



مدل سازی تکامل آسیب ورق کامپوزیتی تحت ضربه‌ی کم سرعت خارج از مرکز

آزاده ارژنگ‌پی^۱، ابوالفضل درویزه^{۲*}، مهدی یار محمد توسکی^۳، رضا انصاری^۴

۱- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت

۲- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت

۳- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران جنوب، تهران

۴- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت

* رشت، صندوق پستی ۴۱۹۶۱۳۷۷۶، adarvizeh@guilan.ac.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

دریافت: ۹۴/۱۲/۶

پذیرش: ۹۵/۲/۲

کلیدواژگان:

ضربه کم سرعت

آسیب پیش رونده

ورق‌های کامپوزیتی

دستگاه ضربه افتان

در کار حاضر، ضربه کم سرعت عرضی خارج از مرکز روی مکان‌های مختلف از ورق کامپوزیتی شیشه/اپوکسی به صورت تجربی و عددی بررسی می‌شود. آزمایش‌های ضربه کم سرعت توسط دستگاه وزنه افتان صورت می‌پذیرد و در ساخت نمونه‌های کامپوزیتی از روش تزریق به کمک خلا استفاده می‌شود. در شبیه‌سازی رفتار ورق کامپوزیتی تحت ضربه، از نرم افزار المان محدود آباکوس/ صریح استفاده شده و کدنویسی آسیب با استفاده از زیربرنامه وی یو مت انجام می‌گیرد. به منظور توصیف موثر آسیب درون لایه‌ای ورق کامپوزیتی، دو مدل سه بعدی آسیب پیش‌رونده به صورت خطی و نمایی به کار گرفته می‌شود و برای پیش بینی شروع آسیب در لایه‌ها، از معیار تخریب هاشین سه بعدی استفاده می‌شود. در هر دو مدل ارائه شده، پیشروی آسیب به صورت توابعی از انرژی‌های شکست، ضمن معرفی طول مشخصه برای المان‌های جامد در نظر گرفته می‌شود. تاریخچه نیرو- زمان و بالاترین حد نیروی تماسی در سطوح انرژی ضربه‌ی مختلف و روی سه مکان با مختصات متفاوت روی ورق، برای مقایسه بین نتایج تجربی و عددی ارائه می‌شوند. علاوه بر بررسی این نتایج، با قیاس شکل و اندازه آسیب پیش بینی شده عددی و مشاهدات تجربی می‌توان به سودمندی و کارایی روش‌های ارائه شده صحت گذاشت.

Modeling damage evolution of composite laminates under low velocity off-center impact

Azadeh Arjangpay¹, Abolfazl Darvizeh^{1*}, Mehdi Yarmohammad Tooski², Reza Ansari¹

1- Department of Mechanical Engineering, Guilan University, Rasht, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, IAU, South Tehran branch, Tehran, Iran

* P.O.B. 4199613776, Rasht, Iran, adarvizeh@guilan.ac.ir

Keywords

Low velocity impact
Progressive damage
Composite laminates
Dropped weight equipment

Abstract

In the current study, low velocity off-center impacts of glass/epoxy laminates considering different impact locations are investigated experimentally and numerically. Low velocity impact tests are performed using an instrumented drop-weight machine and the composite specimens are formed through the use of the vacuum infusion process. To simulate low velocity impact properties of the composite, the finite element software ABAQUS/Explicit is employed. The damage model is implemented in the FE code by a user-defined material subroutine (VUMAT). In order to effectively describe the progressively intralaminar damage for composite laminates, two three-dimensional progressive damage models are presented exponentially and linearly and for predicting damage initiation of composite plates, 3D Hashin's failure criterion is chosen. Both damage models are established as functions of energy dissipated by damage in addition to introducing the characteristic length for each three dimensional solid element. The contact force-time histories and peak loads are obtained to compare the numerical and the experimental results at several impact energy levels and three different impact locations of the composite plates. In addition to these achievements, the comparison of the numerically predicted damage pattern and damage size and those observed experimentally can verify the efficiency of the present models.

۱- مقدمه

وزن بالا، خواص خوردگی و خستگی بسیار خوب می‌باشند و این مزایا باعث شده که کامپوزیت‌ها، مخصوصاً مواد کامپوزیتی پیشرفته مانند مواد پلیمری با تقویت کننده‌های الیافی که بسیار سبک تر و قوی تر هم هستند، در صنایع مختلف از جمله هوافضا، خودروسازی، دریایی، ورزش، ساختمان و غیره

در سال‌های اخیر استفاده از کامپوزیت‌ها به دلیل خواص فیزیکی و شیمیایی فوق العاده‌ای که نسبت به فلزات و آلیاژهای فلزی دارند، رشد چشمگیری داشته است. سازه‌های کامپوزیتی دارای نسبت استحکام به وزن و سفتی به

Please cite this article using:

Arjangpay, A. Darvizeh, A. Yarmohammad Tooski, M. and Ansari, R., "Modeling damage evolution of composite laminates under low velocity off-center impact", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 3, No. 3, pp. 243-252, 2016.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

جایگاه ویژه‌ای پیدا کنند. یکی از نگرانی‌های اصلی طراحی در سازه‌های کامپوزیتی، آسیب ناشی از بارگذاری ضربه‌ای می‌باشد. محققان دریافته‌اند که ضربه کم سرعت عرضی می‌تواند منجر به آسیب‌های گوناگون همچون ترکهای ماتریس، لایه لایه شدن و تخریب الیاف شود، که بعضاً رویت آن‌ها با چشم غیر مسلح مشکل است، در حالیکه می‌تواند باعث کاهش چشمگیری در استحکام و سفتی مواد شوند [۱]. بنابراین پیش بینی آسیب و توسعه آن در کامپوزیت‌ها بسیار حائز اهمیت است.

با در نظر گرفتن هزینه و زمان آزمایش‌های فیزیکی، شبیه سازی عددی توسط نرم افزار المان محدود برای توصیف دقیق ضربه و پیش‌بینی مکانیسم‌های آسیب، در مدت زمان نسبتاً کوتاه، در خور توجه بسیار زیادی می‌باشد. بنابراین رفتار پیچیده مواد کامپوزیتی می‌تواند بر اساس مدل‌های ساختاری به صورت عددی شبیه سازی شوند [۲]. برای پیش بینی تکامل تدریجی آسیب در مواد کامپوزیت تحت ضربه سرعت پایین، بررسی‌های گسترده‌ای صورت گرفته و بعضی مدل‌های تحلیلی ارائه شده است. تن [۳] یک مدل آسیب پیش‌رونده بر اساس المان پوسته پیشنهاد داد، که مدلس قادر به توصیف اثرات بین لایه‌ای نیست. با افزایش قدرت محاسبات، محققان شروع به استفاده از المان‌های جامد سه بعدی کردند تا دقت حل مسائل را بهبود بخشند. بعد از یافتن توزیع تنش در سازه، نیاز است وضعیت آسیب بر طبق معیارهای تخریب بررسی شوند و خواص مواد باید بر اساس فروپاشی ایجاد شده توصیف گردند. در این خصوص چنگ [۴] در مطالعاتی که روی مقاومت لایه‌ای در کامپوزیت گرافیت/اپوکسی انجام داد، فرض کرد که ثابت‌های الاستیک مواد به صفر کاهش می‌یابند، یعنی وقتی فقط یکبار شکست اتفاق می‌افتد، لایه‌ها دیگر قادر به ادامه‌ی تحمل بار نخواهند بود. که البته این فرضیه با آنچه به صورت تجربی مشاهده می‌شد در تناقض بود. کامانهو و دوپلا [۵] مدل چنگ را گسترش دادند و در تحلیل مقاومت کششی کامپوزیت کربن/اپوکسی، پیشنهاد دادند که ثابت‌های الاستیک به جای صفر به یک عدد ثابت تنزل می‌یابند. این فرضیه توصیف بهتری از تخریب مواد^۱ را ارائه می‌داد، هر چند برای تعیین ضرایب موجود در مدلسان، به آزمایشات زیادی نیاز بود. از طرفی، کاهش ناگهانی ثابت‌های الاستیک منجر به ایجاد ماتریس سفتی منفرد در یک شبیه سازی عددی می‌شود. برای حل این گونه مسائل، بعضی محققان تکامل تدریجی آسیب را در یک تابع پیوسته بر اساس مکانیک آسیب پیوسته ارائه داده، در نهایت ماتریس سفتی تنزل یافته‌ی ماده را توصیف می‌کنند. مکانیک آسیب پیوسته در اصل توسط کاجانو [۶] ارائه شد و توسط لمتق و چپوچه [۷] توسعه بیشتری پیدا کرد، که در سالهای اخیر به طور فزاینده‌ای در مدلسازی آسیب ضربه در چندلایه‌های کامپوزیتی مورد استفاده قرار گرفته است. انوسی و همکاران [۸] یک مدل مکانیک آسیب پیوسته‌ی دو بعدی در بسته‌ی نرم‌افزار المان محدود ال.اس.داین^۲ توسعه دادند و برای پیش بینی ترک‌های زمینه و تخریب الیاف در لایه‌های کامپوزیت تحت نرخ‌های کرنش بالا به کار بستند. این مدل بعدها به یک فرمول بندی سه بعدی بهبود یافت و توسعه پیدا کرد. چنانچه دونان و همکاران [۹] مدل شکستی سه بعدی را ارائه دادند که ضمن داشتن قابلیت کنترل اتلاف انرژی متناظر با مودهای تخریب جداگانه، غیر خطی بودن برشی و آسیب برشی را نیز در بر می‌گرفت.

می‌توان گفت مدل‌های آسیب پیش‌رونده، استفاده از معیارهای تخریب را با بکارگیری روش‌های تخریب مواد ادغام می‌کنند، تا به ترتیب شروع آسیب و

کاهش خواص الاستیک به دلیل تخریب مواد را شبیه سازی کنند. ژنگ و ژو [۱۰] به منظور مطالعه‌ی رفتار ورق‌های کامپوزیت تحت ضربه‌ی کم سرعت یک معیار تخریب کرنش بر اساس معیار هاشین^۳ [۱۱] ارائه دادند. از آنجایی که قانون تکامل آسیب آن‌ها، انرژی شکست تلف شده و طول مشخصه را در بر نمی‌گرفت، پیش‌بینی آن‌ها در ناحیه‌ی تورق یافته، اندکی بزرگ‌تر از مشاهدات تجربی بود. لاپزیک و هورتدو [۱۲] یک مدل آسیب غیر ایزوتروپیک دو بعدی برای پیش بینی تخریب مواد تقویت شده الیافی معرفی کردند. آن‌ها برای پیش‌بینی شروع آسیب از معیار هاشین، با تعریف سطح آسیب در فضای تنش موثر، استفاده کردند و تکامل آسیب را بر اساس انرژی شکست آزاد شده ناشی از آسیب در نظر گرفتند. آن‌ها در اجرای مدلسازی عددی برای کاهش وابستگی به مش در راه حلشان، از مدل باند ترک^۴، و برای کاهش مشکلات همگرایی، از یک طرح تنظیم ویسکوز استفاده کردند. تریای زاده و همکاران [۱۳] از معیار شکست هاشین به منظور مدلسازی تخریب پیش رونده در کامپوزیت‌های پلیمری با الیاف شیشه، تحت بارکشی استاتیکی در دمای پایین استفاده کردند.

حسنى فرد و فیضی [۱۴] معیار هاشین را برای تشخیص شکل مود شکست علاوه بر تعیین عمر خستگی صفحات کامپوزیتی شیشه/اپوکسی به کار بستند. شکرپه و همکاران [۱۵] با بکارگیری مدل‌های تخریب دو بعدی موجود در نرم افزار آباکوس، از معیار هاشین برای تعیین مکانیسم‌های گوناگون تخریب درون صفحه‌ای در چند لایه‌های کامپوزیتی استفاده کردند. گوا و همکاران [۱۶] یک مدل سه بعدی آسیب پیش‌رونده بر اساس تئوری مکانیک آسیب پیوسته، و با بکارگیری معیار تخریب هاشین برای ورق‌های کامپوزیت قابل استفاده در ضربه‌ی کم سرعت به منظور تحلیل رفتار تخریب درون لایه‌ای ارائه دادند. برای توصیف آسیب درون لایه‌ای، مدل آن‌ها به صورت یک تابع نمایی از نرخ آزاد انرژی توصیف شده است. سینگ و همکاران [۱۷] رفتار آسیب پیش‌رونده در ورق کامپوزیتی شیشه/اپوکسی تحت بار ضربه‌ای را با در نظر گرفتن مدل‌های پیشروی آسیب به صورت خطی و نمایی مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها دریافتند که هرچند نتایج حاصل از هر دو مدل در مقایسه با دستاوردهای تجربی قابل قبول هستند اما از مدل کاهش سفتی به صورت نمایی نتایج مطلوب تری بدست می‌آید.

برای پیش‌بینی رفتار کامپوزیت‌ها تحت ضربه‌ی کم سرعت مدل‌های مختلفی در مرور مطالعات پیشین یافت می‌شود، اما به علت پیچیدگی پاسخ به ضربه در کامپوزیت‌ها، چگونگی آسیب و تکامل آن هنوز در دست تحقیق می‌باشد. در کار حاضر دو مدل آسیب پیش‌رونده سه بعدی به صورت نمایی و خطی برای تحلیل تخریب درون لایه‌ای در ورق‌های کامپوزیتی شیشه/اپوکسی تحت ضربه‌ی کم سرعت خارج از مرکز ورق ارائه شده است. در این مدل‌ها برای پیش‌بینی شروع آسیب از معیار تخریب هاشین استفاده شده و پیشروی آسیب در هر دو مدل به صورت توابعی از انرژی شکست و طول مشخصه فرمول بندی شده است. در اکثر مطالعات صورت گرفته روی رفتار ورق در بارگذاری ضربه‌ای، محل اصابت ضربه، مرکز نمونه‌ها در نظر گرفته می‌شود. از آنجایی‌که ضربه بطور منحصر بفرد در مرکز ورق رخ نمی‌دهد، بررسی ضربه در محل‌های دیگر نیز نیاز می‌باشد. لذا در کار پیش رو، ضربه به دو محل دیگر علاوه بر مرکز ورق اعمال شده و تاثیر محل اصابت ضربه روی پاسخ ورق کامپوزیتی مورد بررسی قرار می‌گیرد. نمودارهای نیرو-زمان و شکل و اندازه ناحیه آسیب دیده به صورت تجربی و از طریق

3. Hashin
4. Crack band model

1. Material degradation
2. LS-DYNA

$$\begin{aligned} C_{33}^0 &= E_{33}(1 - \nu_{12}\nu_{21})\Delta \\ C_{12}^0 &= E_{22}(\nu_{12} + \nu_{32}\nu_{13})\Delta \\ C_{13}^0 &= E_{33}(\nu_{13} + \nu_{12}\nu_{23})\Delta \\ C_{23}^0 &= E_{33}(\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13})\Delta \\ C_{44}^0 &= G_{23} \\ C_{55}^0 &= G_{13} \\ C_{66}^0 &= G_{12} \end{aligned}$$

(۵-الف)

$$\Delta = 1/(1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}) \quad (5-ب)$$

۲-۲- شروع آسیب

پس از آشنایی با مدل ساختاری آسیب مواد، معیار تخریب باید تعریف شود. معیار انتخابی در کار حاضر، معیار تخریب مبتنی بر تنش است که توسط هاشین [۱۱] معرفی شده است. این معیار در ابتدا برای کامپوزیت‌های پلیمری تک جهت ایجاد شد، بنابراین به کار بردن آن برای انواع دیگر کامپوزیت‌های لایه‌ای و غیر پلیمری با تقریب همراه خواهد بود. در معیار هاشین، تخریب کششی و فشاری الیاف و همچنین تخریب کششی و فشاری ماتریس جداگانه بررسی می‌شوند. هرگاه مقدار موده‌های تخریب به مقدار واحد رسیدند، تخریب ماده در آن نقطه از ماده در شرف وقوع می‌باشد. معیار هاشین در حالت سه بعدی، که در آن از معیارهای تنش حداکثر برای مولفه تنش نرمال عرضی استفاده می‌شود، به صورت روابط زیر بیان می‌شود. برای تخریب کششی الیاف،

$$f_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 \geq 1, \quad \sigma_{11} \geq 0 \quad (6)$$

برای تخریب فشاری الیاف،

$$f_{fc} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 \geq 1, \quad \sigma_{11} < 0 \quad (7)$$

برای تخریب کششی زمینه،

$$\begin{aligned} f_{mt} &= \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_t}\right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \\ &+ \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1, \quad (\sigma_{22} + \sigma_{33}) \geq 0 \end{aligned} \quad (8)$$

برای تخریب فشاری زمینه،

$$\begin{aligned} f_{mc} &= \frac{1}{Y_c} \left(\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1 \right) (\sigma_{22} + \sigma_{33}) \\ &+ \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4S_{23}^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \\ &+ \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1, \quad (\sigma_{22} + \sigma_{33}) < 0 \end{aligned} \quad (9)$$

که در آن σ_{ij} مولفه‌های تنسور تنش و $X_t, X_c, Y_c, Y_t, S_{12}, S_{13}, S_{23}$ به ترتیب استحکام کششی طولی، استحکام فشاری طولی، استحکام کششی عرضی، استحکام فشاری عرضی، استحکام برشی طولی و دو استحکام برشی عرضی می‌باشند.

۲-۳- پیشروی آسیب

بعد از اینکه شروع تخریب در ماده شناسایی شد، خواص مواد باید بر طبق یک مدل پیشروی تخریب ماده تنظیم شوند. مدل تخریب می‌تواند یکی از این سه حالت را داشته باشد: کاهش ناگهانی به صفر، کاهش به یک تنش ثابت و کاهش تدریجی در یک مسیر داده شده، همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است.

آزمایش‌ها استخراج شده و شبیه سازی مدل‌های ارائه شده به کمک نرم افزار المان محدود آباکوس در زیر برنامه وی.یومت^۱ انجام خواهد شد.

۲- مدل آسیب پیشرونده

۲-۱- مدل ساختاری

به کارگیری متغیرهای آسیب در چارچوب مکانیک آسیب پیوسته یک روش بسیار موثر برای توصیف آسیب مواد می‌باشد. مدل ساختاری سه بعدی آسیب مواد برای کامپوزیت‌های تقویت شده الیافی اورتوتروپیک به صورت رابطه (۱) تعریف می‌شود.

$$\{\sigma\} = [C_d]\{\varepsilon\} \quad (1)$$

که در آن $\{\sigma\}$ و $\{\varepsilon\}$ به ترتیب تنش و کرنش موثر هستند و به صورت رابطه (۲) تعریف می‌شوند.

$$\begin{aligned} \{\sigma\} &= \{\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{33}, \sigma_{12}, \sigma_{23}, \sigma_{13}\}^T \\ \{\varepsilon\} &= \{\varepsilon_{11}, \varepsilon_{22}, \varepsilon_{33}, \varepsilon_{12}, \varepsilon_{23}, \varepsilon_{13}\}^T \end{aligned} \quad (2)$$

همچنین C_d ماتریس سفتی است که با توجه به حالت آسیب تغییر می‌کند. برای توصیف حالت آسیب در کامپوزیت‌های تقویت شده الیافی اورتوتروپیک، می‌توان از یک تانسور متقارن درجه دوم استفاده کرد. فرض بر این است که اولین جهت اصلی ماده در راستای طولی و دومین جهت اصلی ماده در راستای عرضی انتخاب می‌شوند. متغیرهای آسیب کلی که برای تخریب الیاف با d_f و برای تخریب زمینه با d_m نشان داده می‌شود، به صورت رابطه (۳) تعریف می‌شوند [۱۶]

$$\begin{aligned} d_f &= 1 - (1 - d_{ft})(1 - d_{fc}) \\ d_m &= 1 - (1 - d_{mt})(1 - d_{mc}) \end{aligned} \quad (3)$$

که در آن $d_{ft}, d_{fc}, d_{mt}, d_{mc}$ به ترتیب متغیرهای مربوط به موده‌های تخریب کششی الیاف، فشاری الیاف و موده‌های تخریب کششی و فشاری زمینه هستند. این متغیرهای آسیب در محدوده صفر و یک واقع بوده که در آن $d = 0$ متناسب با حالت بدون آسیب و $d = 1$ متناسب با آسیب کامل می‌باشد. وقتی نقاط ماده دچار تخریب شوند، ماتریس سفتی به صورت رابطه (۴) کاهش می‌یابد [۱۶].

$$\begin{aligned} C_{11} &= (1 - d_f)C_{11}^0 \\ C_{22} &= (1 - d_f)(1 - d_m)C_{22}^0 \\ C_{33} &= (1 - d_f)(1 - d_m)C_{33}^0 \\ C_{12} &= (1 - d_f)(1 - d_m)C_{12}^0 \\ C_{23} &= (1 - d_f)(1 - d_m)C_{23}^0 \\ C_{13} &= (1 - d_f)(1 - d_m)C_{13}^0 \\ C_{44} &= (1 - d_f)(1 - s_{mt}d_{mt})(1 - s_{mc}d_{mc})C_{44}^0 \\ C_{55} &= (1 - d_f)(1 - s_{mt}d_{mt})(1 - s_{mc}d_{mc})C_{55}^0 \\ C_{66} &= (1 - d_f)(1 - s_{mt}d_{mt})(1 - s_{mc}d_{mc})C_{66}^0 \end{aligned} \quad (4)$$

که در آن ثابتهای s_{mt} و s_{mc} کاهش سفتی برشی به علت تخریب زمینه تحت بارگذاری را معرفی می‌کنند، که به صورت تجربی تعیین می‌شوند و در مطالعه حاضر این ثابت‌ها $s_{mt} = 0.9$ و $s_{mc} = 0.5$ در نظر گرفته شده‌اند [۱۸]. همچنین، بالانویس "۰" منسوب به درایه‌های ماتریس سفتی در حالت بدون آسیب است که با در نظر گرفتن تقارن عرضی در کامپوزیت‌ها، درایه‌های ماتریس C^0 به صورت رابطه (۵) بیان می‌شود.

$$\begin{aligned} C_{11}^0 &= E_{11}(1 - \nu_{23}\nu_{32})\Delta \\ C_{22}^0 &= E_{22}(1 - \nu_{13}\nu_{31})\Delta \end{aligned}$$

1. VUMAT

$$\delta_{eq}^f - \delta_{eq}^0 = \frac{2G}{\sigma_{eq}^0} \quad (15)$$

که در آن G انرژی تلف شده توسط آسیب می‌باشد و بسته به موده‌های مختلف تخریب به صورت G_{ft} ، G_{fc} ، G_{mt} و یا G_{mc} در نظر گرفته می‌شود. همچنین δ_{eq}^0 و σ_{eq}^0 به ترتیب جابجایی معادل اولیه و تنش معادل اولیه بوده، که در آن معیار شروع آسیب در مود تخریب مربوطه برقرار می‌باشد. این دو پارامتر می‌توانند از رابطه (۱۶) بدست آیند.

$$\delta_{eq}^0 = \frac{\delta_{eq}}{f}, \quad \sigma_{eq}^0 = \frac{\sigma_{eq}}{f} \quad (16)$$

که در آن f معیار شروع تخریب بوده و برای موده‌های مختلف تخریب از روابط ۶ تا ۹ قابل دستیابی است. همچنین δ_{eq} و σ_{eq} به ترتیب جابجایی و تنش معادل بوده و برای موده‌های مختلف به صورت روابط زیر تعریف می‌شوند [۱۹]

کشش الیاف ($\sigma_{11} \geq 0$),

$$\delta_{eq}^{ft} = L_c \sqrt{(\varepsilon_{11})^2 + (\varepsilon_{12})^2 + (\varepsilon_{13})^2} \quad (17)$$

$$\sigma_{eq}^{ft} = L_c (\sigma_{11}\varepsilon_{11} + \sigma_{12}\varepsilon_{12} + \sigma_{13}\varepsilon_{13}) / \delta_{eq}^{ft}$$

فشار الیاف،

$$\delta_{eq}^{fc} = L_c \sqrt{(\varepsilon'_{11})^2} \quad (18)$$

$$\sigma_{eq}^{fc} = L_c E_{11} \varepsilon'_{11} / \delta_{eq}^{fc}$$

کشش زمینه ($\sigma_{22} \geq 0$),

$$\delta_{eq}^{mt} = L_c \sqrt{(\varepsilon_{22})^2 + (\varepsilon_{12})^2 + (\varepsilon_{23})^2} \quad (19)$$

$$\sigma_{eq}^{mt} = L_c (\sigma_{22}\varepsilon_{22} + \sigma_{12}\varepsilon_{12} + \sigma_{23}\varepsilon_{23}) / \delta_{eq}^{mt}$$

فشار زمینه،

$$\delta_{eq}^{mc} = L_c \sqrt{(\varepsilon'_{22})^2} \quad (20)$$

$$\sigma_{eq}^{mc} = L_c E_{22} \varepsilon'_{22} / \delta_{eq}^{mc}$$

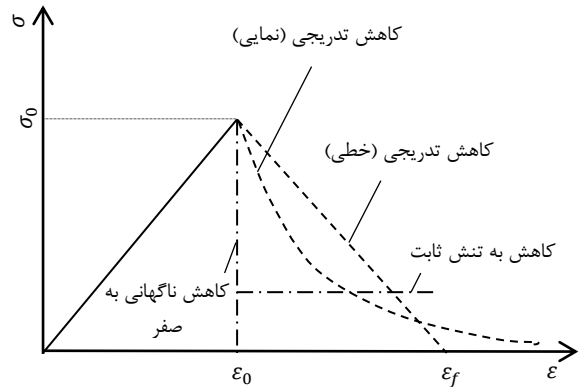
که در آن $\varepsilon_{11,22} = -\varepsilon_{11,22} - \frac{(\varepsilon_{33}) \times E_{33}}{E_{11,22}}$ و $\varepsilon_{33} = \frac{\varepsilon_{33} + |\varepsilon_{33}|}{2}$ می‌باشند بنابراین با جاگذاری روابط ۱۵ تا ۲۰ در معادله ۱۴، بسته به مود تخریب، متغیرهای آسیب در چهار مود مختلف تخریب یعنی d_{mc} ، d_{mt} ، d_{fc} و d_{ft} بدست می‌آیند.

۳- آزمایش‌ها

۳-۱- نمونه‌های آزمایش

ورق‌های لایه‌ای کامپوزیتی از الیاف شیشه نوع E بافته شده یک طرفه ساخته شده‌اند. الیاف شیشه به دلیل دارا بودن مشخصات مکانیکی مطلوب، ارزان و در دسترس بودن، کاربردهای بسیاری در صنعت داشته و شناخت رفتار مکانیکی آن حائز اهمیت است. رزین مورد استفاده در زمینه متشکل از اپوکسی و سخت کننده^۱، ساخت کشور فرانسه، با نسبت ۱۰:۱۰۰ وزن، بر طبق زمان ژل بوده و مقاومت کششی و فشاری آن به ترتیب ۷۴ و ۹۵ مگا پاسکال می‌باشد.

نمونه‌ها با روش تزریق به کمک خلا^۲ (VIP)، که در آن از فشار خلا برای راندن رزین به داخل لایه‌ها استفاده می‌شود، ساخته شده اند. در این راستا ابتدا رزین به همراه سخت کننده در محفظه‌های مخصوص مخلوط شده و عملیات گاززدایی بر روی آن صورت می‌گیرد، سپس الیاف با چیدمان $[0_2/90_2]$ بر روی سطحی کاملاً صاف و تمیز نشانده شده و نهایتاً لایه‌ی داکرون بین الیاف و شبکه‌ی جریان رزین قرار می‌گیرد، تا بعد از پخت رزین به



شکل ۱ رفتار تخریب خواص در کامپوزیت‌ها

در کار حاضر کاهش تدریجی آسیب با در نظر گرفتن هر دو مدل نمایی و خطی به صورت سه بعدی مورد بررسی قرار گرفته است. در مدل نمایی پیشروی تدریجی آسیب، می‌توان از یک تابع نمایی برحسب انرژی تلف شده توسط آسیب استفاده کرد، که نه تنها توسعه پیش‌رونده‌ی آسیب را توصیف می‌کند، بلکه از تکین شدن ماتریس سفتی هم جلوگیری می‌نماید. در اجرای یک مدل ساختاری نرم‌شدگی تنش^۱، نتایج وابسته به مش‌بندی هستند و انرژی تلف شده‌ی محاسبه شده با کاهش ابعاد المان کاهش می‌یابد. بنابراین، برای کاهش حساسیت به مش، اتلاف انرژی و طول مشخصه به قانون تکامل آسیب اضافه می‌شوند. متغیرهای آسیب در مدل نمایی برای موده‌های مختلف تخریب می‌توانند به صورت روابط (۱۰) تا (۱۳) تعریف شوند [۱۶].

$$d_{ft} = 1 - \left(\frac{1}{e_{ft}} \right) e^{(-C_{11} \varepsilon_{11}^{ft} \varepsilon_{11}^{ft} (e_{ft}-1) L_c / G_{ft})} \quad (10)$$

$$d_{fc} = 1 - \left(\frac{1}{e_{fc}} \right) e^{(-C_{11} \varepsilon_{11}^{fc} \varepsilon_{11}^{fc} (e_{fc}-1) L_c / G_{fc})} \quad (11)$$

$$d_{mt} = 1 - \left(\frac{1}{e_{mt}} \right) e^{(-C_{22} \varepsilon_{22}^{mt} \varepsilon_{22}^{mt} (e_{mt}-1) L_c / G_{mt})} \quad (12)$$

$$d_{mc} = 1 - \left(\frac{1}{e_{mc}} \right) e^{(-C_{22} \varepsilon_{22}^{mc} \varepsilon_{22}^{mc} (e_{mc}-1) L_c / G_{mc})} \quad (13)$$

که در آن $e_{ft} = \frac{f_{ft}}{\varepsilon_{11}^{ft}}$ ، $e_{fc} = \frac{f_{fc}}{\varepsilon_{11}^{fc}}$ ، $e_{mt} = \frac{f_{mt}}{\varepsilon_{22}^{mt}}$ و $e_{mc} = \frac{f_{mc}}{\varepsilon_{22}^{mc}}$ بوده و G_{ft} ، G_{fc} ، G_{mt} و G_{mc} به ترتیب انرژی‌های تلف شده توسط آسیب برای موده‌های تخریب کششی الیاف، تخریب فشاری الیاف، تخریب کششی زمینه و تخریب فشاری زمینه می‌باشند و L_c طول مشخصه است.

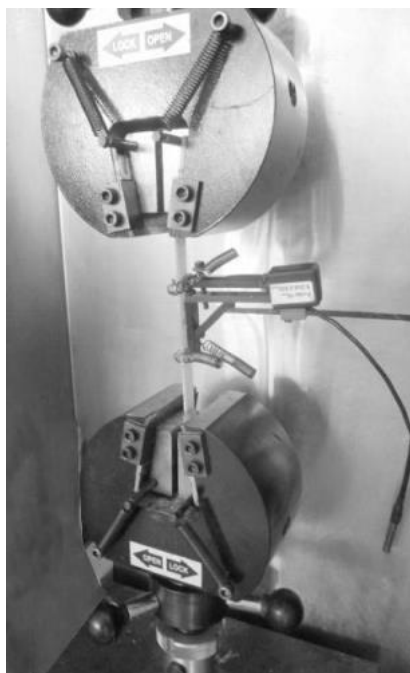
همچنین در مدل خطی ارائه شده برای پیشروی آسیب، به منظور رفع وابستگی به مش‌بندی، دیدگاه انرژی شکست در روابط تنش-جابجایی با معرفی طول مشخصه L_c برای هر المان بکار گرفته می‌شود. بنابراین در این مدل، قانون ساختاری بر اساس رابطه تنش-جابجایی بیان می‌شود. متغیر آسیب در موده‌های مختلف تخریب در مدل خطی، می‌تواند به صورت رابطه (۱۴) در نظر گرفته شود [۱۹]

$$d = \frac{\delta_{eq}^f (\delta_{eq} - \delta_{eq}^0)}{\delta_{eq} (\delta_{eq}^f - \delta_{eq}^0)}, \quad \delta_{eq}^0 \leq \delta_{eq} \leq \delta_{eq}^f \quad (14)$$

که در این رابطه δ_{eq}^f جابجایی معادلی است که در آن، ماده به طور کامل دچار آسیب می‌شود و به صورت رابطه (۱۵) قابل تعریف است.

2. Hardener
3. Vacuum Infusion Process

1. Stress-softening constitutive model



(الف)

راحتی از هم جدا شوند. پس از قرارگرفتن تجهیزات خلاء و شیرها و بازرسی اتصالات، نهایتاً سیستم خلاء توسط بازشدن دریچه اعمال شده و رزین درون نمونه سیلان می‌یابد. عملیات پخت کامل به مدت ۷ روز در دمای ۲۵ درجه سانتی‌گراد به طول انجامیده و نمونه‌های مربعی ۸ لایه با ابعاد $200 \text{ mm} \times 200 \text{ mm}$ و با ضخامت $3/15$ میلی‌متر آماده شده‌اند. یکنواختی بسیار خوب قطعه، آلودگی بسیار کمتر، اتلاف کمتر رزین و افزایش درصد حجمی الیاف از جمله مزایای استفاده از روش VIP هستند.

برای تعیین خواص کششی ورق کامپوزیتی، تست کشش بر اساس استاندارد ASTM D3039 در جهت‌های طولی و عرضی صورت پذیرفته است [۲۰]. بدین منظور، نمونه‌ها با الیافی در راستای صفر درجه در ابعاد $1 \text{ mm} \times 15 \text{ mm} \times 250 \text{ mm}$ و همچنین با الیافی در راستای ۹۰ درجه در ابعاد $2 \text{ mm} \times 25 \text{ mm} \times 175 \text{ mm}$ همانطور که در شکل ۲ نشان داده شده، ساخته شده‌اند. طول اکستنسومتر برای نمونه‌ها ۵۰ میلی‌متر و سرعت انجام $2 \frac{\text{mm}}{\text{min}}$ در نظر گرفته شد. برای مشخص کردن سایر خواص مکانیکی همچون خواص فشاری، برشی و انرژی‌های شکست از منابع موجود استفاده شده است [۲۱، ۱۲]. تمامی مشخصات مکانیکی ورق در جدول ۱ آورده شده است.

۳-۲- دستگاه وزنه افتان

آزمایش‌های ضربه با دستگاه وزنه افتان در دانشگاه صنعتی امیرکبیر انجام شده است. در لبه‌های نمونه‌های ساخته شده، دو قاب سوراخ دار گذاشته، قاب‌ها توسط شش پیچ به یکدیگر متصل می‌شوند و نمونه‌های کامپوزیتی تحت شرایط مرزی گیردار-گیردار قرار می‌گیرند. ناحیه آزاد تحت ضربه دارای ابعاد $150 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ بوده و از ضربه زننده با نوک نیم‌کروی با قطر ۱۶ میلی‌متر و جرم $5/2$ کیلوگرم استفاده می‌شود.

دستگاه وزنه افتان همراه با نمونه، تکیه‌گاه‌ها و ضربه زننده در شکل ۳ در نمای کلی و به‌صورت شماتیک نشان داده شده است. ضربات مختلف از ارتفاع ۲۰، ۳۵ و ۵۰ سانتیمتر با انرژی ضربه به ترتیب معادل $10/20$ ، $17/85$ و $25/50$ ژول بر روی نمونه و خارج از مرکز آن‌ها اصاب می‌کنند.

حسگر نیرو به انتهای ضربه زننده متصل شده و در هنگام ضربه مقدار نیرو را اندازه‌گیری می‌کند. ضربه‌ها با سه انرژی ذکر شده (به ترتیب متناظر با سرعت‌های $1/98$ ، $2/62$ و $3/13$ متر بر ثانیه) به سه محل مختلف از ورق، نقاط a، b و c در شکل ۴، اعمال می‌شوند. با اصاب ضربه روی ورق، پاسخ ضربه توسط دستگاه ضبط می‌شود.

۴- شبیه‌سازی عددی

برای شبیه‌سازی ضربه‌ی یک ضربه زننده‌ی صلب با جرم m روی یک جسم کامپوزیتی، معادله حرکت به‌صورت رابطه (۲۱) خواهد بود.

$$\sigma_{ij,j} + b_i = \rho a_i \quad (21)$$

که در آن σ_{ij} مولفه‌های تنش، b_i نیروی حجمی در واحد حجم، ρ چگالی جسم کامپوزیتی و a_i مولفه‌های شتاب هستند. در تحلیل المان محدود این معادله در غیاب نیروهای حجمی به‌صورت رابطه (۲۲) خلاصه می‌شود.

$$M_B \ddot{u} + Ku = F(t) \quad (22)$$

که در آن M_B جرم ورق، K مانریس سفتی و u جابجایی ورق هستند و $F(t)$ نیروی تماسی بین ضربه زننده و هدف است که مجهول می‌باشد.



(ج)

(ب)

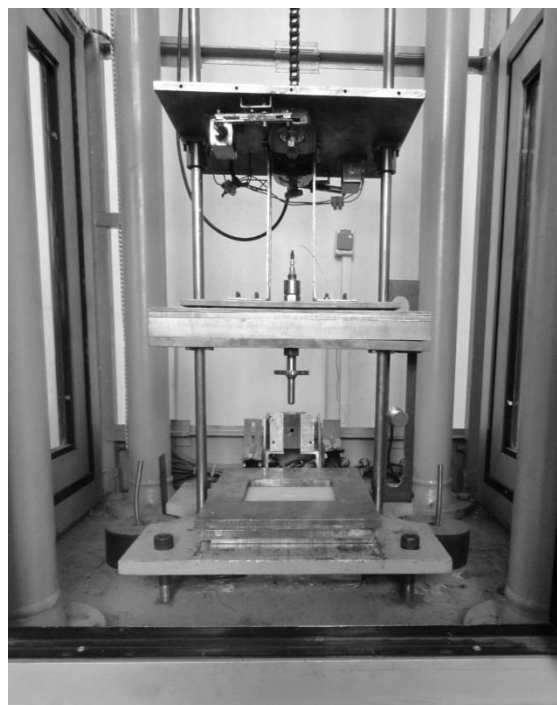
شکل ۲ (الف) نمای کلی دستگاه تست کشش (ب) نمونه‌ها پس از انجام تست کشش با الیاف 0° (ج) با الیاف 90°

جدول ۱ خواص مکانیکی ورق‌های کامپوزیتی

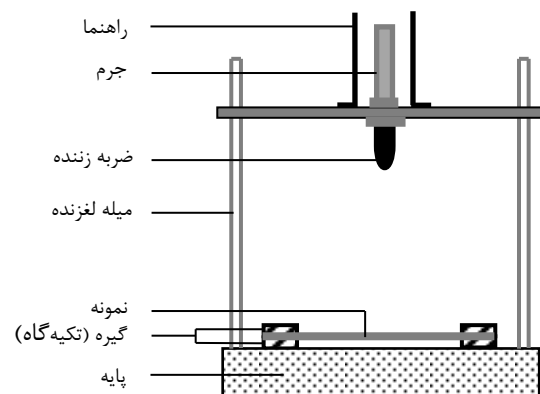
پارامتر	مقدار (واحد)
چگالی، ρ	$1560 \text{ (kg/m}^3\text{)}$
کسر حجمی الیاف، V_f	$0/54$
مدول طولی، E_{11} (آزمون کشش)	30 (GPa)
مدول عرضی، $E_{22} = E_{33}$ (آزمون کشش)	3 (GPa)
مدول برشی، $G_{12} = G_{13}$ [۲۱]	$3/15 \text{ (GPa)}$
مدول برشی، G_{23} [۲۱]	$4/32 \text{ (GPa)}$
ضریب پواسون، $\nu_{12} = \nu_{13}$ (آزمون کشش)	$0/3$
ضریب پواسون، ν_{23} [۲۱]	$0/3$
استحکام کششی طولی، X_t [۲۱]	988 (MPa)
استحکام کششی عرضی، $Y_t = Z_t$ [۲۱]	44 (MPa)
استحکام فشاری طولی X_c [۲۱]	1432 (MPa)
استحکام فشاری عرضی $Y_c = Z_c$ [۲۱]	285 (MPa)
استحکام برشی صفحه‌ای $S_{12} = S_{13}$ [۲۱]	$60/6 \text{ (MPa)}$
استحکام برشی بین لایه‌ای S_{23} [۲۱]	22 (MPa)
انرژی شکست کششی الیاف G_{ft} [۱۲]	$12/5 \text{ (N/mm)}$
انرژی شکست فشاری الیاف G_{fc} [۱۲]	$12/5 \text{ (N/mm)}$
انرژی شکست کششی زمینه G_{mt} [۱۲]	1 (N/mm)
انرژی شکست فشاری زمینه G_{mc} [۱۲]	1 (N/mm)

که M_I جرم و u_I جابجایی ضربه‌زننده هستند. بر اساس جابجایی بدست آمده از روابطی که ذکر شد، تنش‌ها و کرنش‌ها در نقاط انتگرالگیری محاسبه خواهند شد.

ضربه کم‌سرعت بر روی ورق کامپوزیتی با نرم افزار آباکوس 6.10-1 شبیه‌سازی شده و آنالیز مسئله به روش دینامیکی صریح انجام می‌گیرد. کدنویسی آسیب با استفاده از زیر برنامه وی.یومت انجام گرفته که به نرم افزار المان محدود آباکوس مرتبط است. در آباکوس/صریح، فرم افزایشی معادلات ساختاری برای هر لایه بکار گرفته می‌شود. برای حل مسئله در این زیر برنامه، در هر نقطه انتگرالگیری با داشتن نمو کرنش، تنش محاسبه خواهد شد. ورودی‌های زیر برنامه، نمو کرنش، تعداد مؤلفه‌های تنش و کرنش و خواص ماده است. خروجی‌های زیر برنامه شامل تنش و متغیرهای حالت است. متغیرهای حالت در واقع جهت افزایش انعطاف زیر برنامه در اختیار کاربر قرار داده شده، تا بسته به نوع تحلیل، تعدادی خروجی دلخواه توسط کاربر تعریف گردد. در کار حاضر، متغیرهای آسیب توسط متغیرهای حالت تعریف و در محیط گرافیکی در دسترس قرار می‌گیرند. نمودار گردش در شکل ۵ نشان‌دهنده عملیاتی است که در زیر برنامه انجام می‌گیرد.

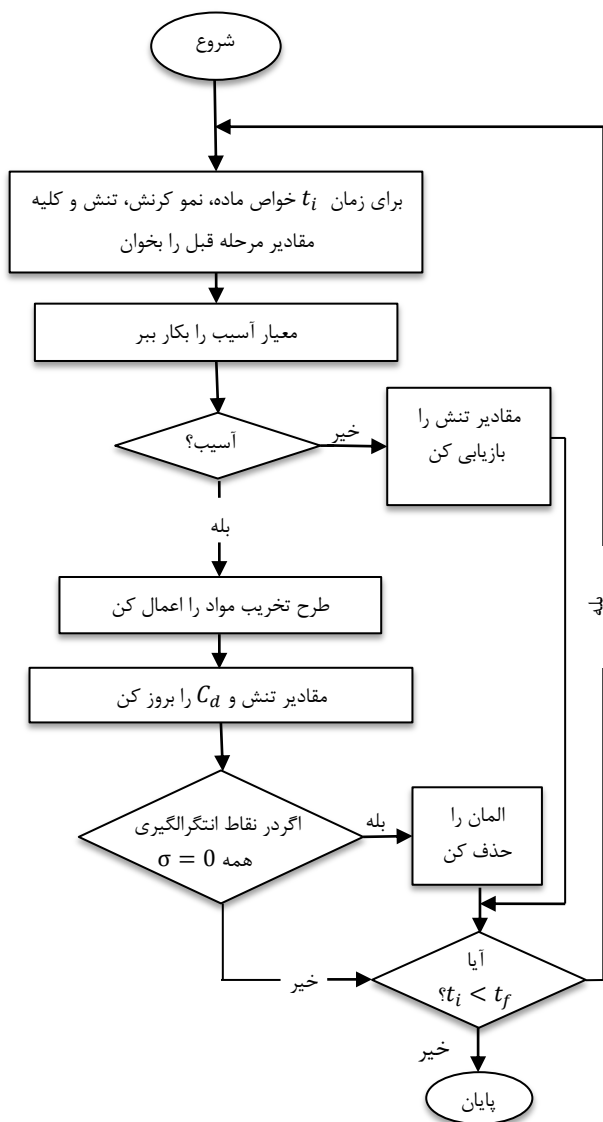


(الف)

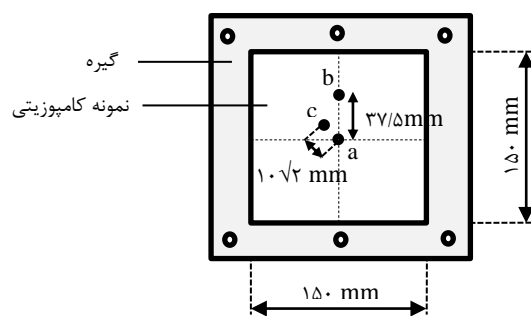


(ب)

شکل ۳ (الف) نمای کلی دستگاه ضربه افتان (ب) اجزای اصلی دستگاه به صورت شماتیک



شکل ۵ نمودار گردش زیر برنامه وی. یو. مت

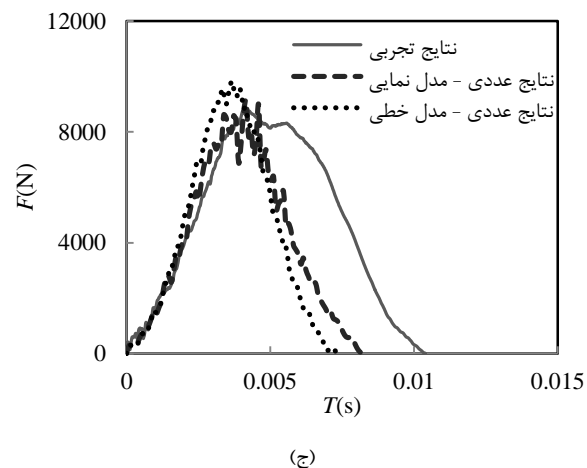
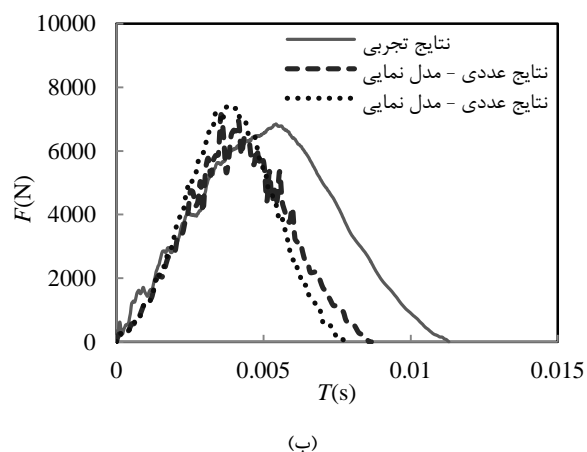
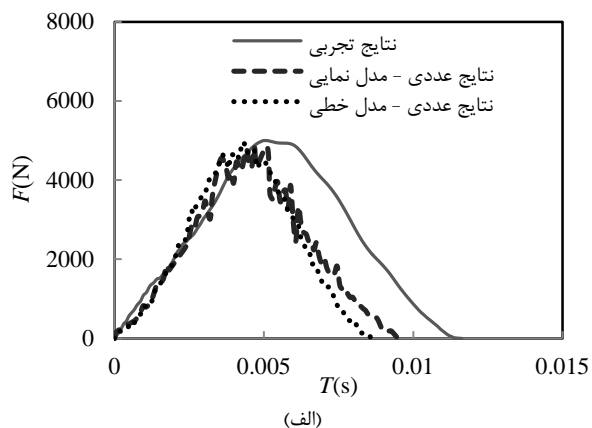


شکل ۴ طرز قرار گرفتن نمونه کامپوزیتی و محل اصابت ضربه‌ها (نقاط a، b و c)

برای ضربه زننده‌ی صلب $F(t)$ از رابطه رابطه (۲۳) بدست آید.

$$M_I \ddot{u}_I = F(t) \quad (23)$$

(۲۳)



شکل ۶ مقایسه نتایج عددی و تجربی نیرو-زمان ورق‌های کامپوزیتی تحت ضربه در نقطه b با انرژی ضربه (الف) ۱۰/۲ ژول، (ب) ۱۷/۸۵ ژول و (ج) ۲۵/۵ ژول

همانطور که پیداست، هرچه محل اعمال ضربه به تکیه گاه نزدیک می‌شود، نیروی بیشینه افزایش یافته و طول مدت تماس کاهش می‌یابد. با توجه به نزدیک بودن مختصات مکان‌های a و c، بدیهی است منحنی‌های مربوط به این دو مکان نسبتاً به هم نزدیک باشند.

شکل ۸ مقایسه تاریخچه نیرو-زمان بین نتایج تجربی و عددی بر طبق مدل نمایی، برای ورق‌هایی را نشان می‌دهد که در نقطه c تحت ضربه با انرژی‌های مختلفی قرار گرفته‌اند. پر واضح است افزایش انرژی ضربه منجر به افزایش بار حداکثری و کاهش مدت تماسی خواهد شد.

در شبیه‌سازی ضربه کم سرعت، ورق کامپوزیتی به ابعاد ۱۵۰ در ۱۵۰ میلیمتر با لایه چینی $[0_2/90_2]_s$ تحت شرایط مرزی گیردار-گیردارمورد بررسی قرار می‌گیرد. برای مش بندی هدف و ضربه زننده به ترتیب از المان R3D4 و C3D8R استفاده می‌شود. ضربه زننده صلب است و فقط در راستای Z حرکت می‌کند. شکل سر ضربه زننده نیم کروی با قطر ۱۶ میلیمتر بوده و جرم آن ۵/۲ کیلوگرم است. همچنین برای تماس بین ورق و ضربه زننده از مدل تماس کلی^۱ استفاده می‌شود.

۵- بحث و نتایج

در کار حاضر از آسیب درون لایه‌های ورق‌های کامپوزیتی شیشه/اپوکسی، با بکارگیری مدل تکامل آسیب به صورت نمایی، با احتساب دو مکان دیگر روی ورق علاوه بر مرکز آن و با انتخاب انرژی‌های ضربه معادل ۱۰/۲ ژول، ۱۷/۸۵ ژول و ۲۵/۵ ژول، ارزیابی نسبتاً کاملی صورت پذیرفته است.

در شکل ۶ مقایسه نتایج عددی و تجربی نیرو-زمان ورق کامپوزیتی تحت ضربه کم سرعت در مکان b با انرژی‌های مختلف، نشان داده شده است. پدیده ضربه در حالت کلی از دو بخش تشکیل شده است، مرحله‌ی پیش از بازگشت^۲ و مرحله‌ی بازگشتی^۳. در مرحله پیش از بازگشت، نیروی تماسی به طور پیوسته (علیرغم قله و دره‌هایی که ممکن است در این مرحله دیده شود) افزایش می‌یابد، تا سرعت ضربه زننده به صفر رسیده و نیروی تماسی به بالاترین حد خود برسد. سپس در فاز بازگشتی، نیروی تماسی به طور پیوسته کاهش می‌یابد تا جایی که تماس بین ضربه زننده و ورق به طور کامل از بین برود.

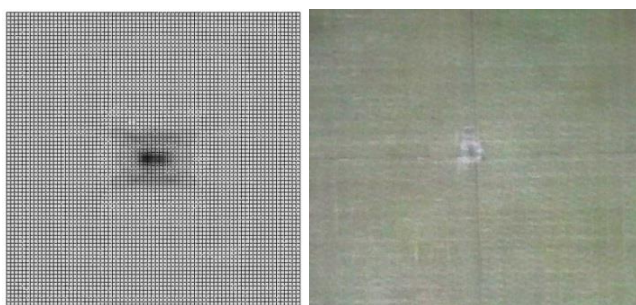
همانطور که در شکل ۶ دیده می‌شود، در فاز بازگشتی، عدم تطابقی در حدود ۱۵ تا ۳۰ درصد در تاریخچه نیرو-زمان نتایج تجربی و عددی در هر دو مدل نمایی و خطی قابل رویت است. وجود چنین اختلافی با فرض واقعی بودن مقادیر خواص مکانیکی، ممکن است ناشی از رفتار پلاستیک اپوکسی باشد، که در این صورت بهتر است از قوانین رشد آسیب کوپل با پلاستیسیتیه استفاده کرد [۱۷]. می‌توان گفت با وجود اختلاف مشاهده شده در نمودارها، همچنان سودمندی روش‌های آسیب پیش رونده ارائه شده در بخش ۲ در شکل ۶ مشهود است. شکل ۶ همچنین یک ارزیابی مقایسه‌ای بین مدل تکامل آسیب نمایی و خطی را ارائه می‌دهد. در مدل نمایی به دلیل اینکه (نسبت به مدل خطی) کاهش ناگهانی در سفتی اتفاق می‌افتد، قله و دره‌هایی روی منحنی‌های نیرو-زمان به چشم می‌خورد، در حالیکه نمودارهای مدل خطی به علت کاهش تدریجی سفتی، هموارتر هستند. با وجود اینکه نتایج هر دو مدل عددی در مقایسه با دستاوردهای تجربی قابل قبول هستند، اما در مقایسه‌ی نیروی بیشینه‌ی تماسی و شکل ناحیه‌ی آسیب‌دیده، می‌توان گفت مدل نمایی مطابقت بهتری با آزمایشات دارد. نتیجه‌ی مشابهی در تحقیقات سینگ و همکاران [۱۷]، با اینکه دو مدل متفاوت نمایی و خطی را برای تکامل آسیب بکار بردند، قابل مشاهده است. طبق نتایج بدست آمده از مشاهدات تجربی و پیش‌بینی‌های عددی، تغییر مکان ضربه یا به عبارتی فاصله محل اعمال ضربه با تکیه گاه‌ها می‌تواند در رفتار دینامیکی ورق تاثیر محسوسی داشته باشد. در شکل ۷ به صورت تجربی تاریخچه نیروی تماسی-زمان برای سه مکان با مختصات مختلف روی ورق (نقاط a، b، c در شکل ۴) تحت ضربه با انرژی ۱۰/۲ ژول رسم شده است.

1. General Contact
2. Pre-Rebound
3. Rebound

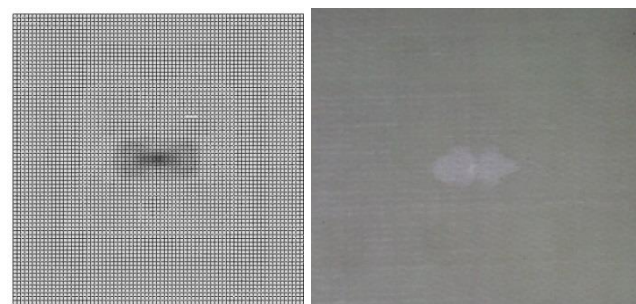
آسیب نوشته شده، می‌توان تغییرات متغیر آسیب ارائه شده در زیر برنامه‌ی مذکور را در بارگذاری ضربه‌ای مشاهده کرد. در شکل ۱۰ کانتور متغیر آسیب برای مودهای تخریب کششی و فشاری ماتریس مشاهده می‌شود. ورق کامپوزیتی با انرژی ضربه ۲۵/۵ ژول تحت بارگذاری ضربه‌ای قرار گرفته است، که نمای پس از ضربه‌ی این ورق در شکل ۹ نشان داده‌شد.

جدول ۲ نتایج تجربی و عددی برای نیروهای بیشینه و اندازه ناحیه آسیب

محل اصابت ضربه	انرژی ضربه (J)	بیشینه نیروی تماسی (kN)		خطا		سطح ناحیه آسیب (mm ²)		خطا (%)
		تجربی	عددی	تجربی (%)	عددی	تجربی	عددی	
نقطه a	۱۰/۲	۴/۶۱	۴/۳۲	-۶/۷۱	۸۸	۹۲	۴/۵۴	
	۱۷/۸۵	۶/۲۳	۶/۵۰	-۴/۳۳	۱۲۷	۱۲۴	-۲/۴۱	
	۲۵/۵	۷/۵۲	۸/۵۱	۱۳/۱۶	۱۶۴	۱۸۸	۱۴/۶۴	
نقطه b	۱۰/۲	۵/۰۴	۴/۸۳	-۴/۳۴	۱۱۳	۱۱۰	-۲/۷۲	
	۱۷/۸۵	۷/۱۲	۶/۸۴	-۴/۰۹	۱۷۳	۱۷۶	۱/۷۳	
	۲۵/۵	۸/۷۵	۹/۱۲	۴/۲۲	۲۰۱	۱۹۷	-۲/۰۳	
نقطه c	۱۰/۲	۴/۶۹	۴/۵۹	-۲/۱۷	۹۹	۱۰۴	۵/۰۵	
	۱۷/۸۵	۷/۰۸	۷/۰۸	۰	۱۳۲	۱۲۲	-۸/۱۹	
	۲۵/۵	۸/۳۸	۸/۶۵	۱/۴۳	۱۷۳	۱۷۲	-۰/۱۷	



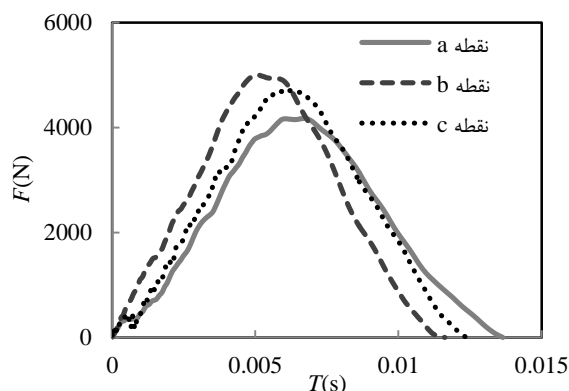
(الف)



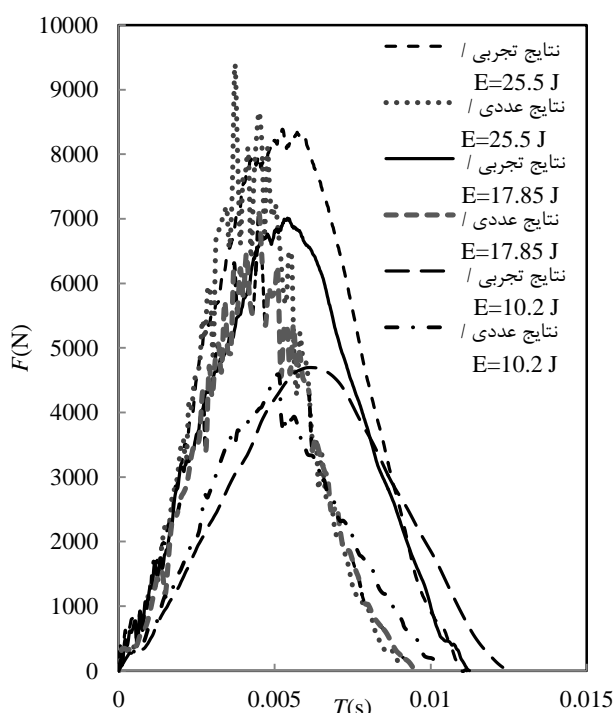
(ب)

شکل ۹ مقایسه بین شکل ناحیه آسیب در پیش بینی عددی و مشاهدات تجربی برای ورق ۸ لایه شیشه/اپوکسی تحت ضربه توسط یک جرم ۵.۲ کیلوگرمی با انرژی ۲۵/۵ ژول. (الف) صفحه ضربه خورده (ب) پشت صفحه

اصولا در ضربه‌های کم سرعت کامپوزیت‌ها، ترک‌های ماتریس به عنوان اولین نشانه‌های آسیب رویت می‌شوند. تخریب الیاف تنها زمانی اتفاق می‌افتد که انرژی ضربه بسیار بالا باشد. از آنجایی که سطوح انرژی در نظر گرفته شده در کار حاضر نسبتاً پایین هستند، تخریب چندانی در الیاف پیش‌بینی نمی‌شود و آسیب بیشتر در سطح ماتریس اتفاق می‌افتد. آنطور که از شکل ۱۰ پیداست



شکل ۷ تاثیر تغییر مکان اعمال ضربه روی تاریخچه نیرو-زمان برای ورق‌های کامپوزیتی تحت انرژی ضربه ۱۰/۲ ژول



شکل ۸ مقایسه نتایج تجربی و عددی نیرو- زمان ورق تحت ضربه در نقطه c

مقایسه‌ای بین یافته‌های تجربی و نتایج عددی با بکارگیری مدل نمایی، برای بیشینه نیروهای تماسی و اندازه ناحیه آسیب دیده در سطح تحت ضربه، در جدول ۲ آورده شده است. از آنجایی که در اکثر موارد درصد خطا بین نتایج تجربی و عددی کمتر از ۵ درصد می‌باشد، می‌توان گفت تطابق قابل‌قبولی بین آن‌ها وجود دارد. با توجه به نتایج بدست آمده، نیروی تماسی بیشینه و سطح ناحیه آسیب دیده با افزایش انرژی ضربه‌ای و همچنین با نزدیک شدن محل اعمال ضربه به تکیه‌گاه‌ها افزایش می‌یابد.

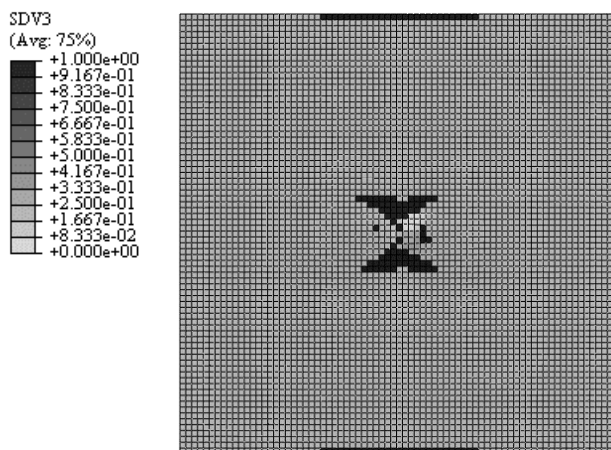
در شکل ۹ نمای ظاهری آسیب پیش‌بینی شده به صورت عددی (مدل نمایی) با آنچه که به صورت تجربی مشاهده گردیده است، بر روی سطح ضربه خورده و سطح پشتی ورق کامپوزیتی تحت ضربه‌ی یک جرم ۵/۲ کیلوگرمی با انرژی ۲۵/۵ ژول نشان داده شده است. با توجه به شکل ۱۰ می‌توان گفت کانتور آسیب پیش‌بینی شده روی سطح تحت ضربه و سطح پشتی از لحاظ شکل و اندازه مطابقت نسبتاً خوبی با نمونه تجربی آن دارند. با توجه به کد

می‌توان اذعان داشت حداقل با مقایسه‌ی نیروی بیشینه تماسی، مدل نمایی نسبت به مدل خطی مطابقت بهتری با آزمایشات دارد. با استفاده از شبیه سازی عددی، مقدار و ناحیه آسیب در سمت ضربه خورده و پشت ورق کامپوزیتی نیز قابل پیش‌بینی است که با مشاهدات تجربی تطابق قابل قایلی دارند. با توجه به نتایج، می‌توان گفت بیشترین آسیب در مود کششی ماتریس و در مجاورت محل تماس ضربه‌زننده با هدف اتفاق می‌افتد. با مقایسه‌ی نتایج تجربی و عددی، ضمن اقتباس خواص مواد از منابع، می‌توان به سودمندی و کارایی روش‌های ارائه شده صحت گذاشت.

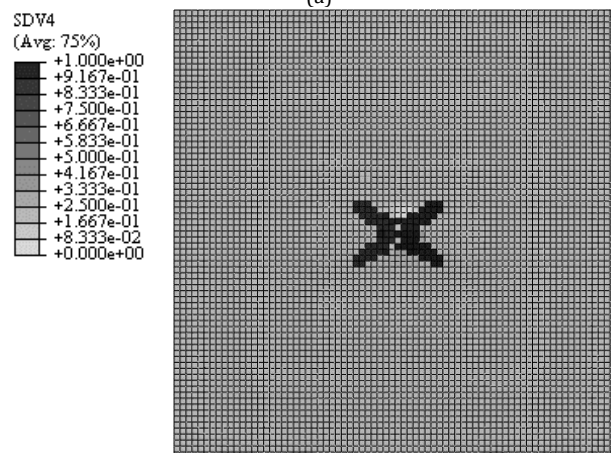
۷- مراجع

- [1] Abrate, H., "Impact on Composite Structures," Cambridge (UK): Cambridge University Press, 1998.
- [2] Matthews, F. L., "Finite Element Modelling of Composite Materials and Structures," Taylor & Francis, 2000.
- [3] Tan, S. C., "A Progressive Failure Model for Composite Laminates Containing Openings," Journal of composite material, Vol. 25, No. 5 pp. 556-577, 1991.
- [4] Chang, F. K., "A Progressive Damage Model for Laminated Composites Containing Stress Concentrations," Journal of Composite Materials, Vol. 21, No. 9, pp. 834-855, 1987.
- [5] Camanho, P. P. and Davila, C.G., "Mixed-Mode Decohesion Finite Elements For The Simulation Of Delamination In Composite Material," NASA-Technical paper, Vol. 211737, No. 1, pp. 1-37, 2002.
- [6] Kachanov, L. M., "Introduction to Continuum Damage Mechanics," Boston: Martinus Nijhoff Publishers, 1987.
- [7] Lemaitre, J. and Chaboche, J. L., "Mechanics of Solid Materials," Cambridge: Cambridge University Press, 1990.
- [8] Iannucci, L., Dechaene, R., Willows, M. and Degrieck, J., "A Failure Model for the Analysis of Thin Woven Glass Composite Structures Under Impact Loadings," Computers and Structures, Vol. 79, No. 8, pp. 785-99, 2001.
- [9] Donadon, M. V., Iannucci, L., Falzon, B.G., Hodgkinson, J. M. and Almeida, S. F. M., "A Progressive Failure Model for Composite Laminates Subjected to Low Velocity Impact Damage," Computers & Structures; Vol. 86, No. 11, pp.1232-1252, 2008.
- [10] Zhang, Y. and Zhu, P., "Finite Element Analysis of Low-velocity Impact Damage in Composite Laminated Plates," Materials & Design, Vol. 27, No. 6, pp. 513-519, 2006.
- [11] Hashin, Z., "Failure Criteria For Unidirectional Fiber Composites," Journal of Applied Mechanics, Vol. 47, No. 2, pp. 329-334, 1980.
- [12] Lapczyk, I. and Hurtado, U. A., "Progressive Damage Modeling in Fiber-Reinforced Materials," Composites: Part A, Vol. 38, No. 11, pp. 2333-2341, 2007.
- [13] Torabizadeh, M. A., Shokrieh, M. M. and Fereidoon, A., "Progressive Damage Modeling Of Glass/Epoxy Laminated Composites Under Static Load At Low Temperature," In Persian, Journal of Modeling in Engineering, Vol. 8, No. 21, pp. 33-43, 2010.
- [14] Hassanifard, S. and Feyzi, M., "Progressive Damage Investigation of Glass-Epoxy Composite Laminates under Fatigue Loading" In Persian, Modares Mechanical Engineering, Vol. 15, No. 4, pp. 339-347, 2015.
- [15] Shokrieh, M. M., Ghajar, M., Salamattalab, M. and Madoliat, R., "Progressive Damage Modeling of Laminated Composites by Considering Simultaneous Effects of Interlaminar and Intralaminar Damage Mechanisms," In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 2, No. 2, pp. 1-8, 2015.
- [16] Guo, W., Xue, P. and Yang, J., "Nonlinear Progressive Damage Model for Composite Laminates Used For Low-velocity Impact," Applied Mathematics and Mechanics, Vol. 34, No. 9, pp. 1145-1154, 2013.
- [17] Singh, H., Namala, K. K. and Mahanjan, P., "A Damage Evolution Study of E-glass/epoxy Composite Under Low Velocity Impact," Composites Part B: engineering, Vol. 76, pp. 235-248, 2015.
- [18] Lee, C.S., Kim, J.H., Kim, S., Ryu, D.M. and Lee, J. M., "Initial and Progressive Failure Analyses for Composite Laminates Using Puck Failure Criterion and Damage-coupled Finite Element Method," Composite Structures, Vol. 121, pp. 406-419, 2015.
- [19] Xin, S.H. and Wen, H.M., "A Progressive Damage Model for Fiber Reinforced Plastic Composites Subjected to Impact Loading," International Journal of Impact Engineering, Vol. 75, pp. 40-52, 2015.
- [20] Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, ASTM International, D3039/D3039M-08, West Conshohocken, PA, 2008.
- [21] Namala, K. K., Mahajan, P. and Bhatnagar, N., "Digital image Correlation of Low-velocity Impact on a Glass/epoxy Composite," International Journal for Computational Methods in Engineering Science and Mechanics, Vol. 7, No. 3-4, pp. 203-217, 2014.

بیشترین آسیب در مود کششی ماتریس و در مجاورت محل تماس ضربه زننده با هدف اتفاق می‌افتد. هرچند اندکی آسیب در مجاورت تکیه‌گاه هم دیده می‌شود، که این امر در انرژی‌های ضربه‌ی پایین‌تر اتفاق نمی‌افتد و با بالا رفتن انرژی ضربه تشدید می‌یابد.



(a)



(b)

شکل ۱۰ کانتور متغیر آسیب برای مودهای تخریب (a) کششی و (b) فشاری ماتریس

۶- جمع بندی

در این تحقیق، پاسخ ورق کامپوزیتی شیشه/اپوکسی تحت ضربه‌ی کم‌سرعت خارج از مرکز به‌صورت تجربی و عددی مورد بررسی قرار گرفت. به‌منظور شبیه سازی عددی توسط نرم افزار المان محدود آباکوس، از دو مدل آسیب پیش‌رونده سه بعدی به‌صورت نمایی و خطی استفاده شده و کدنویسی در زیر برنامه‌ی وی.یوم.تم صورت پذیرفته است. پیشروی آسیب در هر دو مدل به‌صورت توابعی از انرژی‌های شکست در نظر گرفته شده، ضمن اینکه برای کاهش وابستگی نتایج به مش، برای هر المان طول مشخصه معرفی گردیده است. ضربه‌زننده‌ی سر کروی ۵/۲ کیلوگرمی، با سه انرژی مختلف و در سه مکان مختلف از نمونه، ورق‌های کامپوزیتی را مورد اصابت قرار داد. مشخص شد که هرچه محل اصابت ضربه، به تکیه‌گاه‌ها نزدیک‌تر باشد، بالاترین حد نیروی تماسی افزایش یافته و طول مدت تماس کاهش می‌یابد. هم نتایج تجربی و هم پیش‌بینی‌های عددی در سطوح مختلف انرژی‌های ضربه و مکان‌های ضربه‌ی متفاوت، رفتار مشابهی را نشان داده‌اند. با وجود اینکه نتایج هر دو مدل عددی در مقایسه با دستاوردهای تجربی قابل قبول هستند، اما

