



مدل سازی آسیب پیش‌رونده در چندلایه‌های کامپوزیتی با در نظر گرفتن اثرات هم‌زمان مکانیزم‌های تخریب درون و برون لایه‌ای

محمود مهرداد شکریه^{۱*}، محسن قاجار^۲، مظاهر سلامت‌طلب^۳، رضا معدولیت^۴

۱- استاد، آزمایشگاه تحقیقاتی کامپوزیت، قطب علمی مکانیک جامدات تجربی، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
 ۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
 ۳- دانشجوی دکترا، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
 ۴- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
 * shokrieh@iust.ac.ir، ۱۶۸۴۶-۱۳۱۱۴

چکیده	اطلاعات مقاله
<p>در این تحقیق، شروع و پیش‌روی آسیب در چندلایه‌های کامپوزیتی AS4/PEEK با سوراخ مرکزی تحت بار کششی درون صفحه‌ای با استفاده از تحلیل اجزا محدود بررسی شده است. به‌منظور بررسی شروع آسیب در لایه‌های کامپوزیتی از معیارهای هشین استفاده شده است. همچنین به‌منظور تعیین مکانیزم‌های گوناگون تخریب درون صفحه‌ای مدل آسیب پیش‌رونده هشین در چندلایه‌های کامپوزیتی مذکور استفاده شده است. مدل‌سازی شروع و رشد تورق در بین لایه‌های کامپوزیت با استفاده از مدل ناحیه چسبناک صورت گرفته است. در این تحلیل، شبیه‌سازی‌ها با به‌کارگیری نرم‌افزار آباکوس انجام شده که تمامی مدل‌های تخریب استفاده شده نیز در آن موجود است. نکته قابل توجه در این روش این است که با استفاده از معیارهای تخریب به‌طور هم‌زمان تمام مکانیزم‌های تخریب درون صفحه‌ای و همچنین تورق مدل شده‌اند. مقایسه نتایج عددی مدل اجزاء محدود حاضر، با نتایج آزمایشگاهی محققین دیگر نشان می‌دهد که با به‌کارگیری مدل ناحیه چسبناک به‌منظور شبیه‌سازی تورق، می‌توان منحنی بار-جابجایی استخراج شده در آزمایش مذکور را با دقت بیشتری پیش‌بینی نمود. همچنین الگوهای آسیب درون لایه‌ای و بین‌لایه‌ای، به‌دست آمده از مدل حاضر، در حین بارگذاری ارائه شده است.</p>	<p>دریافت: ۹۴/۳/۱۶ پذیرش: ۹۴/۵/۱۷</p> <p style="text-align: center;">کلیدواژگان:</p> <p>مدل‌سازی آسیب پیش‌رونده مدل ناحیه چسبناک تورق معیارهای هشین</p>

Progressive damage modeling of laminated composites by considering simultaneous effects of interlaminar and intralaminar damage mechanisms

Mahmood M. Shokrieh^{1*}, Mohsen Ghajar¹, Mazaher Salamattalab¹, Reza Madoliat²

1- Composites Research Laboratory, Center of Excellence in Experimental Solid Mechanics, School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

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

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

Keywords

Progressive damage modeling
 Cohesive zone model
 Delamination
 Hashin criteria

Abstract

In this study, initiation and evolution of damages in AS4/PEEK laminated composites with center open hole under in-plane loading are investigated using finite element analysis. Hashin failure criteria are used to obtain the damage initiation of composite laminates. In addition, in order to capture the various in-plane failure mechanisms in this laminate, Hashin progressive damage model, which is an energy based model, is used. As delamination is one of the most critical damage mechanisms in composite materials, initiation and propagation of delamination in the mentioned laminate are modeled utilizing cohesive zone model. In order to simulate progressive damages of laminated composites, Abaqus software is used and all applied damage models are available in this commercial software. It is worth to note that, in the proposed model, interlaminar and intralaminar damages are considered simultaneously. Comparison of the present numerical results and experimental ones shows that by using the cohesive zone model to simulate the delamination, experimental load-displacement curve can be predicted more accurately. Also different in-ply damages and delamination patterns that obtained by the proposed model are presented to clarify different damage mechanisms in composite materials.

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

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.

۱- مقدمه

چندلایه‌های کامپوزیتی به دلیل نسبت‌های استحکام و سفتی به وزن بالایشان، مقاومت به خستگی خوب و ظرفیت جذب انرژی بالا به طور گسترده در هوافضا، کشتی‌سازی، مهندسی عمران، صنایع نظامی و بسیاری صنایع دیگر استفاده می‌گردند. با این وجود مکانیزم‌های تخریب آن‌ها پیچیده‌ترند. زیرا سازه ناهمگون آن‌ها ترکیبی از اجزایی هستند که خواص کاملاً متفاوت دارند و در ترکیب نهایی لایه متمایز باقی می‌مانند [۱]. در بسیاری از کاربردها، تحلیل تخریب پیش‌رونده صفحات کامپوزیتی برای پیش‌بینی رفتار مکانیکی آن‌ها تحت شرایط بارگذاری گوناگون مورد نیاز است. مکانیک آسیب پیوسته^۱ (CDM) چارچوبی را برای مدل‌سازی رشد آسیب به مانند کاهش سفتی مهیا می‌کند که در سطح لایه کامپوزیتی به کار می‌رود و مودهای تخریب مربوطه را منعکس می‌کند [۲]. در این روش، پیش‌بینی فرایند تخریب نه تنها وابسته به خواص لایه و لایه چینی، بارگذاری و محیط است بلکه تجمع آسیب زیربرحرائی و طریقی که بر توزیع مجدد تنش در ماده اثر می‌گذارد را به حساب می‌آورد. درک این فرایندها در طراحی کامپوزیت دارای اهمیت است، چرا که برای یک کاربرد خاص، طراحی مجاز، تنش شروع ترک خوردگی، استحکام شکاف، استحکام و سفتی پس از خستگی و نهایتاً عمر قطعه را تعیین می‌کند.

از مدل‌های آسیب پیش‌رونده متعددی که برای تحلیل تخریب پیش‌رونده چندلایه‌های کامپوزیتی ارائه شده‌اند، مدل‌هایی که بر پایه مکانیک آسیب پیوسته (CDM) هستند نشان داده‌اند که برای پیش‌بینی استحکام‌های تخریب کامپوزیت‌ها دقیق‌ترین می‌باشند [۲-۷]. کامانیو و همکاران [۴] مدل آسیب الاستیک خود را برای پیش‌بینی استحکام تخریب و اثرات اندازه در چندلایه‌های کربن/پوکسی به کار گرفتند. همچنین ما و چنگ [۲] گزارش کردند که مدل آسیب اصلی اصلاح شده خود در پیش‌بینی ظرفیت تحمل بار کامپوزیت‌های شکاف‌دار دقت معقولی ارائه می‌کند. شکریه و قاجار [۸] با به کارگیری روش بسته شدن مجازی ترک (VCCT)^۲، نرخ آزادسازی انرژی کرنشی آسیب درون لایه‌های^۳ مود I را برای نمونه کشش فشرده^۴ (CT) به دست آوردند. همچنین ترابی‌زاده و همکاران [۹] از معیار تخریب هشین برای مدل‌سازی تخریب پیش‌رونده صفحات کامپوزیتی شیشه/پوکسی تحت بار کششی استاتیکی در دمای پایین استفاده کرده‌اند.

روش‌های مختلفی همچون روش بسته شدن مجازی ترک (VCCT) [۱۰]، مدل‌های ناحیه چسبناک [۱۱-۱۴]، مدل ترک چسبناک مجزا [۱۵] و معیارهای تخریب هشین^۵ که مود تورق را نیز شامل می‌شوند [۱۶] برای شبیه‌سازی یا پیش‌بینی تخریب تورق به کار گرفته شده‌اند. از این روش‌ها، روش ناحیه چسبناک بر پایه قانون ساختاری کشش-جدایش استوار است و قادر به پیش‌بینی هم شروع و هم پیش‌روی تورق می‌باشد. ساده‌ترین نوع از مدل ساختاری در مدل ناحیه چسبناک مدل دوخطی است. همچنین در مقایسه با روش VCCT، این روش نیازی به مسیر ترک از پیش تعریف شده و جابه‌جایی مش پیچیده ندارد [۱۳، ۱۷]. با تعریف رفتار چسبناک به عنوان اثر متقابل بین دو سطح مجاور از دو لایه کامپوزیتی همسایه، روش ناحیه چسبناک با موفقیت اجرا شده است [۱۱]. از این روش‌های ناحیه

چسبناک، آن‌هایی که بر مبنای المان‌های چسبناک هستند [۱۳، ۱۴، ۱۷، ۱۸]، بارها توسط محققین برای مطالعه‌ی شروع و رشد تورق در صفحات رابط به کار گرفته شده‌اند. آلفانو [۱۹] تأثیر استفاده از مدل‌های مختلف کشش-جدایش در پیش‌بینی منحنی بار-جابه‌جایی نمونه DCB^۶ و CT همسانگرد را مورد بررسی قرار داده است. بررسی‌ها نشان می‌دهد که برای نمونه DCB با ضخامت کم تفاوت زیادی بین نتایج عددی حاصل وجود ندارد و این درحالی است که با افزایش ضخامت نمونه و متعاقب آن اهمیت داشتن بحث تغییر شکل برشی، پیش‌بینی این مدل‌ها متفاوت از هم می‌باشد. د-مورایس و پریرا [۲۰] با استفاده از مدل ناحیه چسبناک به بررسی رشد تورق در مود I نمونه DCB و مود II نمونه ENF^۷ پرداختند. شکریه و همکاران [۲۱] و نیز حیدری رارانی و همکاران [۲۲] با استفاده از مدل ناحیه چسبناک اصلاح شده رشد تورق در مود I نمونه‌های DCB تک‌جهته با پل-زنی الیاف را مورد بررسی قرار دادند. استفاده از مدل‌های ناحیه چسبناک محدود به مود I و II در چندلایه‌های کامپوزیتی نبوده و بسیاری از محققین رشد تورق در مود ترکیبی I/II را مورد مطالعه قرار دادند. در مرجع [۱۳] به بررسی رشد تورق در مود ترکیبی I/II در نمونه MMB^۸ پرداخته شده است. همچنین شکریه و زین‌الدینی [۲۳] با به کارگیری روش چیدمان معادل در مود ترکیبی اول و دوم تورق و نیز روش VCCT، نرخ‌های انرژی کرنشی تیر کامپوزیتی یک‌سرگردار دولبه‌ی نامتقارن را محاسبه نمودند. سعیدی‌فر و همکاران [۲۴] نیز با استفاده از روش نشرآوایی به بررسی جدایش بین لایه‌های^۹ در کامپوزیت شیشه/پوکسی پرداختند.

هدف از این تحقیق، به کارگیری مدل اجزاء محدود برای تحلیل صفحات کامپوزیتی است که در آن اثرات آسیب درون صفحه‌ای و تورق را بطور هم‌زمان به حساب می‌آورد. معیار شروع تخریب هشین، معیار آسیب پیش‌رونده بر مبنای انرژی و مدل ناحیه چسبناک بر پایه‌ی المان‌های چسبناک سه بعدی و هشت گره‌ای (COH3D8) موجود در نرم افزار آباکوس^{۱۰} [۲۵] برای شبیه‌سازی مودهای تخریب درون صفحه‌ای و برون صفحه‌ای به ترتیب در لایه‌های کامپوزیتی و صفحات رابط اجرا شده‌اند. نکته قابل توجه در این روش مدل کردن هم‌زمان تمام مکانیزم‌های تخریب درون صفحه‌ای و همچنین تورق با استفاده از معیارهای تخریب موجود در می‌باشد. این مدل برای تحلیل‌های تخریب پیش‌رونده صفحات کامپوزیتی AS4/PEEK تحت بار کششی درون صفحه‌ای به کار گرفته شده است. از این تحلیل‌ها، کارایی روش ارائه شده تأیید می‌گردد و بر اهمیت استفاده از روش‌های تحلیل تخریب پیش‌رونده که تورق را نیز در بر می‌گیرند، تأکید می‌شود. در بخش‌های آتی مدل‌های مادی برای کامپوزیت و لایه‌های رابط توضیح داده شده است.

۲- مکانیزم‌های آسیب

۲-۱- شروع تخریب در لایه‌ها

در تحقیق حاضر پاسخ ماده سالم، الاستیک خطی فرض می‌شود و مدل به گونه‌ای در نظر گرفته می‌شود که رفتار مواد تقویت شده با الیاف را پیش‌بینی کند بدون آن که تغییر شکل قابل ملاحظه‌ی پلاستیکی در ماده دیده شود. معیارهای هشین [۲۶] برای پیش‌بینی شروع آسیب استفاده شده است و

6. Double Cantilever Beam
7. End Notch Flexure
8. Mixed Mode Bending
9. Inter-laminar
10. Abaqus

1. Continuum Damage Mechanics
2. Virtual Crack Closure Technique
3. Intra-laminar
4. Compact Tension
5. Hashin

$$Y_l = \frac{\partial G}{\partial d_l} \quad (7)$$

که $l \in \{ft, fc, mt, mc\}$ هر مود تخریب را نشان می دهد و G انرژی آزاد گیبس^۱ است که برای این مدل به شکل زیر است:

$$G = \frac{1}{2E_1} \left(\frac{\langle \sigma_{11} \rangle^2}{1 - d_{ft}} + \frac{\langle -\sigma_{11} \rangle^2}{1 - d_{fc}} \right) + \frac{1}{2E_2} \left(\frac{\langle \sigma_{22} \rangle^2}{1 - d_{mt}} + \frac{\langle -\sigma_{22} \rangle^2}{1 - d_{mc}} \right) - \frac{\nu_{12}\sigma_{11}\sigma_{22}}{E_1} + \frac{\sigma_{12}^2}{G_{12}(1 - d_s)} \quad (8)$$

و $\langle \cdot \rangle$ عملگر براکت مکالی^۲ است که برای هر $\omega \in \mathbb{R}$ به صورت $\langle \omega \rangle = \frac{\omega + |\omega|}{2}$ تعریف می شود.

به محض این که معیار شروع آسیب ارضا شود، بارگذاری بیشتر باعث کاهش ضرایب سفتی ماده می شود. کاهش ضرایب سفتی ماده نیز با متغیرهای آسیب کنترل می شوند که مقادیری بین صفر (حالت بدون آسیب) و یک (حالت آسیب کامل برای مود مرتبط با آن متغیر آسیب) دارند. قانون تکامل متغیر آسیب در فاز پس از آسیب بر پایه انرژی شکست تلف شده در حین فرایند آسیب (G_c) است.

تکامل هر متغیر آسیب توسط یک جابه جایی معادل به دست می آید. تنش ها و جابه جایی های معادل برای هر مود تخریب در جدول ۱ فهرست شده است. که L_c طول مشخصه می باشد. فرض می شود متغیر آسیب برای هر مود تخریب به صورت رابطه زیر باشد:

$$d_l = \frac{\delta_{l,eq}^f (\delta_{l,eq} - \delta_{l,eq}^0)}{\delta_{l,eq}^f (\delta_{l,eq}^f - \delta_{l,eq}^0)}; \quad \delta_{l,eq}^0 \leq \delta_{l,eq} \leq \delta_{l,eq}^f; \quad l \in \{ft, fc, mt, mc\} \quad (9)$$

در این معادله $\delta_{l,eq}^0$ جابه جایی معادل در هنگامی است که معیار شروع ارضا می شود و $\delta_{l,eq}^f$ جابه جایی معادل در زمانی است که ماده به طور کامل آسیب دیده است ($d_l = 1$). از آنجا که تکامل آسیب یک فرایند برگشتناپذیر است، متغیر آسیب d_l معادل بیشینه مقدار کنونی و مقدار محاسبه شده از معادله (۹) می باشد یعنی: $d_l = \max \left\{ d_{l,old}, \frac{\delta_{l,eq}^f (\delta_{l,eq} - \delta_{l,eq}^0)}{\delta_{l,eq}^f (\delta_{l,eq}^f - \delta_{l,eq}^0)} \right\}$. با استفاده از معادله (۵) می توان نشان داد که پاسخ نرم شوندگی ماده برای تغییر شکل های تک محوره خطی است. در معادله (۹) $\delta_{l,eq}^f$ مشخص نیست و باید محاسبه گردد. با فرض مشخص بودن انرژی شکست ($G_{l,c}$) و خطی بودن نرم شوندگی، می توان آن را از رابطه زیر به دست آورد:

$$\delta_{l,eq}^f = \frac{2G_{l,c}}{\sigma_{l,eq}^0} \quad (10)$$

که $\sigma_{l,eq}^0$ تنش معادل در شروع تخریب می باشد. تنش و جابه جایی معادل در شروع آسیب با ضرب تنش و جابه جایی معادل در تابع مقیاس (f_l^{sc}) محاسبه می شوند:

$$\delta_{l,eq}^0 = \delta_{l,eq} f_l^{sc} \quad (11)$$

$$\sigma_{l,eq}^0 = \sigma_{l,eq} f_l^{sc} \quad (12)$$

شکل ۱ نمایان گر وابستگی شروع و رشد تورق به ترکیب مودها برای منحنی کشش-جدایش می باشد.

قانون رشد آسیب، بر پایه انرژی آزاد شده در طول فرایند آسیب و نرم شوندگی خطی ماده می باشد.

شروع آسیب به شروع کاهش در یک نقطه مادی منسوب است. معیارهای هشین چهار مکانیزم شروع آسیب متفاوت: کشش الیاف، فشار الیاف، کشش زمینه و فشار زمینه را در نظر می گیرند. معیارهای شروع آسیب به شکل های کلی زیر می باشند:

$$F_f^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad \text{کشش الیاف} \quad (1) \quad ((\hat{\sigma}_{11} \geq 0))$$

$$F_f^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C} \right)^2 \quad \text{فشار الیاف} \quad (2) \quad ((\hat{\sigma}_{11} < 0))$$

$$F_m^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad \text{کشش زمینه} \quad (3) \quad ((\hat{\sigma}_{22} \geq 0))$$

$$F_m^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad \text{فشار زمینه} \quad (4) \quad ((\hat{\sigma}_{22} < 0))$$

در معادلات فوق، X^T بیان گر استحکام کششی طولی، X^C بیان گر استحکام فشاری طولی، Y^T بیان گر استحکام کششی عرضی، Y^C بیان گر استحکام فشاری عرضی، S^L بیان گر استحکام برشی طولی، S^T بیان گر استحکام برشی عرضی هستند و $\hat{\sigma}_{11}$ ، $\hat{\sigma}_{22}$ و $\hat{\tau}_{12}$ مؤلفه های تانسور تنش مؤثر می باشند.

۲-۲- رشد آسیب در لایه ها

در بخش قبل شروع آسیب در کامپوزیت های تقویت شده با الیاف به صورت تنش صفحه ای مطرح گردید. در این بخش رفتار پس از شروع آسیب برای حالتی که مدل رشد آسیبی مشخص شده است بحث خواهد شد. پیش از شروع آسیب، ماده الاستیک خطی است و ماتریس سفتی به صورت تنش صفحه ای از یک ماده ارتوتروپیک می باشد. پس از آن پاسخ ماده توسط $\sigma = C_d \varepsilon$ محاسبه می شود که ε کرنش و C_d ماتریس الاستیسیته هستند. C_d هر نوع آسیبی را منعکس می کند و به صورت زیر بیان می گردد:

$$C_d = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} (1-d_f)E_1 & (1-d_f)(1-d_m)v_{21}E_1 & 0 \\ (1-d_f)(1-d_m)v_{12}E_2 & (1-d_m)E_2 & 0 \\ 0 & 0 & (1-d_s)GD \end{bmatrix} \quad (5)$$

که در آن $D = 1 - (1 - d_f)(1 - d_m)v_{12}v_{21}$ می باشد و d_f حالت کنونی آسیب الیاف، d_m حالت کنونی آسیب زمینه و d_s حالت کنونی آسیب برشی را منعکس می کنند، E_1 مدول یانگ در جهت الیاف E_2 ، مدول یانگ در جهت عمود بر الیاف، G مدول برشی، v_{12} و v_{21} ضرایب پواسون می باشند. لایه کامپوزیتی در صفحه ۱-۲ قرار دارد و جهت ۱ مربوط به جهت الیاف است [۲۵].

معیار رشد آسیب در لایه های کامپوزیت در این مدل بر مبنای انرژی است و نرم شوندگی آن به صورت خطی فرض می شود. نرخ اتلاف انرژی در حین فرایند آسیب به صورت رابطه (۶) است:

$$\dot{D} = Y_{ft} \dot{d}_{ft} + Y_{fc} \dot{d}_{fc} + Y_{mt} \dot{d}_{mt} + Y_{mc} \dot{d}_{mc} \quad (6)$$

در معادله (۶) Y_{ft} ، Y_{fc} ، Y_{mt} و Y_{mc} نیروهای ترمودینامیکی مربوط به مودهای تخریب متفاوت هستند که از رابطه (۷) به دست می آیند:

1. Gibbs Free Energy
2. Macauley Bracket Operator

۳-۲- توریق

در این بخش به بررسی آسیب بین لایه های پرداخته می شود. به منظور مدل سازی توریق، می توان در تحلیل اجزاء محدود از المان های بین لایه های که از قانون ساختاری کشش-جدایش پیروی می کنند، برای صفحات رابط لایه های مجاور استفاده نمود. معیار شروع آسیب به صورت یک رابطه درجه دوم که در آن اثر ترکیبی تنش بیشینه بین وجهی وجود دارد، به صورت زیر بیان می گردد:

$$\left(\frac{t_n}{t_n^0}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0}\right)^2 = 1 \quad (13)$$

t_n تنش عمودی و t_s و t_t تنش های برشی در دو جهت مختلف می باشند. همچنین t_n^0 ، t_s^0 و t_t^0 مقادیر بیشینه ی تنش های اسمی را نشان می دهند.

با شروع آسیب در ناحیه بین وجهی، سفتی بین لایه های با استفاده از یک رابطه خطی کاهش می یابد. یک متغیر آسیب عددی (D) آسیب کلی در صفحات رابط را نشان می دهد و اثرات ترکیبی تمام مکانیزم های فعال را به دست می آورد. ابتدا مقدار آن صفر است. اگر رشد آسیب مدل شود، D به طور یکنواخت از صفر تا یک بسته به بارگذاری بیشتر پس از شروع آسیب افزایش می یابد. مؤلفه های تنش مدل کشش-جدایش به صورت زیر از آسیب تأثیر می پذیرند:

$$t_n = \begin{cases} (1-D)\bar{t}_n, & \bar{t}_n \geq 0 \\ \bar{t}_n, & \bar{t}_n < 0; \end{cases} \quad (14)$$

$$t_s = (1-D)\bar{t}_s \quad (15)$$

$$t_t = (1-D)\bar{t}_t \quad (16)$$

که \bar{t}_t و \bar{t}_s ، \bar{t}_n مؤلفه های تنش پیش بینی شده توسط رفتار کشش-جدایش الاستیک برای کرنش های کنونی ولی بدون آسیب هستند.

رشد آسیب می تواند بر اساس انرژی آزاد شده بر اثر فرایند آسیب که انرژی شکست نیز نامیده می شود تعریف گردد. انرژی شکست معادل سطح زیر منحنی کشش-جدایش می باشد. وابستگی انرژی شکست به ترکیب مودها را می توان بر اساس یک معیار شکست قانون توانی تعریف کرد. معیار قانون توانی بیان می کند که شکست تحت شرایط مود ترکیبی توسط یک عامل قانون توانی از انرژی های لازم برای ایجاد تخریب در هر یک از مود عمودی و دو مود برشی به دست می آید که برای توان یک به صورت زیر می باشد:

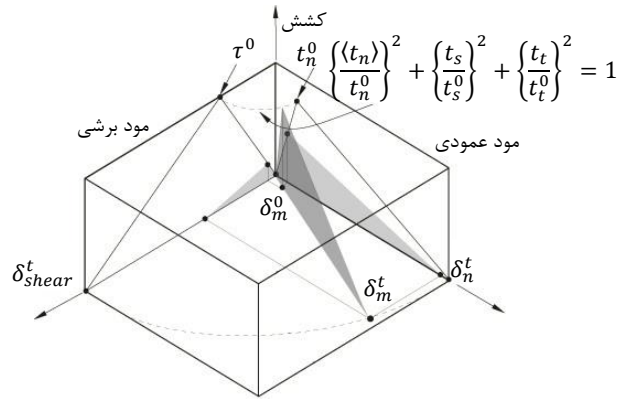
$$\left(\frac{G_n}{G_n^C}\right) + \left(\frac{G_s}{G_s^C}\right) + \left(\frac{G_t}{G_t^C}\right) = 1 \quad (17)$$

در G_n^C ، G_s^C و G_t^C به ترتیب انرژی های شکست بحرانی لازم برای ایجاد تخریب در جهات عمودی، برشی اول و برشی دوم هستند.

در شکل ۱، کشش بر روی محور عمودی و جدایش عمودی و برشی بر روی محورهای افقی واقع شده اند. مثلث های بدون هاشور روی دو صفحه مختصات عمودی، پاسخ ماده تحت مودهای خالص I (عمودی) و II (برشی) را نشان می دهند. تمام صفحات عمودی واقع بین این دو صفحه، پاسخ ماده را برای مودهای ترکیبی با نسبت های ترکیب مختلف بیان می دارند.

۳- تحلیل اجزاء محدود

بر اساس مدل های ارائه شده در بالا، بسته به این که سازه ی کامپوزیتی چگونه شبیه سازی شود روش های مختلفی را می توان توسعه داد. در این مقاله برای مقایسه، دو روش برای شبیه سازی پاسخ مکانیکی چندلایه های کامپوزیتی استفاده شده است. روش اول المان های پوسته ی پیوسته SC8R را برای لایه های کامپوزیت و المان های چسبناک COH3D8 را برای صفحات



شکل ۱ پاسخ مود ترکیبی در المان ها چسبناک

جدول ۱ تعاریف تنش و جابه جایی معادل

مود تخریب	δ_{eq}	σ_{eq}
کشش الیاف ($\hat{\sigma}_{11} \geq 0$)	$L_c \sqrt{(\epsilon_{11})^2 + \alpha \epsilon_{12}^2}$	$\frac{L_c((\sigma_{11})\epsilon_{11} + \alpha \sigma_{12}\epsilon_{12})}{\delta_{eq}^{fc}}$
فشار الیاف ($\hat{\sigma}_{11} < 0$)	$L_c(-\epsilon_{11})$	$\frac{L_c(-\sigma_{11})(-\epsilon_{11})}{\delta_{eq}^{fc}}$
کشش زمینه ($\hat{\sigma}_{22} \geq 0$)	$L_c \sqrt{(\epsilon_{22})^2 + \epsilon_{12}^2}$	$\frac{L_c((\sigma_{22})\epsilon_{22} + \sigma_{12}\epsilon_{12})}{\delta_{eq}^{mc}}$
فشار زمینه ($\hat{\sigma}_{22} < 0$)	$L_c \sqrt{(-\epsilon_{22})^2 + \epsilon_{12}^2}$	$\frac{L_c((-\sigma_{22})(-\epsilon_{22}) + \sigma_{12}\epsilon_{12})}{\delta_{eq}^{mc}}$

توابع مقیاس برای مودهای تخریب مختلف در جدول (۲) آمده است:

جدول ۲ توابع مقیاس

مود تخریب	f^{sc}
کشش الیاف ($\hat{\sigma}_{11} \geq 0$)	$\frac{1}{\sqrt{Ff^t}}$
فشار الیاف ($\hat{\sigma}_{11} < 0$)	$\frac{1}{\sqrt{Ff^c}}$
کشش زمینه ($\hat{\sigma}_{22} \geq 0$)	$\frac{1}{\sqrt{Fm^t}}$
فشار زمینه ($\hat{\sigma}_{22} < 0$)	$\frac{-\gamma + \sqrt{\gamma^2 + 4\beta}}{2\beta}$

که $\beta = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L}\right)^2$ و $\gamma = \left[\left(\frac{\gamma^c}{2S^T}\right)^2 - 1\right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{\gamma^c}$ می باشد.

در این مدل انرژی های شکست $G_{I,C}$ باید برای هر مود تخریب I تعیین گردند. اما ممکن است همیشه این مقادیر به آسانی به طور تجربی اندازه گیری نشوند یا در مراجع در دسترس نباشند.

برای تعیین چقرمگی درون لایه های چندلایه های کامپوزیتی هیچگونه استاندارد مشخصی وجود ندارد. با این وجود روش نرمی^۱ به کار گرفته شده برای آزمایش نمونه CT، تخمین های خوبی از مقادیر چقرمگی شکست درون-لایه ای ارائه می کند [۲۷]. مدل آسیب پیوسته نیازمند انرژی های شکست برای تخریب طولی کششی و فشاری است. این انرژی ها با استفاده از آزمایش نمونه های کشش فشرده (CT) و فشار فشرده (CC) ارائه شده توسط پینو اندازه گیری می شوند [۲۸، ۲۹].

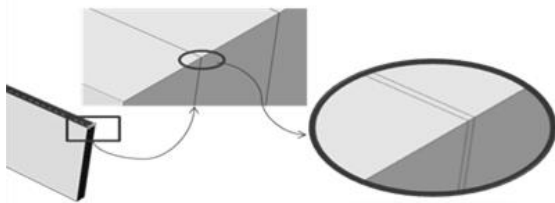
برای نتایج آزمایشگاهی است. علت اصلی این موضوع، گرما نرم بودن ماده زمینه (PEEK) است که از خود تغییر شکل های پلاستیک قابل ملاحظه ای نشان می دهد، ولی در شبیه سازی عددی این تغییر شکل ها در نظر گرفته نشده اند و منجر به این خطای بالا شده اند. همچنین تورق در مجاورت سوراخ اتفاق می افتد و در شکل ۵ الگوهای پارامتر کاهش سفتی ماده چسبناک در بار بیشینه برای لایه های رابط صفحه کامپوزیتی با قطر سوراخ ۵ میلی متر نشان داده شده است. همان طور که دیده می شود، این نواحی تا حدی کوچک هستند. بنابر این اثر تورق روی کاهش سفتی صفحه کامپوزیتی قابل توجه نبوده و لایه های کامپوزیتی تحت شرایط بارگذاری فعلی متصل به هم باقی می ماند.

جدول ۳ خواص مادی کامپوزیت AS4/PEEK [۳]

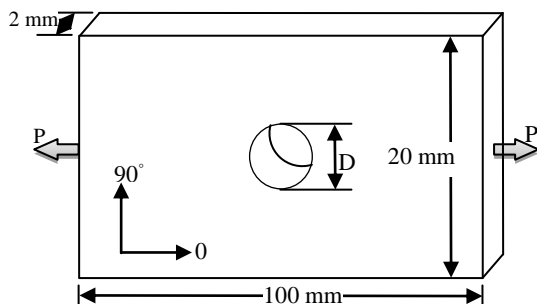
مقدار	خاصیت	مقدار	خاصیت	مقدار	خاصیت
۱۲۸/۰	$G_{1t,c}$ (N/mm)	۲۰۲۳/۰	s_{1t} (MPa)	۱۲۷/۶	E_1^0 (GPa)
۱۲۸/۰	$G_{1c,c}$ (N/mm)	۱۲۳۴/۰	s_{1c} (MPa)	۱۰/۳	E_2^0 (GPa)
۵/۶	$G_{2t,c}$ (N/mm)	۹۲/۷	s_{2t} (MPa)	۶/۰	G_{12}^0 (GPa)
۹/۳۱	$G_{2c,c}$ (N/mm)	۱۷۶/۰	s_{2c} (MPa)	۰/۳۲	ν_{12}^0
۴/۹۳	$G_{1z,c}$ (N/mm)	۸۲/۶	s_s (MPa)		

جدول ۴ خواص مادی لایه های چسبناک [۱۳] و [۳۰]

$K_z^0 = K_{zx}^0 = K_{zy}^0$ (N/mm ³)	σ_z^0 (MPa)	$\tau_{zx}^0 = \tau_{zy}^0$ (MPa)	G_{Ic} (N/mm)	G_{IIc} (N/mm)	G_{IIIc} (N/mm)
۱۰ ^۶	۸۰	۱۰۰	۰/۹۶۹	۱/۷۱۹	۲/۰۱



شکل ۲ موقعیت قرارگیری لایه های کامپوزیتی و لایه های چسبناک در مدل



شکل ۳ هندسه صفحه کامپوزیتی سوراخ دار

رابط به کار می گیرد. مدل آسیب پیش رونده ی چندلایه های کامپوزیتی موجود در نرم افزار آباکوس برای به دست آوردن مکانیزم های تخریب درون صفحه ای مختلف استفاده شده است. همچنین مدل ناحیه چسبناک شامل مدل پیش رونده نیز برای شبیه سازی تورق واقع در لایه های چسبناک به کار گرفته شده است. به این ترتیب با این روش می توان مودهای تخریب گوناگون در لایه های کامپوزیتی با جهات مختلف را شبیه سازی کرد و اثرات آسیب درون لایه ای و بین لایه ای را بر روی پاسخ مکانیکی به حساب آورد. این روش در این مقاله روش-۱ نام گذاری شده است.

روش دوم، مدل آسیب پیش رونده ی موجود در آباکوس را برای شبیه سازی رفتار تخریب لایه های کامپوزیت به کار گرفته است. تورق در این روش در نظر گرفته نشده است و تنها یک لایه از المان های پوسته ی پیوسته SC8R در طول ضخامت شبیه سازی شده است. این روش در این مقاله روش-۲ نام گذاری شده است.

۳-۱- شبیه سازی عددی

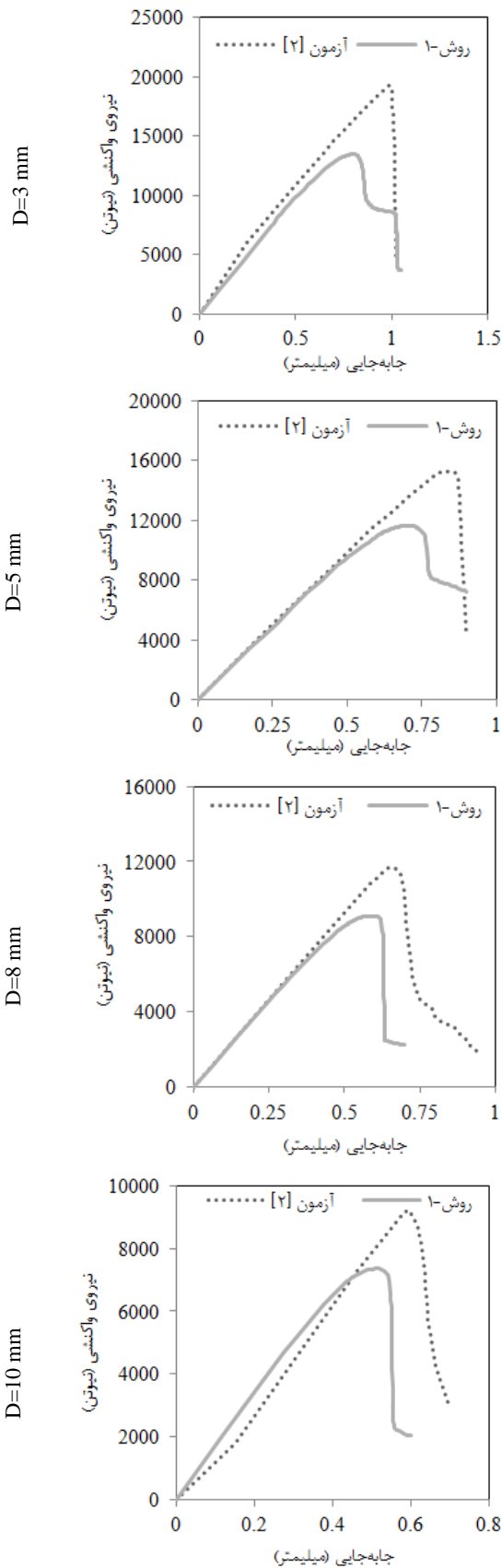
برای نشان دادن کاربرد و اثربخشی روش اجزاء محدود ارائه شده در این مقاله (روش-۱)، شبیه سازی های عددی از تخریب پیش رونده ی صفحات سوراخ دار کامپوزیتی AS4/PEEK با لایه چینی $[0/45/90/-45]_2s$ تحت بار کششی درون صفحه ای اجرا شده است. خواص مادی برای کامپوزیت AS4/PEEK از مرجع [۳] اخذ و در جدول ۳ فهرست شده است. استحکام های تخریب مودهای I، II و III و انرژی های شکست بحرانی مودهای I و II برای تخریب های تورق لایه های چسبناک از مرجع [۱۳] و انرژی شکست بحرانی مود III (G_{IIIc}) از مرجع [۳۰] به دست آمده اند. این خواص مادی چسبناک در جدول ۴ مشخص شده اند.

در جدول ۳، s_{1t} ، s_{1c} ، s_{2t} ، s_{2c} و s_s پارامترهای استحکام ماده، G_{12c} ، $G_{2c,c}$ ، $G_{1z,c}$ ، $G_{2t,c}$ ، $G_{1c,c}$ ، $G_{1t,c}$ پارامترهای چقرمگی شکست ماده مربوط به هر مکانیزم تخریب می باشند [۳].

هر صفحه کامپوزیتی شامل یک سوراخ در مرکز آن می باشد و طول، عرض و ضخامت آن به ترتیب ۱۰۰، ۲۰ و ۲ میلی متر است. در این شبیه سازی اجزاء محدود ضخامت هر لایه چسبناک و کامپوزیت به ترتیب ۰/۱۰۰۱ و ۰/۱۲۵ میلی متر می باشد (شکل ۲). هندسه صفحه کامپوزیتی با سوراخ مرکزی در شکل ۳ نشان داده شده است. قطر سوراخ مرکزی صفحات کامپوزیتی ۳، ۵، ۸ و ۱۰ میلی متر می باشد.

۳-۲- نتایج

هر دو روش اشاره شده در بالا برای مطالعه ی تخریب پیش رونده در نرم افزار آباکوس به کار گرفته شده اند و در این بخش نتایج عددی مدل سازی انجام شده بیان می گردد. بارهای تخریب پیش بینی شده برای صفحات کامپوزیتی با استفاده از این روش ها با داده های آزمایش گزارش شده در مرجع [۲] مقایسه شده اند (جدول ۵). همان طور که از این جدول دریافت می شود، شبیه سازی ها با استفاده از روش-۱ تخمین های دقیق تری نسبت به روش-۲ که در آن تورق مدل نشده است ارائه می کنند. دقیق ترین پیش بینی به دست آمده مربوط به صفحه با قطر سوراخ ۱۰ میلی متر و با استفاده از روش-۱ می باشد. برای مقایسه، منحنی های بار-جابجایی به دست آمده از آزمایش ها و روش-۱ در شکل ۴ نشان داده شده اند. روشن است که برای هر صفحه ی کامپوزیتی، بار تخریب پیش بینی شده با استفاده از روش-۱ کم تر از مقدار آن



شکل ۴ منحنی های بار-جابجایی پیش بینی شده برای صفحات کامپوزیت

AS4/PEEK با لایه چینی $[0^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}]_{2s}$ با استفاده از روش ۱ و مقایسه آن ها با نتایج آزمون موجود در مرجع [۲]

جدول ۵ بارهای تخریب پیش بینی شده صفحات کامپوزیت سوراخ دار با لایه چینی

D (mm)	بار تخریب P, (N)		خطا (%)	
	روش ۱- [۲]	روش ۲- [۱]	روش ۱- [۱]	روش ۲- [۱]
۳	۱۹۳۱۰	۲۶۷۱۰/۳	۱۳۴۶۴/۹	۳۸/۳۲
۵	۱۵۳۱۰	۲۳۱۹۰/۰	۱۱۶۲۱/۹	۵۱/۴۷
۸	۱۱۶۷۰	۱۸۱۲۹/۰	۹۱۰۳/۴۲	۵۵/۳۵
۱۰	۹۲۲۰	۱۴۹۹۱/۸	۷۳۵۸/۸۱	۶۲/۶۰

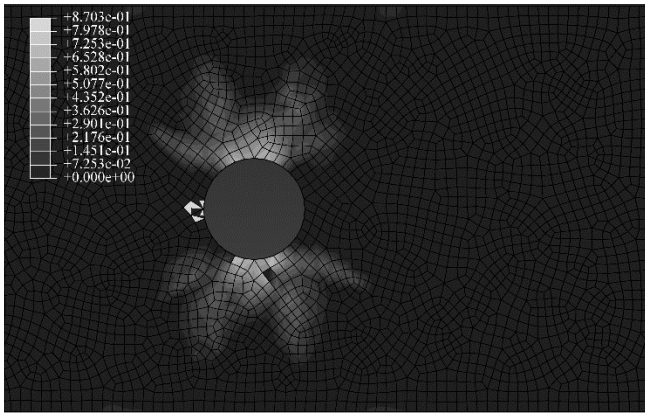
الگوهای متغیر آسیب در هر لایه کامپوزیتی از شبیه سازی ها به دست می آیند. بر اساس نتایج عددی، مود تخریب اصلی در لایه 0° در بار بیشینه شکست الیاف و در لایه های 45° ، -45° و 90° ترک خوردگی زمینه است. الگوهای متغیرهای آسیب d_1 (در جهت الیاف) برای لایه 0° و d_2 (در جهت عرضی (عمود بر الیاف)) برای لایه های 45° و 90° برای صفحه کامپوزیتی با لایه چینی $[0^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}]_{2s}$ با قطر سوراخ ۵ میلیمتر با استفاده از روش ۱- در شکل ۶ نشان داده شده اند. الگوهای متغیرهای آسیب در لایه های دیگر با جهت الیاف مشابه در بار بیشینه یکسان هستند. از این اشکال نتیجه می شود که تخریب ایجاد شده توسط شکست الیاف یا ترک خوردگی زمینه در لایه های کامپوزیتی در بین صفحه کامپوزیتی جایی که ضعیف ترین مقاطع این لایه ها واقع شده اند اتفاق می افتد.

مدل آسیب پیش رونده ی موجود در نرم افزار آباکوس که در اینجا استفاده شده است، مدل آسیب الاستیکی است که اثرات پلاستیسیته ی مواد کامپوزیتی را در نظر نمی گیرد. ولی با مدل کردن لایه های رابط چسبناک، اثرات تورق در آن قابل ملاحظه است. به منظور نشان دادن مزیت مدل کردن تورق در صفحات کامپوزیتی، نتایج به دست آمده از روش ۲- که در آن تورق در نظر گرفته نشده است از مرجع [۳] در جدول ۵ جهت مقایسه ارائه شده اند. این نتایج نشان می دهند که تحلیل ها با استفاده از مدل بدون احتساب تورق، بارهای تخریب صفحات کامپوزیتی مورد نظر را بسیار بیشتر از مقدار واقعی برآورد می کنند. بر اساس نتایج پیش بینی شده گزارش شده در جدول ۵، واضح است که شبیه سازی ها با استفاده از روش ۱- نتایج دقیق تری از روش ۲- ارائه می کنند. به این ترتیب با مدل کردن فرایند آسیب تورق می توان پیش بینی های دقیق تری از بار بیشینه به دست آورد. هر چند صفحات کامپوزیتی با لایه های پراکنده (مثلاً $[0^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}]_{2s}$) حساسیت کم تری نسبت به تورق دارند [۴، ۳۱] و سطح تورق پیش بینی شده در اطراف سوراخ برای آن ها کوچک است، با این وجود اثر تورق روی رفتار مکانیکی صفحات کامپوزیتی با لایه های بلوک شده (لایه ها با جهت الیاف مشابه در کنار هم، مثل $[0^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}]_{2s}$) که به نظر می رسد برای تورق مستعدتر باشند قابل ملاحظه تر است. با تحلیلی که بر روی اندازه شبکه در اطراف سوراخ نمونه سوراخ دار به قطر ۱۰ میلیمتر انجام شده است، اهمیت اندازه ی شبکه مشخص می گردد. طبق نتایج این تحلیل (جدول ۶)، درصد خطای بار تخریب پیش بینی شده با کاهش اندازه شبکه کاهش می یابد.

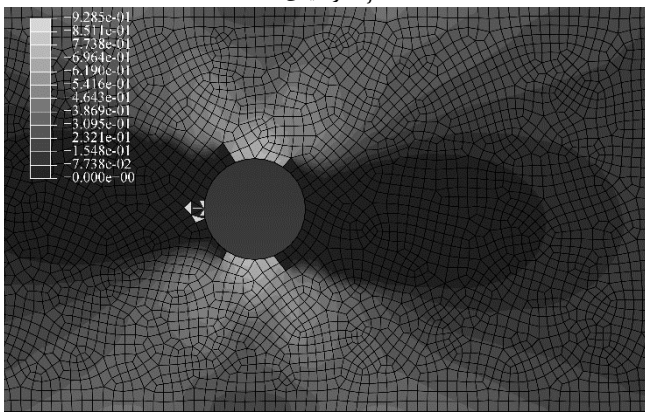
جدول ۶ اثر اندازه ی شبکه بر روی بار تخریب پیش بینی شده

اندازه ی شبکه (میلیمتر)	خطا نسبت به بار تخریب تجربی (%)
۱	۲۱/۹۶
۰/۷۵	۱۷/۳۷
۰/۵	۱۴/۸۷

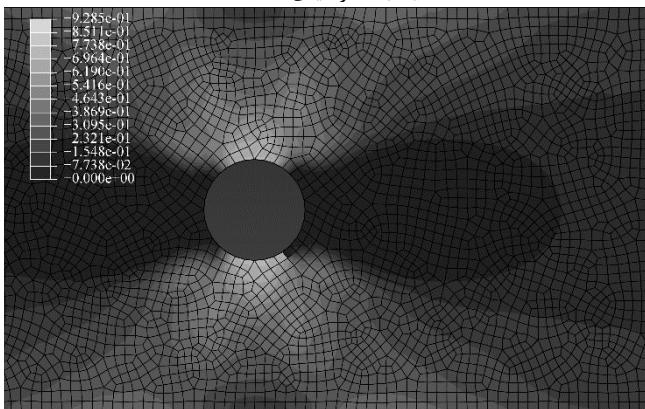
با توجه به نتایج جدول ۶، در اطراف سوراخ، اندازه ضلع المان ۰/۵ میلی متر در نظر گرفته شده است و به منظور کاهش محاسبات، در نقاط دورتر اندازه ضلع المان ۱ میلی متر تعیین شده است.



(الف) d_f در لایه 0°



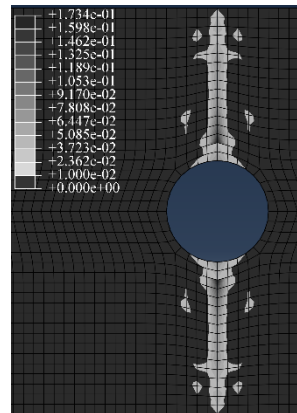
(ب) d_m در لایه 45°



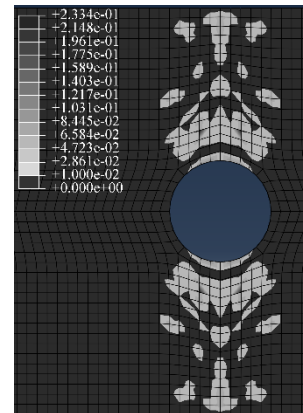
(ج) d_m در لایه 90°

شکل ۶ الگوهای متغیرهای آسیب d_f برای لایه 0° و d_m برای لایه های 45° و 90° برای صفحه کامپوزیتی با لایه چینی $[0/45/90/-45]_2s$ با قطر سوراخ ۵ میلی متر با استفاده از روش ۱- استفاده

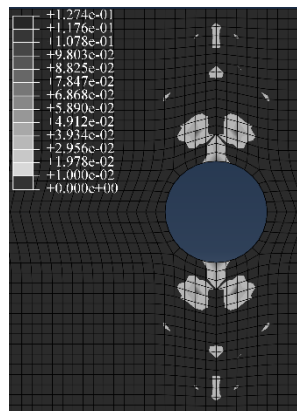
بر اساس نتایج به دست آمده در این تحقیق، می توان نتیجه گرفت که مدل با احتساب تورق (روش-۱) بارهای تخریب پیش بینی شده ی بسیار دقیق تری نسبت به روشی که در آن تورق در نظر گرفته نشده است (روش-۲) برای صفحات کامپوزیتی ارائه می کند. همچنین مقایسه الگوهای آسیب درون لایه ای و تورق به دست آمده با نتایج ذکر شده در مقالات دیگر همخوانی خوبی دارند. بنابر این مدل اجزاء محدود حاضر قادر است کاهش قابل توجه در بار تخریب صفحه ی کامپوزیتی به دلیل حضور تورق را به دست آورد. به این ترتیب نشان داده شده است که این مدل اجزاء محدود بیانگر روشی مؤثر برای تحلیل تخریب پیش رونده ی صفحات کامپوزیتی حساس به



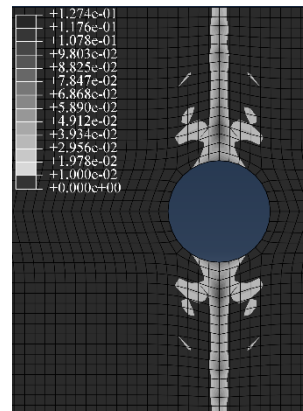
(ب) لایه رابط بین لایه های 45° و 90°



(الف) لایه رابط بین لایه های 0° و 45°



(د) لایه رابط بین لایه های 0° و 45°



(ج) لایه رابط بین لایه های 90° و 45°

شکل ۵ الگوهای پیش بینی شده پارامتر کاهش سفتی در لایه های رابط صفحه کامپوزیتی با لایه چینی $[0/45/90/-45]_2s$ با قطر سوراخ ۵ میلی متر با استفاده از روش-۱

۴- بحث و نتیجه گیری

مدل اجزاء محدود برای تحلیل تخریب پیش رونده ی صفحات کامپوزیتی ارائه گردید که در آن پدیده ی تورق نیز مورد توجه قرار گرفته است. این مدل شامل لایه های کامپوزیتی با جهت الیاف گوناگون و لایه های رابط چسبناک بین هر دو لایه ی کامپوزیتی مجاور با جهت الیاف متفاوت می باشد. شروع تخریب در لایه های کامپوزیتی با استفاده از معیارهای تخریب هشین و پیش روی آن با به کارگیری مدل تخریب پیش رونده ی موجود در نرم افزار آباکوس که بر پایه ی روش انرژی است مدل شده اند. همچنین برای شروع و رشد پدیده ی تورق از مدل ناحیه چسبناک و قانون کشش-جدایش در لایه های رابط چسبناک استفاده شده است. نکته قابل توجه در این روش این است که با استفاده از معیارهای تخریب موجود، به طور هم زمان تمام مکانیزم های تخریب درون صفحه ای و همچنین تورق مدل شده اند. این مدل برای تحلیل تخریب پیش رونده ی صفحات کامپوزیتی AS4/PEEK تحت بار کششی درون صفحه ای به کار گرفته شده است.

Delamination using Equivalent Lay-up," In Persian, Modares Mechanical Engineering, Vol. 13, No. 13, pp. 214-225, 2014.

[24] Saeedifar, M. Fotouhi, M. Mohammadi, R. Ahmadi Najafabadi, M. and Hosseini Toudeshky, H., "Investigation of Delamination and Interlaminar Fracture Toughness Assessment of Glass/Epoxy Composite by Acoustic Emission," In Persian, Modares Mechanical Engineering, Vol. 14, NO. 4, pp. 1-11, 2014.

[25] Abaqus Analysis User's Manual, Version 6.12-1, Dassault Systèmes Simulia Corp., Providence, RI.

[26] Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites," Journal of Applied Mechanics, Vol. 47, pp. 329-334, 1980.

[27] Naghipour, P. Bartsch, M. Chernova, L. Hausmann, J. and Voggenreiter, H., "Effect of Fiber Angle Orientation and Stacking Sequence on Mixed Mode Fracture Toughness of Carbon Fiber Reinforced Plastics: Numerical and Experimental Investigations," Mater. Sci. Eng. A, Vol. 527, No. 3, pp. 509-517, 2010.

[28] Pinho, S. T. Robinson, P. and Iannucci, L., "Fracture Toughness of the Tensile and Compressive Fibre Failure Modes in Laminated Composites," Compos. Sci. Technol., Vol. 66, No. 13, pp. 2069-2079, 2006.

[29] Pinho, S. T., "Modelling Failure of Laminated Composites Using Physically-based Failure Models," PhD thesis. Department of Aeronautics, Imperial College London, UK, 2005

[30] Chai, H., "Interlaminar Shear Fracture of Laminated Composites," Int J Fracture, Vol. 43, No. 2, pp. 117-131, 1990.

[31] Wisnom, M. R. Khan, B. and Hallett, S. R., "Size Effects in Unnotched Tensile Strength of Unidirectional and Quasi-isotropic Carbon/Epoxy Composites," Compos Struct, Vol. 84, No. 1, pp. 21-28, 2008.

تورق بوده و مدلی مناسب برای بررسی تخریب پیش‌رونده‌ی مواد کامپوزیتی است که قابلیت تورق از خود به نمایش می‌گذارد.

۵- مراجع

[1] Chen, J. F. E. Morozov, V. and Shankar, K., "Simulating Progressive Failure of Composite Laminates Including in-Ply and Delamination Damage Effects," Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol. 61, pp. 185-200 2014.

[2] Maa, R. H. and Cheng, J. H., "A CDM-based Failure Model for Predicting Strength of Notched Composite Laminates," Composites Part B, Vol. 33, No. 6, pp. 479-489, 2002.

[3] Chen, J. F. Morozov, E. V. and Shankar, K., "A Combined Elastoplastic Damage Model for Progressive Failure Analysis of Composite Materials and Structures," Compos Struct, Vol. 94, No. 12, pp. 3478-3489, 2012.

[4] Camanho, P. P. Maimi, P. and Dávila, C. G., "Prediction of Size Effects in Notched Laminates Using Continuum Damage Mechanics," Compos Sci Technol, Vol. 67, No. 13, pp. 2715-2727, 2007.

[5] Farrokhabadi, A. Hosseini-Toudeshky, H. and Mohammadi, B., "Development of a Damage Analysis Method in Laminated Composites Using Finite Fracture Toughness of Single Lamina," Mech Adv Mat Struc, Vol. 20, pp. 177-188, 2013.

[6] Sadeghi, G. Hosseini-Toudeshky, H. and Mohammadi, B., "An Investigation of Matrix Cracking Damage Evolution in Composite Laminates - Development of an Advanced Numerical Tool," Composite Structures, Vol. 108, pp. 937-950, 2014.

[7] Lubineau, G. and Ladeveze, P., "Construction of a Micromechanics-based Intralaminar Mesomodel, and Illustrations in ABAQUS/Standard," Computational Materials Science, Vol 43, No. 17/18, pp. 137-145, 2008.

[8] Shokrieh, M. M. and Ghajar, M., "Simulation of Mode I Strain Energy Release Rate for Laminated Composite Using a Simple Finite Element Model," In Persian, Majlesi Journal, Vol. 3, No.4, pp. 1-8, 2010.

[9] 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.

[10] Rybicki, E. F. and Kanninen, M. F., "A Finite Element Calculation of Stress Intensity Factors by a Modified Crack Closure Integral," Eng Fract Mech, Vol. 9, No. 4, pp. 931-938, 1977.

[11] Ramamurthi, M. and Kim, Y. S., "Delamination Characterization of Bonded Interface Using Surface Based Cohesive Model," in Supplemental proceeding of TMS 2012 141st Annual Meeting & Exhibition, Volume 1: Materials Processing and Interfaces, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, NJ; pp. 289-296, 2012.

[12] Hallett, S. R. and Wisnom, M. R., "Numerical Investigation of Progressive Damage and the Effect of Layup in Notched Tensile Tests," J Compos Mater, Vol. 40, No. 14, pp. 1229-1245, 2006.

[13] Camanho, P. P. Dávila, C. G. and de Moura, M. F., "Numerical Simulation of Mixed-mode Progressive Delamination in Composite Materials," J Compos Mater, Vol. 37, No. 16, pp. 1415-1438, 2003.

[14] Pinho, S. T. Iannucci, L. and Robinson, P., "Formulation and Implementation of Decohesion Elements in an Explicit Finite Element Code," Composites Part A, Vol. 37, No. 5, pp. 778-789, 2006.

[15] Borg, R. Nilsson, L. and Simonsson, K., "Simulation of Delamination in Fiber Composites with a Discrete Cohesive Failure Model," Compos Sci Technol, Vol. 61, No. 5, pp. 667-677, 2001.

[16] Tserpes, K. I. Papanikos, P. and Kermanidis, T., "A Three-dimensional Progressive Damage Model for Bolted Joints in Composite Laminates Subjected to Tensile Loading," Fatigue Fract Engng Mater Struct, Vol. 24, No. 10, pp. 663-675, 2001.

[17] Atas, A. Mohamed, G. F. and Soutis, C., "Modeling Delamination Onset and Growth in Pin Loaded Composite Laminates," Compos Sci Technol, Vol. 72, No. 10, pp. 1096-1101, 2012.

[18] Daudeville, L. Allix, O. and Ladeveze, P., "Delamination Analysis by Damage Mechanics: Some Applications," Compos Eng, Vol. 5, No. 1, pp. 17-24, 1995.

[19] Alfano, G., "On the Influence of the Shape of the Interface Law on the Application of Cohesive-zone Models," Composites Science and Technology, Vol. 66, pp. 723-730, 2006.

[20] de Morais, A. B. and Pereira, A. B., "Application of the Effective Crack Method to Mode I and Mode II Interlaminar Fracture of Carbon/Epoxy Unidirectional Laminates," Composites: Part A, Vol. 38, pp. 785-794, 2007.

[21] Shokrieh, M. M. Salamat-Talab, M. and Heidari-Rarani, M., "Numerical Analysis of Mode I Delamination Growth in Laminated DCB Specimens Using Cohesive Zone Models," In Persian, Modares Mechanical Engineering, Vol. 13, No. 1, pp. 38-48, 2013.

[22] Heidari-Rarani, M. Shokrieh, M. M. and Camanho, P. P., "Finite Element Modeling of Mode I Delamination Growth in Laminated DCB Specimens with R-curve Effects," Composites: Part B, Vol. 45, pp. 897-903, 2013.

[23] Shokrieh, M. M. and Zeinedini, A., "Prediction of Strain Energy Release Rate of Asymmetric Double Cantilever Composite Beam in Mixed-mode I/II