شروع خرابی بر اساس یک معیار درجه دوم کشش-جدایش تحت بارگذاری مختلط طبق رابطه (23) می‌باشد [28].

$$\left(\frac{\langle \tau_3 \rangle}{N} \right)^2 + \left(\frac{\tau_1}{S} \right)^2 + \left(\frac{\tau_2}{T} \right)^2 \quad (23)$$

که τ_1, τ_2, τ_3 تنش‌های برشی درون صفحه ای و τ_3 تنش نرمال می‌باشند. S, N و T استحکام‌های برشی و کششی بین دو سطح می‌باشند. زمانی که اماندگی شروع می‌شود، خرابی با استفاده از معیار مود ترکیبی انرژی شکست گسترش می‌یابد. این معیار توسط بنزگاه کنان^۱ [29] ارائه شده است.

$$G_c = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) B^\eta \quad (24)$$

$$B = \frac{G_I + G_{II}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \quad (25)$$

که G_{IC} و G_{IIC} چقرمگی شکست مود I و II کامپوزیت بوده و G_c چقرمگی شکست مود مختلط، B نسبت محلی مود مختلط و η پارامتر مود مختلط می‌باشد.

3-مدل المان حدود

برای شبیه سازی ضربه کم سرعت از نرم افزار آباکوس با حلگر صریح استفاده شده است. مدل مادی ذکر شده در بخش قبل با استفاده از زیرروال VUMAT کدنویسی شده است. زیرروال شامل 3 بخش اصلی می‌باشد که شامل تعیین و اماندگی الیاف، و اماندگی ماتریس و برش غیر خطی می‌باشد. 3 سطح انرژی مختلف (10، 15 و 20 ژول) برای شبیه سازی ضربه آزمایش شده است.

1-3- هندسه نمونه

مطابق با استاندارد ASTM D7136 [30] که مربوط به آزمون‌های ضربه کم سرعت می‌باشند، چندلایه کامپوزیتی به صورت یک پارت 3 بعدی تغییر شکل پذیر آذر ابعاد 150×100 میلی‌متر مدل شده است. لایه چینی کامپوزیت مدل شده به صورت [45/0₂/-45/90₂]s بوده که ضخامت کل آن در مجموع 3 میلی‌متر است. خواص مواد استفاده شده در شبیه سازی در بخش 4-1 آورده شده است.

¹ Benzeggah-Kenane

² Deformable

³ Discrete rigid

⁴ Clamp

⁵ Mass scaling

⁶ Stable time increment

چندلایه، شبه آیزوتروپیک و به صورت $[45/0_2/-45/90_2]_s$ می باشد. نمونه‌های کربن/اپوکسی در ابعاد 150×100 میلی‌متر و با استفاده از روش واترجت از صفحات کامپوزیتی بریده شدند. با توجه به ضخامت 0.25 میلی‌متری هر لایه، ضخامت کل نمونه 3.0 ± 0.1 میلی‌متر به دست آمده است. به منظور مشخصه سازی خواص مکانیکی کامپوزیت کربن/اپوکسی، آزمون‌های کشش، فشار و برش بر اساس استانداردهای ASTM D3039 [34]، ASTM D6641 [35] و ASTM D3518 [36] بر روی نمونه‌های ساخته شده با روش نفوذ در خلأ انجام شده است که نتایج آزمون‌های مذکور در جدول 2 آورده شده است. خواص بین‌لایه‌ای نیز از [37] استخراج شده است که در جدول 3 آورده شده است.

4-1- آزمون ضربه کم سرعت

برای شبیه سازی ضربه یک سازه کامپوزیتی در اثر برخورد یک ضربه زننده با جرم زیاد و با سرعت کم، استفاده از دستگاه آزمون ضربه سقوط آزاد مناسب ترین روش می باشد [38]. به همین دلیل آزمون ضربه کم سرعت با استفاده از دستگاه سقوط آزاد (شکل 5a) مطابق استاندارد ASTM D7136 [30] انجام شده است. همان طور که در شکل 5b مشاهده می شود، دستگاه آزمون ضربه مجهز به ضربه زننده با نوک نیم کره ای به قطر 10 میلی‌متر می باشد. جرم ضربه زننده برابر 7 کیلوگرم است. برای آزمون ضربه کم سرعت سه سطح انرژی 10، 15 و 20 ژول مورد بررسی قرار گرفته است که با تنظیم ارتفاع سقوط ضربه زننده، قابل تنظیم است. همچنین برای هر سطح انرژی، 4 نمونه آزمایش شده است. فیکسچر آزمون ضربه کم سرعت (شکل 5c) شامل دو صفحه به ابعاد 215×215 میلی‌متر است که در وسط هر یک شکاف مربعی به ابعاد 60×60 میلی‌متر وجود دارد. این دو پلیت به کمک چهار پیچ به یکدیگر متصل می شود و نمونه ی کامپوزیتی که بین آن قرار می گیرد از این طریق مهار می شود.

در هر آزمون ضربه کم سرعت، نتایج آزمون به صورت منحنی نیرو-زمان می باشد که مقدار نیرو از طریق سنسور پیزوالکتریک اندازه گیری شده و توسط دیتالاگر با نرخ داده برداری 100 کیلوهرتز ثبت می گردد.

جدول 2 خواص مکانیکی چندلایه کربن/اپوکسی.

Table 2 Mechanical properties of carbon/epoxy laminate.

| مقدار | | خواص مکانیکی |
|-------------------------|--------------------|---------------------------------|
| $E_{1,2}=95450$ | $E_3=E_{3,2}=6350$ | مدول الاستیسیته (MPa) |
| $G_{12}=G_{13}=4590$ | $G_{23}=3300$ | |
| $\nu_{12}=\nu_{13}=0.3$ | $\nu_{23}=0.36$ | ضریب پواسون |
| $X_t=801.3$ | $X_c=258.3$ | $Y_t=14.4$ |
| $Y_c=67.38$ | $S_{12}=72.39$ | استحکام (MPa) |
| $G_{ft}=90.0$ | $G_{fc}=82$ | $G_{mt}=0.52$ |
| $G_{mc}=1.61$ | $G_{12c}=0.92$ | چقرمگی شکست (kJ/m^2) |

Table 3 Material properties of cohesive element.

| K_t (N/mm ³) | K_s (N/mm ³) | K_n (N/mm ³) | T (MPa) | S (MPa) | N (MPa) | η | G_{IIIc} (J/m ²) | G_{IIc} (J/m ²) | G_{Ic} (J/m ²) | خواص |
|----------------------------|----------------------------|----------------------------|---------|---------|---------|--------|--------------------------------|-------------------------------|------------------------------|-------|
| 10^6 | 10^6 | 10^6 | 80 | 80 | 30 | 1.46 | 920 | 920 | 560 | مقدار |

⁴ Inverting

⁵ Tie

⁶ Vacuum infusion process (VIP)

که E_m مدول ماده بین سطوح بوده که تقریباً برابر است با مدول عرضی کامپوزیت E_{22} ، G_c چقرمگی شکست و τ^0 استحکام اسمی بین سطوح می باشد و از رابطه زیر بدست می آید:

$$\tau^0 = \sqrt{(\tau_{sh}^0)^2 + (\tau_3^0)^2} \quad (30)$$

$$\tau_{sh}^0 = \sqrt{(\tau_1^0)^2 + (\tau_2^0)^2} \quad (31)$$

در نتیجه طول بیشینه المان‌های ناحیه چسبناک برابر $l_{cz} \approx 4.08$ و در نتیجه $l_e = \frac{l_{cz}}{3} \approx 1.36$ می باشد.

با توجه به اینکه با ریز شدن سائز المان‌ها هزینه محاسباتی به شدت افزایش می‌یابد، سائز المان با در نظر گرفتن طول مشخصه المان و ناحیه چسبناک 1.2 میلی‌متر انتخاب گردید. با توجه به اینکه ضخامت هر لایه 0.25 میلی‌متر می‌باشد، در راستای ضخامت یک تک‌لایه فقط یک المان وجود دارد.

همه لایه‌های کامپوزیت با استفاده المان C3D8R مدل سازی شده‌اند. برای جلوگیری از ساعت شنی شدن¹ در نرم افزار آباکوس از روش افزایش کنترل ساعت شنی² در همه مراحل شبیه سازی استفاده شده است. علاوه بر این از کنترل اعوجاج³ برای جلوگیری از حجم منفی المان⁴ استفاده شده است. از المان سه بعدی چسبناک با ضخامت صفر COH3D8 برای شبیه سازی سطح بین لایه‌ها استفاده شده است. المان‌های چسبناک با استفاده از قید گره⁵ به لایه‌های کامپوزیت متصل شده‌اند. همچنین المان‌های تشکیل دهنده ضربه‌زننده از نوع R3D4 بوده که مخصوص جسم صلب می‌باشد. سائز این المان‌ها 1.0 میلی‌متر انتخاب شده است.

2-3- الگوریتم تماس

الگوریتم عمومی تماس موجود در آباکوس [31] برای شبیه سازی تماس در مدل عددی استفاده شد تا نیروهای تماسی بین گره‌ها و سطوح، نفوذ تماسی بین لایه‌های کامپوزیت و همچنین ضربه زننده و کامپوزیت برقرار گردد. برای لایه‌های کامپوزیت، تماس عمودی و مماسی لحاظ گردیده و برای تماس بین ضربه زننده و کامپوزیت ضریب اصطکاک 0.3 لحاظ شده است.

4- فرایند آزمون تجربی

در ساخت نمونه‌های کامپوزیتی، از الیاف کربن T300 به صورت تک جهت و با استحکام و مدول کششی 3800-4000 مگاپاسکال و 230 گیگاپاسکال استفاده شده است. رزین به کاررفته اپوکسی EPIKOTE™ L20 و هاردنر EPIKURE™ 960 می باشد که با نسبت جرمی 100 به 34 به یکدیگر مخلوط می شوند. فرایند پخت رزین به صورت 24 ساعت در دمای محیط و 15 ساعت در دمای 60°C است. برای ساخت چندلایه‌های کامپوزیتی، روش قالب باز نفوذ در خلأ⁶ به کار برده شد و کسر حجمی الیاف در نمونه‌های ساخته شده با این روش برابر 62% می باشد. با توجه به استاندارد ASTM D7136، لایه چینی

جدول 3 خواص ماده در المان چسبناک.

مقایسه نتایج تجربی و عددی در نمودارهای نیرو-زمان ضربه برای سه سطح انرژی 10، 15 و 20 ژول در شکل 7 نشان داده شده است. همانطور که از نمودار مشاهده می‌شود پاسخ ضربه و زمان برخورد به خوبی پیش‌بینی شده است. در حالی که انرژی ضربه پایین (10 ژول) می‌باشد شکل نمودار به صورت سینوسی و متقارن درمی‌آید که متقارن بودن آن نشان می‌دهد ضربه به صورت الاستیک بوده و خرابی ناشی از آن اندک می‌باشد. با بالا رفتن انرژی ضربه (15 و 20 ژول) نمودار نیرو-زمان از حالت متقارن خارج شده و نوسانات نیرو شدیدتر می‌شود. نیرو بعد از رسیدن به مقدار پیک آن دچار افت ناگهانی می‌شود که این افت نشان‌دهنده ایجاد خرابی (خرابی الیاف) در کامپوزیت می‌باشد. مقایسه نمودارهای نیرو-زمان با یکدیگر نشان می‌دهد که با افزایش سطح انرژی ضربه نیروی بیشینه و زمان کل برخورد افزایش می‌یابد که این امر باعث افزایش خرابی در کامپوزیت می‌شود و مشابه نتایج به دست آمده در پژوهش‌های دیگر می‌باشد [4,1].

نتایج انرژی جذب شده برای سه سطح انرژی مختلف ضربه بر حسب زمان در شکل 8 نمایش داده شده است. انرژی جنبشی ضربه زنده بعد از برخورد به صورت تغییر فرم الاستیک، خرابی و دیگر حالت‌های انرژی به کامپوزیت منتقل می‌گردد. بعد از رسیدن ضربه زنده به بیشینه جابجایی خود انرژی الاستیک ذخیره شده در کامپوزیت، ضربه زنده را بازمیگرداند و بخشی از انرژی نیز در کامپوزیت ذخیره می‌گردد. با افزایش سطح انرژی ضربه جذب شده توسط کامپوزیت نیز افزایش می‌یابد. این امر نشان می‌دهد با افزایش انرژی ضربه خرابی ایجاد شده در کامپوزیت افزایش یافته و در نتیجه انرژی بیشتری را جذب می‌کند.

جابجایی با استفاده از رابطه (33) و داده‌های نیرو محاسبه می‌شود. منحنی نیرو-جابجایی برای سه سطح انرژی ضربه در شکل 9 نشان داده شده است. با توجه به نمودار، با افزایش سطح انرژی، جابجایی بیشینه نیز افزایش می‌یابد. رسیدن جابجایی به مقدار بیشینه آن سرعت ضربه زنده به صفر رسیده و بعد از برخورد به کامپوزیت بازمی‌گردد.

به منظور ارزیابی مقدار جابجایی به دست آمده از رابطه (33)، مقدار جابجایی ضربه زنده با استفاده از عکس برداری با نرخ 500 فریم بر ثانیه در هر سه سطح انرژی ضربه اندازه‌گیری شده است. در شکل 10 منحنی‌های جابجایی-زمان محاسبه شده با رابطه (33) و اندازه‌گیری شده با تصویربرداری با یکدیگر مقایسه شده است. در هر سه سطح انرژی ضربه، مقادیر جابجایی اندازه‌گیری شده با رابطه (33) تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد و حداکثر خطا برابر 3.2% است.

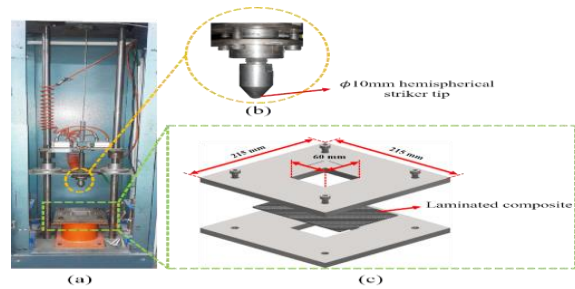


Fig. 5 (a) Overview of drop-weight test setup (b) impactor with a hemispherical tip with a diameter of 10 mm (c) low-velocity impact test fixture.

شکل 5 (a) نمای کلی دستگاه آزمون ضربه سقوط آزاد (b) ضربه زنده با نوک نیم‌کره به قطر 10 میلی‌متر (c) فیکسچر آزمون ضربه کم سرعت.

5-نتایج و بحث

5-1- نتایج ضربه کم سرعت

در این بخش به بررسی اثر ضربه کم سرعت بر روی چندلایه کامپوزیتی و مقایسه نتایج آزمون تجربی و شبیه‌سازی عددی پرداخته می‌شود. برای محاسبه پارامترهای سرعت، جابجایی و انرژی جذب شده از استاندارد ASTM D7136 استفاده شده است که روابط آن به صورت زیر است:

$$v(t) = v_i + gt - \int_0^t \frac{F(t)}{m} dt \quad (32)$$

$$\delta(t) = v_i + \frac{gt^2}{2} - \int_0^t \left(\int_0^t \frac{F(t)}{m} dt \right) dt \quad (33)$$

$$E_a(t) = \frac{m(v_i^2 - v(t)^2)}{2} + mg\delta(t) \quad (34)$$

که $v(t)$ سرعت ضربه زنده در هر لحظه، v_i سرعت اولیه در لحظه شروع برخورد، $\delta(t)$ جابجایی ضربه زنده و $E_a(t)$ انرژی جذب شده در هر لحظه می‌باشد.

برای نشان دادن تکرار پذیری نتایج آزمون ضربه، منحنی‌های نیرو-زمان برای هر 4 نمونه‌ی آزمایش شده تحت ضربه 10 ژول در شکل 6 نمایش داده شده است.

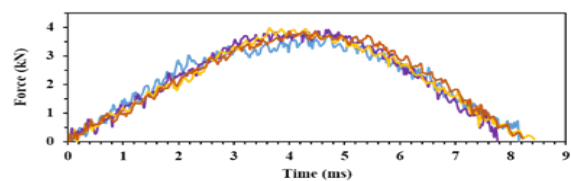


Fig. 6 Impact force-time curves of all 4 samples tested under 10 J.

شکل 6 منحنی‌های نیرو-زمان هر 4 نمونه‌ی آزمایش شده تحت ضربه 10 ژول.

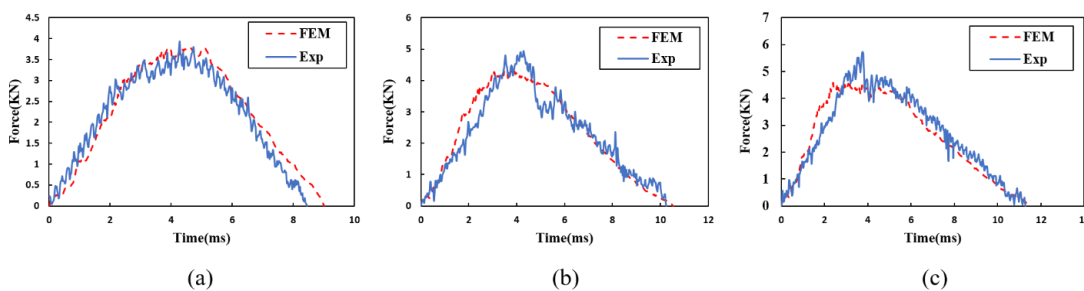


Fig. 7 The force-time response of a composite laminate under low-velocity impact at different energy levels (a) 10 J, (b) 15 J and (c) 20 J.

شکل 7 پاسخ نیرو-زمان چندلایه کامپوزیتی تحت ضربه کم سرعت در سطوح مختلف انرژی (a) 10 ژول، (b) 15 ژول و (c) 20 ژول.

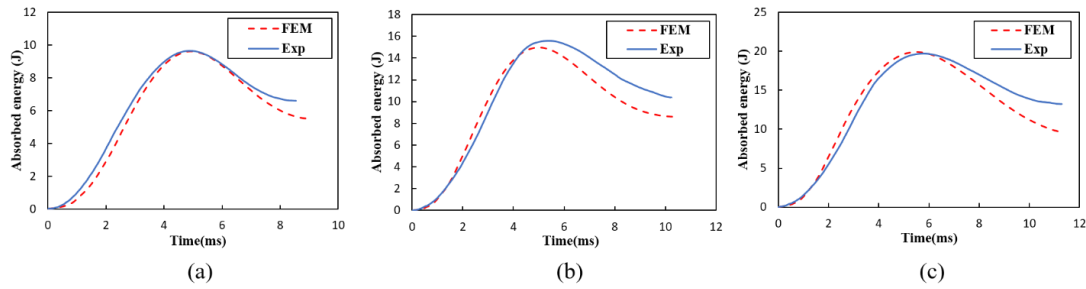


Fig. 8 The energy-time response of a composite laminate under low-velocity impact at different energy levels (a) 10 J, (b) 15 J and (c) 20 J.

شکل 8 پاسخ انرژی-زمان چندلایه کامپوزیتی تحت ضربه کم سرعت در سطوح مختلف انرژی (a) 10 ژول، (b) 15 ژول و (c) 20 ژول.

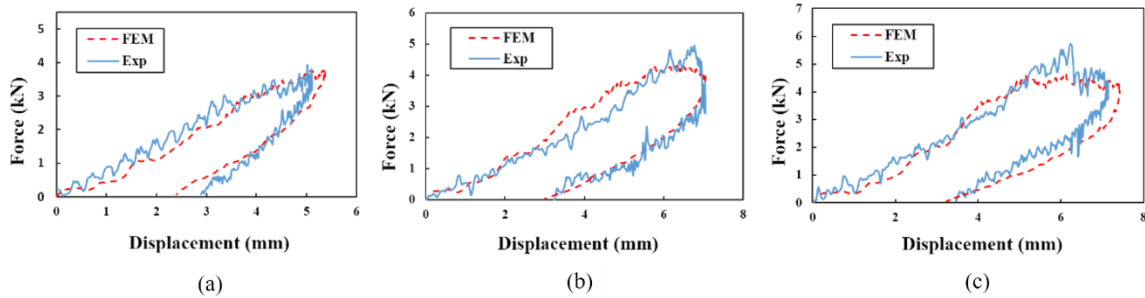


Fig. 9 The force-displacement response of a composite laminate under low-velocity impact at different energy levels (a) 10 J, (b) 15 J and (c) 20 J.

شکل 9 پاسخ نیرو-جابجایی چندلایه کامپوزیتی تحت ضربه کم سرعت در سطوح مختلف انرژی (a) 10 ژول، (b) 15 ژول و (c) 20 ژول.

زمانی که ضربه زنده از سطح کامپوزیت جدا می‌شود با توجه به نمودار، جابجایی نهایی کامپوزیت صفر نمی‌شود که به این جابجایی فرورفتگی دائمی می‌گویند. شکل 11 نمای بالای صفحه کامپوزیتی را نشان می‌دهد که بعد از آزمون تجربی ضربه، فرورفتگی ماندگار در آن مشاهده شده است که با کانتور جابجایی بعد از ضربه در محل ضربه خورده در هر 3 سطح انرژی ضربه مقایسه شده است. علت ایجاد فرورفتگی دائمی ایجاد خرابی در کامپوزیت و رفتار غیر خطی آن می‌باشد. مدل خرابی ارائه شده نیز قادر است به واسطه تعیین رفتار غیر خطی برش، جابجایی ماندگار ایجاد شده در محل ضربه را پیش بینی کند. به طور کلی اندازه فرورفتگی دائمی نیز با افزایش سطح انرژی ضربه افزایش می‌یابد. مساحت زیر نمودار نیرو-جابجایی نشان‌دهنده انرژی جذب شده توسط کامپوزیت می‌باشد که با استفاده از (34) بدست می‌آید. مقدار حداکثر فرورفتگی پس از انجام آزمون ضربه کم سرعت با گذشت چند روز با استفاده از ساعت اندازه گیری با دقت 0.01 میلی متر اندازه شد تا اثرات برگشت پذیر ناشی از رفتار ویسکوالاستیک در محاسبات لحاظ نگردد. در سه سطح انرژی ضربه 10، 15 و 20 ژول میزان فرورفتگی به ترتیب برابر 0.60، 1.98 و 3.1 میلی متر می‌باشد که مقادیر متناظر پیش‌بینی شده توسط مدل ارائه شده به ترتیب برابر 2.93، 2.23 و 0.71 میلی متر می‌باشد که تطابق قابل قبولی با نتایج تجربی دارد.

در جدول 4 خلاصه ای از داده های نمودار ها و نتایج آزمون ضربه ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با تقریباً خوبی نتایج شبیه سازی عددی داده های تجربی را پیش بینی کرده‌اند. بیشترین خطا در تعیین انرژی جذب شده می‌باشد که ناشی از خطای جابجایی نهایی بوده که در تعیین انرژی جذب شده خطا ایجاد می‌کند.

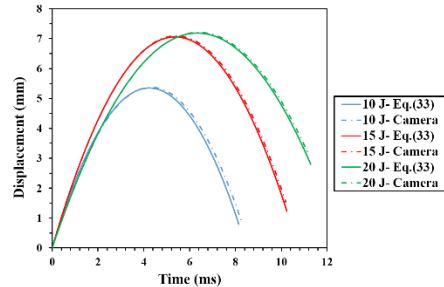


Fig. 10 Comparison of displacement-time curves calculated by Eq.(33) and measured with a camera

شکل 10 مقایسه منحنی جابجایی-زمان محاسبه شده با رابطه (33) و اندازه گیری شده با تصویربرداری.

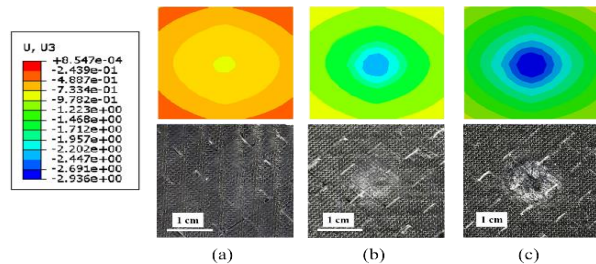


Fig. 11 Comparison of permanent indentation due to (a) 10 J, (b) 15 J and (c) 20 J impact in modeling and experimental testing.

شکل 11 مقایسه فرورفتگی دائمی ناشی از ضربه (a) 10 ژول، (b) 15 ژول و (c) 20 ژول در مدلسازی و آزمون تجربی.

5-2- مکانیزم خرابی درون لایه‌ای و بین لایه‌ای

با توجه به اینکه در فرآیند آزمون تجربی مکانیزم‌های خرابی به صورت مجزا و دقیق قابل تفکیک نیستند و همچنین در طول ایجاد ضربه نیز نمی‌توان خرابی‌های ایجاد شده را مشاهده کرد برای مشاهده و تعیین مکانیزم‌های خرابی از شبیه‌سازی عددی استفاده شده است. در هنگام وقوع ضربه، آسیب در کامپوزیت به صورت شکستگی الیاف، ترک ماتریسی و تورق رخ می‌دهد. در همه انرژی‌های ضربه، ترک ماتریسی بیشترین خرابی مربوط به خرابی‌های درون لایه‌ای را به خود اختصاص داده است و به طور کلی خرابی ماتریس در محل ضربه متمرکز می‌باشد.

در ضربه با انرژی 10 ژول خرابی الیاف در محل ضربه ایجاد نمی‌شود و تنها خرابی درون لایه‌ای ایجاد شده در کامپوزیت خرابی ماتریس می‌باشد. در ضربه با انرژی 15 ژول در لایه‌های 0 و 45 که نزدیکترین فاصله را با محل ضربه دارند خرابی الیاف ایجاد شده و خرابی ماتریس نیز در همه لایه‌ها وجود دارد. در ضربه با انرژی 20 ژول در همه لایه‌ها خرابی الیاف و ماتریس مشاهده می‌شود. شکل 12 و شکل 13 خرابی ترک ماتریسی و خرابی الیاف را برای هر دو لایه در ضربه با انرژی 20 ژول را نشان می‌دهد. بیشترین خرابی ماتریس بر خلاف خرابی الیاف مربوط به لایه 90 درجه می‌باشد که نتیجه مشابهی توسط [19,39,40] مشاهده شده است. به طور کلی خرابی ماتریس بر خلاف خرابی الیاف ابتدا از لایه‌های پایین‌تر شروع به رشد می‌کند. شکل 14 گسترش ترک ماتریس را برای زمان‌های مختلف ضربه با انرژی 20 ژول را نشان می‌دهد. با توجه به شکل در $t=1ms$ خرابی ابتدا در لایه‌های 0 و 45 پایین‌ترشده و بعد از رسیدن زمان به $t=7ms$ ترک ماتریسی در همه لایه‌ها گسترش می‌یابد.

بسته به سطح انرژی ضربه، گسترش و شکل کلی این خرابی‌ها در نمونه‌های مختلف متفاوت می‌باشد.

تورق یکی از مهمترین مکانیزم‌های خرابی در کامپوزیت در هنگام ضربه می‌باشد. این مکانیزم خرابی به طور کلی در تمامی سطوح انرژی ضربه در بین لایه‌های غیر هم جهت کامپوزیت قابل مشاهده می‌باشد. برای مشاهده خرابی‌های ناشی از تورق در آباکوس از خروجی SDEG استفاده شده است. تورق نیز همانند آسیب ماتریس در شروع ضربه ابتدا در لایه‌های پایین‌تر به وجود می‌آید و با افزایش زمان این خرابی در بین لایه‌های دیگر کامپوزیت رشد پیدا می‌کند. شکل خرابی تورق در آزمون تجربی با استفاده از رادیوگرافی استخراج شده است. مقایسه مساحت خرابی تورق برای آزمون تجربی و شبیه‌سازی عددی در سطوح مختلف انرژی در شکل 15 نشان داده شده است. با توجه به اینکه در ضربه با انرژی 10 ژول و 15 ژول مساحت خرابی تورق نسبت به ضربه با انرژی 20 ژول بیشتر می‌باشد به شکل کلی خرابی با شکل استخراج شده از شبیه‌سازی عددی مطابقت زیادی ندارد ولی مساحت خرابی این سطوح انرژی ضربه، در فرآیند شبیه‌سازی با دقت خوبی پیش‌بینی شده‌اند. در ضربه با انرژی 20 ژول شکل کلی خرابی با شبیه‌سازی مطابقت دارد و مساحت خرابی نیز با 10 درصد خطا پیش‌بینی شده است. با توجه به اینکه مساحت خرابی ناشی از تورق از دیگر خرابی‌های کامپوزیت بیشتر می‌باشد بخش زیادی از انرژی ضربه توسط این مکانیزم جذب می‌شود. خرابی‌های ایجاد شده توسط تورق به طور کلی در محل ضربه متمرکز می‌باشد و در راستای عرض کامپوزیت به طور کامل گسترش نمی‌یابد. با این حال تورق مکانیزم اصلی خرابی در ضربه را به خود اختصاص داده است.

6- نتیجه‌گیری

در این تحقیق به بررسی رفتار کامپوزیت با لایه‌چینی شبه ایزوتروپیک جهت پیش‌بینی خرابی ناشی از ضربه کم سرعت پرداخته شده است. مدل خرابی 3 بعدی ارائه شده قابلیت پیش‌بینی هر دو آسیب درون لایه‌ای (خرابی ماتریس و الیاف) و بین لایه‌ای را دارد که بر پایه مکانیک محیط پیوسته آسیب می‌باشد. همچنین جهت صحت‌سنجی نتایج به دست آمده از مدل ارائه شده، مطالعه تجربی برای سه سطح انرژی ضربه مختلف انجام شد.

با مقایسه پاسخ کلی رفتار ضربه، تطابق خوبی بین نتایج آزمون تجربی و شبیه‌سازی بدست آورده شد که نشان می‌دهد مدل خرابی استفاده شده به خوبی قابلیت پیش‌بینی رفتار کلی کامپوزیت را در این فرآیند دارد. مساحت خرابی ناشی از تورق با استفاده از روش رادیولوژی اندازه‌گیری گردید و با نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی عددی مقایسه شده‌اند که تطابق خوبی (با خطای 9.92 درصد) داشت. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد در ضربه کم سرعت خرابی ناشی از تورق مهم‌ترین مکانیزم خرابی را به خود اختصاص داده است. چرا که در مقایسه مساحت خرابی مکانیزم خرابی درون لایه‌ای و بین لایه‌ای، تورق بیشترین سطح خرابی را به خود اختصاص داده است. همچنین در آزمون ضربه کم سرعت نشان داده شد ترک ماتریسی در طول ضربه از قسمت تحتانی کامپوزیت شروع به رشد کرده و با گذر زمان خرابی ایجاد شده به سمت بالا رشد می‌کند. آسیب شکست الیاف نیز عمدتاً در محل ضربه رخ داده است.

جدول 4 مقایسه کلی نتایج به دست آمده از آزمون تجربی و مدل‌سازی ضربه کم سرعت. **Table 4** General comparison of the results obtained from experimental testing and low velocity impact modeling.

| انرژی ضربه | 20 J | 15 J | 10 J | |
|----------------|-------|-------|-------|--|
| عددی | 4.93 | 4.31 | 3.75 | |
| تجربی | 5.56 | 4.73 | 3.92 | |
| درصد خطای نسبی | 11.33 | 8.88 | 4.34 | |
| عددی | 11.42 | 10.54 | 9.00 | |
| تجربی | 11.28 | 10.24 | 8.45 | |
| درصد خطای نسبی | 1.24 | 2.93 | 6.50 | |
| عددی | 7.42 | 7.04 | 5.36 | |
| تجربی | 7.14 | 7.05 | 5.11 | |
| درصد خطای نسبی | 3.92 | 0.14 | 4.89 | |
| عددی | 3.37 | 3.05 | 2.47 | |
| تجربی | 3.68 | 3.23 | 2.79 | |
| درصد خطای نسبی | 8.42 | 5.57 | 11.47 | |
| عددی | 9.64 | 8.61 | 5.52 | |
| تجربی | 13.23 | 10.30 | 6.59 | |
| درصد خطای نسبی | 27.13 | 16.41 | 16.24 | |

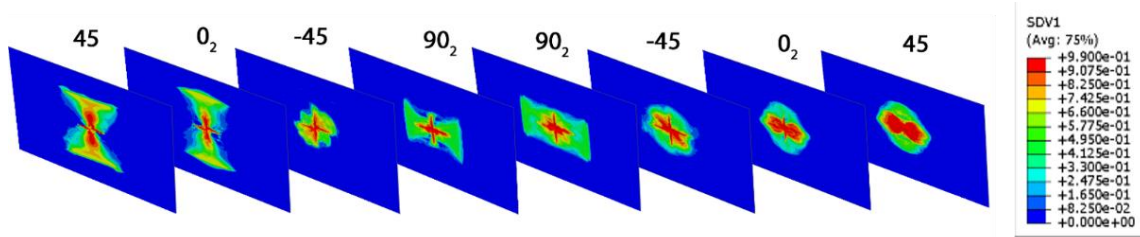


Fig. 12 Contour of the matrix damage obtained from modeling in different composite layers under 20 J impact.

شکل 12 کانتور آسیب ماتریس به دست آمده از مدل سازی در لایه های مختلف کامپوزیت تحت ضربه 20 ژول.

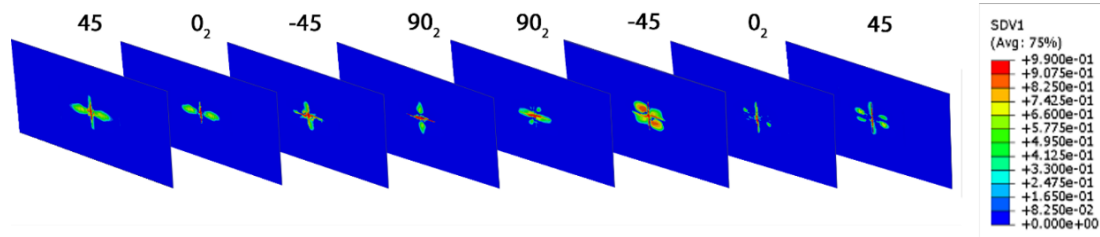


Fig. 13 Contour of the fiber damage obtained from modeling in different composite layers under 20 J impact.

شکل 13 کانتور آسیب الیاف به دست آمده از مدل سازی در لایه های مختلف کامپوزیت تحت ضربه 20 ژول.

7-مراجع

- [1] Rahmani MKH, Khosravi H. "An experimental and numerical study on the low-velocity impact behavior of polymer matrix Kevlar-Basalt hybrid composites". Iran J Manuf Eng 2020;7:44–55.
- [2] Ebrahimi F, Habibi S. "Nonlinear low-velocity impact response of CFRP enhanced with CNT in hygrothermal environments". Sci J Aerosp Mech 2017;14:65–80.
- [3] Abrate S. "Impact on composite structures". Cambridge University Press; 2005.
- [4] Shishevan FA, Abazadeh B. "An experimental study on the low velocity impact behavior of hybrid epoxy composites". J Sci Technol Compos 2019;6:571–80. <https://doi.org/10.37358/MP.20.2.5364>.
- [5] Dehkordi MT, Nosrati H, Shokrieh MM. "Low velocity impact simulation of intraply hybrid composites reinforced with brittle and ductile fibers". Comput Methods Eng 2013;32:115–24.
- [6] Pachenari MH, Mozaffari A, Shariyat M. "Non-Linear finite element low-velocity impact response analysis of a viscoelastic composite plate, employing a layerwise theory". J Solid Fluid Mech 2016;6:97–108.
- [7] L.Kachanov. "Introduction to Continuum Damage Mechanics" 1986;10.
- [8] Donadon M V., Iannucci L, Falzon BG, Hodgkinson JM, de Almeida SFM. "A progressive failure model for composite laminates subjected to low velocity impact damage". Comput Struct 2008;86:1232–52. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2007.11.004>.
- [9] Falzon BG, Apruzzese P. "Numerical analysis of intralaminar failure mechanisms in composite structures. Part I: FE implementation". Compos Struct 2011;93:1039–46. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2010.06.028>.
- [10] Falzon BG, Apruzzese P. "Numerical analysis of intralaminar failure mechanisms in composite structures. Part II: Applications". Compos Struct 2011;93:1047–53. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2010.06.022>.
- [11] Faggiani A, Falzon BG. "Predicting low-velocity impact damage on a stiffened composite panel". Compos Part A Appl Sci Manuf 2010;41:737–49. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2010.02.005>.
- [12] Tita V, de Carvalho J, Vandepitte D. "Failure analysis of low velocity impact on thin composite laminates: Experimental and numerical approaches". Compos Struct 2008;83:413–28. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2007.06.003>.

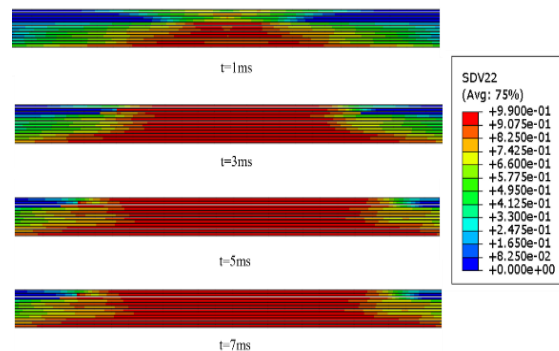


Fig. 14 Trough-the-thickness matrix damage of the composite laminate at different time steps under the 20 J impact.

شکل 14 آسیب ماتریس در راستای ضخامت چندلایه کامپوزیتی در مراحل زمانی مختلف تحت ضربه 20 ژول.

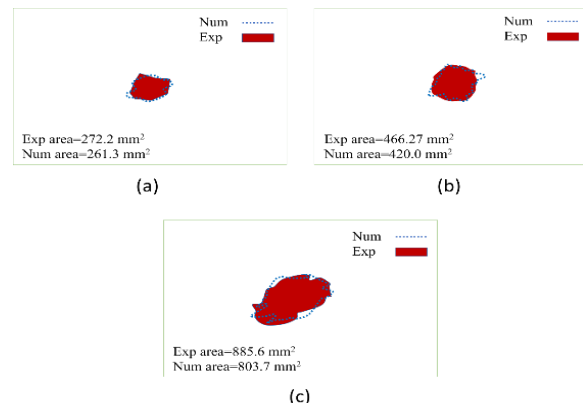


Fig. 15 Comparison of the delamination area obtained from modeling and radiography at the impact energies of (a) 10 J, (b) 15 J and (c) 20 J.

شکل 15 مقایسه مساحت ناحیه تورق به دست آمده از مدل سازی و رادیوگرافی در انرژی ضربه های (a) 10، (b) 15 و (c) 20 ژول.

- [31] ASTM International. "D7137/D7137M-17 standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates". *Am Stand Test Methods* 2012;i:1-17. <https://doi.org/10.1520/D7137>.
- [32] SIMULIA. Systems D. "ABAQUS documentation". 2020 n.d.
- [33] Ridha M, Wang CH, Chen BY, Tay TE. "Modelling complex progressive failure in notched composite laminates with varying sizes and stacking sequences". *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2014;58:16-23. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2013.11.012>.
- [34] Turon A, Dávila CG, Camanho PP, Costa J. "An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models". *Eng Fract Mech* 2007;74:1665-82. <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2006.08.025>.
- [35] ASTM International. "D3039/D3039M Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials". *Am Stand Test Methods* 2014:1-13. <https://doi.org/10.1520/D3039>.
- [36] ASTM International. "D6641/D6641M - 14 Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC)". *ASTM Int* 2012;i:1-11. <https://doi.org/10.1520/D6641>.
- [37] ASTM International. "D3518 Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a 45° Laminate". *Adv Mater Res* 2013;641-642:583-90. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.641-642.583>.
- [38] Tuo H, Lu Z, Ma X, Xing J, Zhang C. "Damage and failure mechanism of thin composite laminates under low-velocity impact and compression-after-impact loading conditions". *Compos Part B Eng* 2019;163:642-54. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2019.01.006>.
- [39] Shokrieh MM, Omid MJ. "The Impact Resistance of Fiber-Reinforced Polymer Composites: A Review". *Iran J Polym Sci Technol* 2011;24:255-77.
- [40] Catalanotti G, Camanho PP, Xavier J, Dávila CG, Marques AT. "Measurement of resistance curves in the longitudinal failure of composites using digital image correlation". *Compos Sci Technol* 2010;70:1986-93. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2010.07.022>.
- [41] Zhang J, Zhang X. "Simulating low-velocity impact induced delamination in composites by a quasi-static load model with surface-based cohesive contact". *Compos Struct* 2015;125. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.01.050>.
- [42] Tan W, Falzon BG. "Modelling the crush behaviour of thermoplastic composites". *Compos Sci Technol* 2016;134:57-71. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2016.07.015>.
- [13] Feng D, Aymerich F. "Finite element modelling of damage induced by low-velocity impact on composite laminates". *Compos Struct* 2014;108:161-71. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.09.004>.
- [14] Liu H, Falzon BG, Tan W. "Predicting the Compression-After-Impact (CAI) strength of damage-tolerant hybrid unidirectional/woven carbon-fibre reinforced composite laminates". *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2018;105:189-202. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2017.11.021>.
- [15] González E V., Maimí P, Camanho PP, Turon A, Mayugo JA. "Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates". *Compos Struct* 2012;94:3364-78. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.05.015>.
- [16] Lopes CS, Camanho PP, Gürdal Z, Maimí P, González E V. "Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part II: Numerical simulations". *Compos Sci Technol* 2009;69:937-47. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2009.02.015>.
- [17] Mendes PAAE, Donadon M V. "Numerical prediction of compression after impact behavior of woven composite laminates". *Compos Struct* 2014;113:476-91. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.03.051>.
- [18] Tan W, Falzon BG, Chiu LNS, Price M. "Predicting low velocity impact damage and Compression-After-Impact (CAI) behaviour of composite laminates". *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2015;71:212-26. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2015.01.025>.
- [19] Abir MR, Tay TE, Ridha M, Lee HP. "Modelling damage growth in composites subjected to impact and compression after impact". *Compos Struct* 2017;168:13-25. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.02.018>.
- [20] Liu H, Falzon BG, Tan W. "Experimental and numerical studies on the impact response of damage-tolerant hybrid unidirectional/woven carbon-fibre reinforced composite laminates". *Compos Part B Eng* 2018;136:101-18. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2017.10.016>.
- [21] Soto A, González E V., Maimí P, Mayugo JA, Pasquali PR, Camanho PP. "A methodology to simulate low velocity impact and compression after impact in large composite stiffened panels". *Compos Struct* 2018;204:223-38. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.07.081>.
- [22] Tuo H, Lu Z, Ma X, Xing J, Zhang C. "Damage and failure mechanism of thin composite laminates under low-velocity impact and compression-after-impact loading conditions". *Compos Part B Eng* 2019;163:642-54. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2019.01.006>.
- [23] Tuo H, Lu Z, Ma X, Zhang C, Chen S. "An experimental and numerical investigation on low-velocity impact damage and compression-after-impact behavior of composite laminates". *Compos Part B Eng* 2019;167:329-41. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2018.12.043>.
- [24] Liu H, Liu J, Ding Y, Hall ZE, Kong X, Zhou J, et al. "A three-dimensional elastic-plastic damage model for predicting the impact behaviour of fibre-reinforced polymer-matrix composites". *Compos Part B Eng* 2020;201:108389. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2020.108389>.
- [25] Daniel IM, Luo JJ, Schubel PM. "Three-dimensional characterization of textile composites". *Compos Part B Eng* 2008;39:13-9. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2007.02.002>.
- [26] Daniel IM, Luo JJ, Schubel PM, Werner BT. "Interfiber/interlaminar failure of composites under multi-axial states of stress". *Compos Sci Technol* 2009;69:764-71. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2008.04.016>.
- [27] Puck A, Schürmann H. "Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models". *Compos Sci Technol* 2002;62:1633-62. [https://doi.org/10.1016/S0266-3538\(01\)00208-1](https://doi.org/10.1016/S0266-3538(01)00208-1).
- [28] Brewer JC, Lagace PA. "Quadratic Stress Criterion for Initiation of Delamination". *J Compos Mater* 1988;22:1141-55. <https://doi.org/10.1177/002199838802201205>.
- [29] Benzeggagh ML, Kenane M. "Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus". *Compos Sci Technol* 1996;56:439-49. [https://doi.org/10.1016/0266-3538\(96\)00005-X](https://doi.org/10.1016/0266-3538(96)00005-X).
- [30] ASTM International. "D7136/D7136M - 15 standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event". *Am Stand Test Methods* 2011;i:4-6. <https://doi.org/10.1520/D7136>.

