

تعیین چقرمگی بحرانی شکست بین لایه‌ای کربن - اپوکسی به روش آرکان

مسعود نیکبخت^۱، نقدعلی چوپانی^۲
M.nikbakht@inbox.com

چکیده

در سالهای اخیر کاربرد مواد مرکب در صنایع مختلف از جمله هوافضا و خودرو بسیار افزایش یافته است. در این میان، مباحث مربوط به پیشگیری از شکست و خرابی سازه‌های کامپوزیتی نیز، به تبع این افزایش کاربرد، از توجه خاصی در بین محققین صنایع مختلف برخوردار شده است. به دلیل عدم وجود تقویت کننده‌ای در جهت عمود بر لایه‌ها و در ضخامت سازه، سازه‌هایی که از مواد مرکب لایه‌ای ساخته می‌شوند به شدت در معرض خطر هستند. این خرابی در حقیقت شروع و انتشار ترک‌های بین لایه‌ای در فصل مشترک دو لایه می‌باشد. از آنجا که کاربرد اصلی این مواد در ساخت قطعات پر کاربرد در صنایع هوافضا است، محاسبه دقیق مقدار آسیب و عمر کاری مفید باقیمانده در این سازه‌ها یا همان دامنه آسیب، از اهمیتی حیاتی برخوردار است. به منظور محاسبه میزان آسیب یا عمر باقیمانده قطعه ترک‌دار، ابتدا باید خصوصیات شکست آن ماده مشخص باشد. برای تعیین پارامترها و خصوصیات شکست مواد مختلف، آزمایش‌های گوناگونی وجود دارد. آزمایش اصلاح شده آرکان یکی از بهترین گزینه‌های موجود تحت بارگذاری مودهای مختلف داخل صفحه است. در این پژوهش به منظور کاهش پاره‌ای هزینه‌ها و مشکلات ناشی از استفاده از اتصالات چسبی، نمونه‌ای جدید طراحی شد و با روشی مشابه با روش آرکان مورد آزمایش قرار گرفت. پارامترهای بحرانی شکست ماده مرکب کربن-اپوکسی که از پرکاربردترین مواد مرکب در صنایع هوافضا، خودرو و نظامی است در دمای اتاق با استفاده از کارهای آزمایشگاهی و مطالعات عددی تعیین شده است. این پارامترها شامل ضرایب شدت تنش بحرانی و انرژی کرنشی بحرانی آزاد شده در راس ترک می‌شوند. با استفاده از مدل‌های دو بعدی، ضرایب اصلاح هندسی برای دستگاه اصلاح شده آرکان محاسبه شده است. با استفاده از ضرایب اصلاح هندسی و بار بحرانی شکست، مقادیر پارامترهای بحرانی شکست محاسبه و ارائه شده است.

کلیدواژه:

مکانیک شکست - مد مرکب - آزمایش آرکان - المان محدود

۱- کارشناسی ارشد سیستم محرکه خودرو، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند

۲- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند، choupiani@sut.ac.ir

۱- مقدمه

مشخص نیست و به دلیل پیچیدگی فرایند شکست، این دو مرحله در روش‌های آزمایشگاهی و عددی به صورت مجزا از یکدیگر مورد بررسی و تحلیل قرار می‌گیرند.

مواد مرکب با توجه به ماتریس سازنده آنها به سه دسته عمده تقسیم می‌شوند. مواد مرکب با ماتریس پلیمری یا PMCs، مواد مرکب با ماتریس فلزی یا MMCs و مواد مرکب با ماتریس سرامیکی. اگرچه این مواد از بسیاری جهات با یکدیگر متفاوت هستند اما از لحاظ شرایط ایجاد ترک و فرایند انتشار آن و در نهایت خرابی قطعه فرایندهای مشابهی را طی می‌کنند. از این رو تحقیقات مختلف بر روی این مواد نشان می‌دهد که دیدگاه مکانیک شکست بر اساس انرژی راه حل مناسبی برای پیش بینی رفتار ترک و بدست آوردن مقادیر تنش در اطراف نوک ترک است [۱].

در سالهای اخیر کارهای بسیاری در این زمینه انجام شده است و روش‌های آزمایشگاهی مختلفی برای مدهای مختلف شکست معرفی و استاندارد شده است. از مهمترین این روش‌ها می‌توان به روش تیر دوبل یک سر گیردار (DBC) برای آزمایش در مد یک شکست، روش SLB برای آزمایش در مد برشی داخل صفحه و روش پیچش ترک انتهایی یا ECT برای آزمایش در مد برشی خارج صفحه اشاره کرد. اما از آنجایی که بیشتر بارگذاری‌ها در حالت عمومی به صورت ترکیبی از دو یا سه مد اعمال می‌شود روش‌های بسیاری نیز برای بررسی مدهای مرکب مورد استفاده قرار گرفته‌اند. از مهمترین این روش‌ها می‌توان به روش خمش مد مرکب یا MMB اشاره کرد که برای اندازه‌گیری پارامتر انرژی بحرانی شکست در حالت مد مرکب داخل استفاده می‌شود. این روش در حقیقت ترکیبی از دو روش DCB (تیر یک سرگیردار دوبل) و ENF (خمش شیار انتهایی) است که قابلیت ایجاد نسبت مد های مختلفی را از مد های یک و دو با تغییر اندازه بازوی باردهی داراست. اما در این روش برای بدست آوردن نتایج قابل قبول برای چقرمگی شکست تحت مد خالص یک و دو، نیاز به نمونه‌ها و آزمایشاتی متفاوت است. از این رو ارائه روشی مناسب برای بدست آوردن همزمان چقرمگی شکست در حالات مدهای خالص یک و دو و نسبت مد های مختلف لازم و ضروری است. در این مقاله نمونه اصلاح شده آرکان برای محاسبه مقادیر بحرانی چقرمگی شکست ماده مرکب کربن - اپوکسی ساخته شده است و در شرایط مختلف مد یک یا مد بازشدگی، مد دو یا مد برشی و تقریباً هر نسبت مد یک و دو مورد آزمایش قرار گرفته است. همانطور که گفته شد در این طرح نیاز به ایجاد هیچ تغییری در نمونه‌ها برای انجام آزمایشات در حالات مختلف نیست.

در این تحقیق سعی شده است رفتار ماده مرکب کربن - اپوکسی در شرایط مختلف بارگذاری از طریق عددی و آزمایشگاهی بررسی شود.

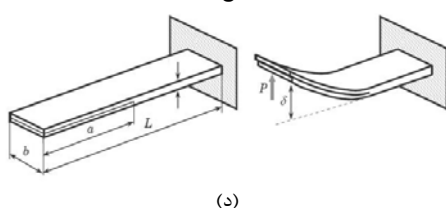
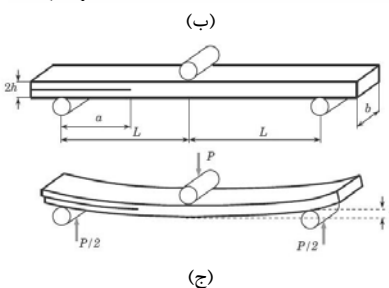
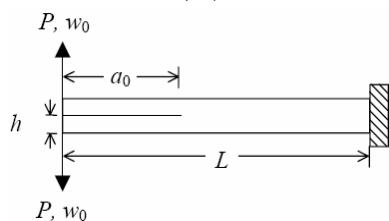
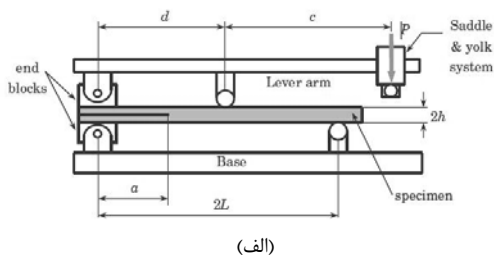
قابلیت‌های مواد مرکب در دهه‌های اخیر سبب افزایش روزافزون کاربرد آنها شده است. استحکام این مواد در کنار سبکی آنها، این مواد را برای کاربرد گسترده در صنایع خودرو و هوافضا به مواد ایده‌آلی تبدیل کرده است. از این رو در سال‌های اخیر تحقیقات بسیاری برای بررسی نحوه خرابی آنها صورت گرفته است و هم اکنون نیز این تحقیقات در موسسات مختلفی در سطح دنیا از جمله NASA در حال انجام است.

جلوگیری از خرابی سازه‌های مرکب یکی از مهمترین مسائل مورد توجه مهندسين است. دو نوع خرابی فیزیکی در مواد مرکب لایه‌ای امکان بروز دارد که به صورت‌های پیچیده‌ای نیز با هم درگیر هستند. این خرابی‌ها عبارتند از خرابی‌های داخل لایه‌ای و خرابی‌های بین لایه‌ای. نوع اول خرابی‌ها که به صورت خرابی‌های میکرومکانیکی هستند، شامل شکست الیاف، ایجاد ترک در ماتریس، و جدا شدن الیاف از ماتریس می‌باشند. خرابی‌های بین لایه‌ای که مهمترین آن لایه لایه شدن است در حقیقت جدا شدن لایه‌ها از یکدیگر است. احتمال وقوع این دو مکانیزم معمولاً به عنوان محدودیت‌های طراحی، امکان استفاده از قابلیت‌های نهایی این مواد را از طراح سلب می‌کند.

به دلیل عدم وجود تقویت کننده در بین لایه‌ها، سازه‌هایی که با مواد مرکب لایه‌ای ساخته می‌شوند به شدت نسبت به خرابی‌های بین لایه‌ای و بین صفحه‌ای و شروع و انتشار ترک از این نقاط آسیب پذیرند. پدیده لایه لایه شدن در سازه‌های کامپوزیتی سبب کاهش استحکام شده و توزیع بار را روی سازه به گونه‌ای تغییر می‌دهد که می‌تواند در نهایت سبب خرابی کلی سازه گردد. بنابر این، این پدیده الزاماً به معنی خرابی کامل سازه نیست بلکه قسمتی از فرایند خرابی می‌باشد که می‌تواند نهایتاً سبب از بین رفتن یکپارچگی سازه شود. مشاهدات تجربی نشان می‌دهد که پدیده لایه لایه شدن معمولاً به دلیل وجود تنش‌های زیاد بین لایه‌ای در نقاط ناپیوستگی هندسی، ناپیوستگی مواد، در حفره‌ها و نقاط دیگر افزایش دهنده تنش ایجاد می‌شود. ناپیوستگی‌ها هندسی شامل لبه‌های آزاد، گوشه‌ها و شکاف‌ها و ناپیوستگی‌های ماده نیز مانند حفره‌ها و ناخالصی‌های موجود در ماتریس هستند.

اگر هر لایه را به صورت جدا در نظر بگیریم، به دلیل اختلاف در جهت الیاف و ناهمسانگردی مواد در لایه‌های مختلف، هر لایه به اندازه‌ای خاص نسبت به نیروها، تغییر شکل می‌دهد و در نهایت تغییر شکل‌های نسبی لایه‌های مجاور سبب ایجاد تنش‌های بزرگی در ناحیه تماس دو لایه می‌شود که منشا آغاز پدیده لایه لایه شدن می‌باشد. تمایز بین مراحل آغاز و انتشار لایه لایه شدن همیشه کاملاً

کروگر در مدلی، دو پدیده شروع و انتشار لایه لایه شدن را از طریق المان‌های SHELL بررسی کرده و مزایای مدل‌های خود را تحلیل سه بعدی به همراه استفاده از دقت المان‌های SHELL برشمرده است. در این مقاله نمونه‌های DCB، ENF، SLB مدل‌سازی شده است (اشکال (۱)ب، (۱)ج و (۱)د). در مطالعه‌ای دیگر تاثیر نرم افزار مورد استفاده برای محاسبه انتگرال J به روش بستگی ترک مجازی (Virtual Crack Closure Technique) توسط کروگر مورد بررسی قرار گرفته است. نتیجه این مطالعه، عدم تاثیر نوع نرم افزار (ANSYS یا ABAQUS) در محاسبه انتگرال J بوده است، همچنین دریافتند که المان‌های مربعی ۲۰ گره‌ای بهترین جواب را در اختیار قرار می‌دهند [۱۲-۱۴].



شکل (۱): (الف) آزمایش تیر طره دابل (DCB)، (ب) آزمایش خمش شکاف انتهایی (ENF)، (ج) آزمایش بارگذاری انتهایی تیر شکافدار (ELS)، (د) آزمایش خمش مود مرکب (MMB)

ابتدا از روش المان محدود مقدار ضریب تصحیح برای آزمایش محاسبه شده و پس از اعمال آن به نمونه، مقدار بحرانی ضریب شدت تنش در حالت مد یک و مد دو و نسبت مدهای مختلف محاسبه و ارائه شده است.

۲- مروری بر کارهای گذشته

تحقیق در زمینه شکست مواد مرکب پیشینه ای بسیار طولانی دارد و پژوهشگران بسیاری به آزمایش در زمینه لایه لایه شدن مواد مرکب پرداخته‌اند.

زکرنیس با ترکیب دو نمونه DCB (Double Cantilever Beam) و ENF (End Notch Flexure) نمونه جدیدی را که با دستگاه خمش سه نقطه قابل آزمایش بود بررسی کرد. در این مقاله مدهای یک و دو خالص و نسبت مدهای مختلف یک و دو مطالعه شده است و در انتها معایب و مزایای این روش نسبت به روش‌های دیگر شمرده شده است [۳و۲].

پرل و همکاران از طریق نمونه خمش سه نقطه با شکاف میانی اقدام به ایجاد مدهای یک و دو و نسبت مدهای مرکب یک و دو کردند و یافته‌های آزمایشگاهی خود را در زمینه زاویه آغاز ترک و مقدار بار نهایی شکست با نتایج تحلیلی تئوری‌های مختلف مقایسه کردند و نتیجه گرفتند تعدادی از این تئوری‌ها این مقادیر را به درستی پیش بینی می‌کنند [۴].

لیو و همکاران مد یک و دو و مد مرکب را از طریق آزمایش دیسک برزیلی برای ماده مرکب کربن- اپوکسی بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که چقرمگی بحرانی شکست بین لایه‌ای برای مد دو بسیار بیشتر از چقرمگی شکست مد یک است همچنین چقرمگی شکست در مد دو نسبت به سرعت باردهی حساسیت بیشتری از خود نشان می‌دهد در حالی که در حالت مد یک این حساسیت وجود ندارد [۵].

در مطالعه‌ای دیگر با استفاده از دیسک برزیلی، چقرمگی شکست بین لایه‌ای برای ماده مرکب کربن- اپوکسی با زاویه الیاف ۴۵- و ۴۵+ توسط بنکس‌سیل و همکاران بررسی شد [۶]. در سال ۱۹۸۸ روش خمش مد مرکب (Mixed Mode Bending) (شکل ۱- الف) برای اولین بار توسط کروزر و ریدر ارائه شد و در سال ۱۹۹۰ توسط ریدر اصلاح شد. در سال ۱۹۹۰ روش MMB توسط این دو محقق برای بدست آوردن چقرمگی بین لایه‌ای مد یک مد دو و مد مرکب ماده مرکب AS4/PEEK استفاده شد [۷- ۱۱]. مطالعات المان محدود نیز با پیشرفت ابزارهای تحلیل عددی به نحوی چشمگیر در حال توسعه است.

با توجه به برابر بودن ترم هایی که شامل k_I و K_I نیستند در J_{tot}^I و J داریم:

$$J_{int}^I = J_{tot}^I - J - J_{aux}^I = \quad (5)$$

$$\frac{k_I}{4\pi} (B_{11}^{-1} K_I + B_{12}^{-1} K_{II} B K + B_{13}^{-1} K_{III})$$

اگر عملیات را برای مدهای دو و سه ادامه دهیم یک دسته معادلات خطی بدست خواهد آمد

$$J_{int}^a = \frac{k_a}{4\pi} B_{\alpha\beta}^{-1} K_\beta \quad (6)$$

اگر به k_a در رابطه ۱۱ مقدار واحد داده شود جواب این معادله خواهد بود

$$K = 4\pi B J_{int} \quad (7)$$

که در آن $J_{int} = [J_{int}^I, J_{int}^{II}, J_{int}^{III}]^T$ و برای J_{int}^a داریم

$$J_{int}^a = \lim_{\Gamma \rightarrow 0} \int_{\Gamma} n.M^\alpha . q d\Gamma \quad (8)$$

که در آن M^α برابر است با:

$$M^\alpha = \sigma : \varepsilon_{aux}^\alpha I - \sigma \cdot \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)_{aux}^\alpha - \sigma_{aux}^\alpha \cdot \frac{\partial u}{\partial x} \quad (9)$$

زیرنویس aux نشانگر حالات معین مد یک، مد دو، و مد سه خالص هستند و $\alpha = I, II, III$. Γ نیز کانتوری است که از صفحه زیرین ترک آغاز و به صفحه بالایی آن ختم می شود و $\Gamma \rightarrow 0$ نشان دهنده کوچک شدن کانتور Γ به سمت نوک ترک است. برای محاسبه J_{int} ، ABAQUS، المانهای اطراف نوک ترک را به صورت حلقه‌هایی به عنوان دامنه حل تعریف می‌کند. اولین کانتور شامل المانهایی است که به صورت مستقیم به نوک ترک مرتبطاند. کانتور بعدی شامل حلقه‌ای از المانهاست که دارای گره‌های مشترک با المانهای کانتور اول هستند. به همین ترتیب کانتورهای بعدی نیز به صورت حلقه‌هایی که دارای گره مشترک با کانتور قبلی هستند تعریف می‌شوند [۲۷ و ۲۸].

مدلسازی نمونه به همراه فیکسچر آزمایش در نرم افزار المان محدود ABAQUS انجام گرفته است. پس از ایجاد قطعه و اختصاص مواد به قسمت‌های مختلف نمونه و فیکسچر، نوک ترک برای محاسبه چقرمگی در حالات مختلف بارگذاری (مقادیر مختلف بار در زوایای مختلف برای ایجاد نسبت مدهای مختلف) برای نمونه تعریف شد. المان‌بندی نمونه طوری صورت گرفته است که المان‌ها در نوک ترک ریزتر باشد به طوری که اندازه آنها در حدود ۰/۲۵ میلیمتر می‌باشد. المان‌های نوک ترک از نوع مثلثی ۶ گره‌ای CPS6M انتخاب شده است و گره‌های میانی اضلاع منتهی به نوک

پژوهشگران دیگری نیز مانند پراشانت و ورما به بررسی مد یک شکست از طریق آزمایش DCB پرداختند و افرادی چون کیم و هارماوان حالت بارگذاری مرکب داخل صفحه را به روش‌های ENF و MMB بررسی کرده اند [۱۵-۱۷].

نمونه آرکان اولین بار به منظور ایجاد شرایط تنش صفحه ای توسط آرکان مورد استفاده قرار گرفت. بعدها این نمونه توسط ایشان برای آزمایش بر روی مواد مرکب تصحیح و فیکسچر و نمونه به صورت مجزا معرفی شد. نمونه آرکان در سال ۱۹۹۵ توسط آمستوتز اصلاح و به شکل کنونی آن تبدیل شد. این نمونه توسط محققین بسیاری از جمله هانگ، هالباک، آیت‌اللهی و ساتون برای آزمایش بر روی مواد مختلف از جمله فولاد، آلومینیوم و کربن - اپوکسی به منظور تحقیق معیارهای مختلف شکست و بررسی رفتار این مواد در حالت مد مرکب مورد استفاده قرار گرفته است [۱۸ - ۲۳].

۳- مدل‌سازی

پارامترهای شدت تنش K_I ، K_{II} ، K_{III} در مکانیک شکست خطی نقش مهمی را ایفا می کنند. این پارامترها تاثیر بار یا تغییر شکل را بر روی اندازه تنش‌ها و کرنش‌ها در نوک ترک به صورت کمی بیان می کنند و تمایل را برای پیشرفت ترک یا اندازه نیروهای پیش‌ران را اندازه گیری می‌کند. علاوه بر این فاکتور شدت تنش می‌تواند به مقدار انرژی رها شده (انتگرال J) برای مواد الاستیک خطی از طریق رابطه:

$$J = \frac{1}{8\pi} K^T . B^{-1} . K \quad (1)$$

ارتباط داشته باشد که در آن $K = [K_I \quad K_{II} \quad K_{III}]^T$ و B فاکتور انرژی پیش-لگاریتمی نامیده می شود.

در حالت کلی انتگرال J برای یک مسئله مشخص به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$J = \frac{1}{8\pi} [K_I B_{11}^{-1} K_I + K_I B_{12}^{-1} K_{II} + K_I B_{13}^{-1} K_{III} + \quad (2)$$

(Term not involving K_I)]

که در آن I و II و III به ۱ و ۲ و ۳ در ماتریس B مرتبطند. انتگرال J را برای یک حالت معین خالص مد یک در نوک ترک می توان به شکل زیر نوشت:

$$J_{aux}^I = \frac{1}{8\pi} k_I . B_{11}^{-1} . k_I \quad (3)$$

با جمع این میدانهای معین داریم:

$$J_{tot}^I = \frac{1}{8\pi} [(K_I + k_I) B_{11}^{-1} (K_I + k_I) + 2(K_I + k_I) B_{12}^{-1} K_I + 2(K_I + k_I) B_{13}^{-1} K_{III} + \quad (4)$$

(Terms not involving K_I or k_I)]

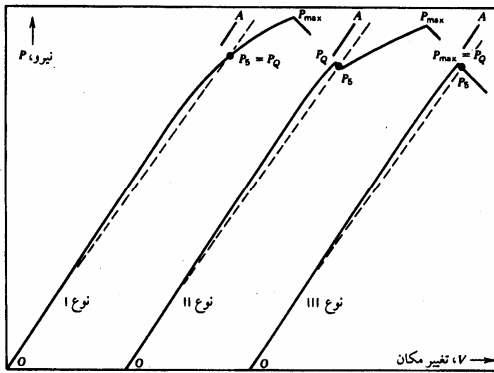
۴- ملاحظات تئوری

فاکتور شدت تنش در نوک ترک یک قطعه تحت کشش از رابطه:

$$K_I = \frac{P_C \sqrt{\pi a}}{wt} f_1\left(\frac{a}{w}\right) \quad (10)$$

بدست می‌آید که در آن P نیروی وارده، w پهنا، t ضخامت قطعه و $f_1\left(\frac{a}{w}\right)$ یک پارامتر هندسی می‌باشد و λ همان نسبت a/w است که در آن a طول ترک است [۳]. با اعمال بار P_Q نمونه شکست می‌خورد و مقدار چقرمگی شکست را می‌توان از رابطه (۱۰) بدست آورد. K_{IC} تحت شرایط خاصی همان مقدار K_{IC} یا مقدار بحرانی چقرمگی شکست است که این شرایط به قرار زیر است.

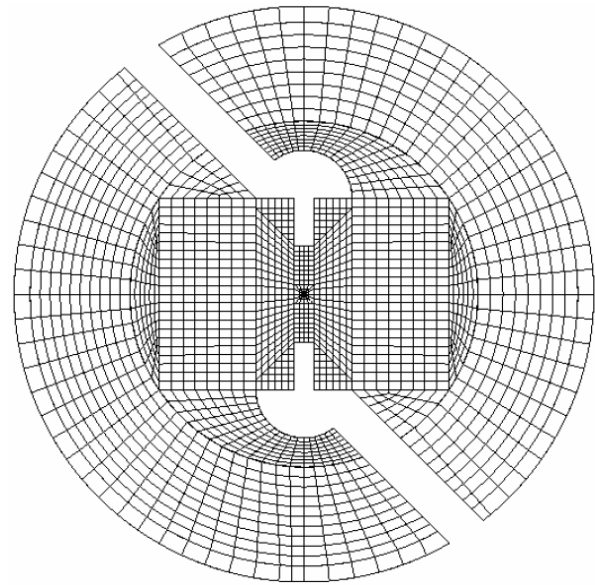
ابتدا مقدار صحیح P_Q باید محاسبه شود. سه حالت برای نمودار بار بر حسب COD قابل تصور است که در شکل (۲) نشان داده شده است. خط نقطه چین 0.95 شیب قسمت خطی نمودار بار بر حسب δ را داراست. نقطه تقاطع این خط با خط بار نقطه P_5 خواهد بود. به این ترتیب نقطه P_Q بدست می‌آید و اگر بار بدست آمده در هر نقطه قبل از P_5 از آن کوچکتر باشد نمودار را نوع یک گفته و $P_5 = P_Q$ ؛ اما اگر نقطه حداکثری نسبی قبل از P_5 وجود داشته باشد نمودار بار- تغییر شکل، از نوع دو یا سه بوده و P_Q برابر حداکثر بار روی نمودار خواهد بود.



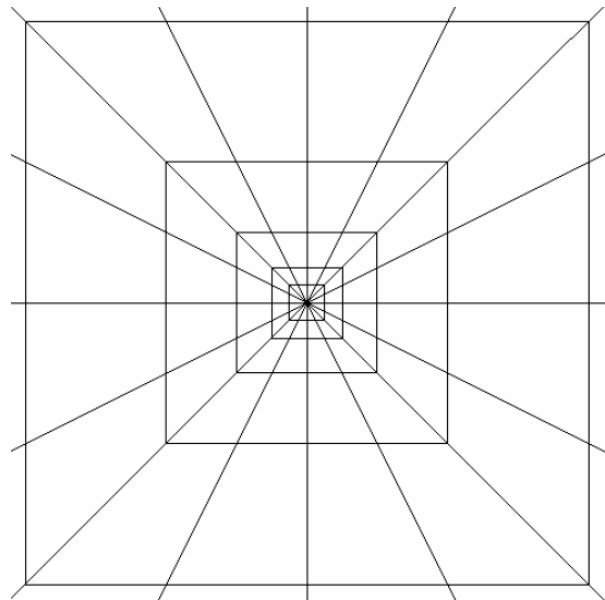
شکل (۳): انواع نمودارهای بار-جابجایی مشاهده شده در آزمایش K_{IC}

در قدم دوم باید شرایط کرنش صفحه ای در انتهای ترک خستگی چک شود. اگر اندازه منطقه پلاستیک شده بسیار زیاد است در این حالت، حالت تنش بیشتر تنش صفحه‌ای خواهد بود و چقرمگی شکست ظاهری K_Q ماده از مقدار واقعی آن در حالت کرنش صفحه‌ای بیشتر است. با تحلیل و آزمایش نشان داده شده است که حالت کرنش صفحه‌ای زمانی صادق است که ضخامت B و طول ترک a نسبت به اندازه منطقه پلاستیک به مقدار قابل

ترک به منظور محاسبه ترم تکینگی $1/\sqrt{r}$ میدان‌های تنش اطراف نوک ترک به فاصله $1/4$ از نوک ترک انتقال داده شده‌اند. محاسبات فاکتور شدت تنش و انرژی کرنشی رها شده به روش انتگرال J صورت گرفت و در نهایت با توجه به رابطه $f(\lambda)$ صورت گرفت و در انتها نمودارهای آن به عنوان اطلاعات مکمل آزمایشات برای تعیین چقرمگی بحرانی استفاده شده است [۲۴-۲۷].



(الف)



(ب)

شکل (۲): (الف) الگوی المان بندی در مدل المان محدود، (ب) الگوی المان بندی نوک ترک

نکته قابل توجه در این آزمایش شکل خاص نمونه‌های می باشد. در مقالات بسیاری محققین از شکل اتصال نمونه به فیکسچر آزمایش و مشکلاتی که برای این منظور ایجاد شده است به عنوان یکی از مشکل‌ترین مراحل آزمایش یاد کرده‌اند. برای مثال در مراجع مختلف از اتصالات چسبی به این منظور استفاده شده است. مراحل چسباندن دو قطعه صنعتی بسیار سخت و وقت گیر بوده و نیاز به تجهیزات پیشرفته‌ای برای مراحل آماده سازی چسب و قطعه دارد. علاوه بر آن چسب‌های مورد استفاده برای این منظور بسیار هزینه بر است و استفاده از آنها مستلزم کمک مالی از موسسات تحقیقاتی می باشد [۲۷].

نکته قابل توجه دیگر کم بودن مقاومت این نوع اتصالات در تحمل نیروی برشی است و از آنجایی که در این آزمایش مد برشی شکست نیز از اهداف آن به شمار می رود، استفاده از این نوع اتصالات اندکی مخاطره انگیز است.

به این منظور، نمونه آزمایش به صورتی که در شکل (۴) مشاهده می‌شود طراحی و ساخته شد. این نمونه به گونه در قطعات نگهدارنده قرار می‌گیرد که قابلیت تحمل نیروی کششی و برشی را از طریق لبه‌ها خود داراست.

مشخصات مکانیکی ماده مرکب استفاده شده در این آزمایش را در جدول (۱) مشاهده می‌کنید.

جدول (۱): خواص مکانیکی ماده مرکب کربن-اپوکسی

E_1 (GPa)	37.05
E_2 (GPa)	37.05
E_3 (GPa)	7.6
G_{12} (GPa)	5
G_{13} (GPa)	2.76
G_{23} (GPa)	2.76
ν_{12}	0.04
ν_{13}	0.36
ν_{23}	0.36

نمونه و دیگر قطعات مربوط به آزمایش به صورتی که در شکل (۵) مشاهده می‌شود به یکدیگر و در انتها به دستگاه آزمایش متصل شده است. برای اعمال نیرو به نمونه، از یک دستگاه کشش با ظرفیت ۱۰ تن استفاده شده است که قابلیت اعمال جابجایی با سرعت‌های مختلف را داراست. در این آزمایش جابجایی با سرعت ۰/۵ میلیمتر بر دقیقه تا شکست کامل نمونه، به آن اعمال شده است و آزمایش برای هر مد (هر زاویه اعمال نیرو) به منظور کاهش عوامل خطا ۲ بار تکرار شده است.

ملاحظه‌ای بزرگتر باشد. قانون پذیرفته شده توسط ASTM (۱۹۸۷) برای این منظور به شکل رابطه زیر است:

$$B, a \geq 2.5 \left(\frac{K_Q}{\sigma_y} \right)^2 \quad (11)$$

که σ_y تنش تسلیم ماده آزمایش خواهد بود. اگر a و B حداقل معیار را در فرمول (۳) داشته باشند [۲۸].

$$K_{IC} = K_Q \quad (12)$$

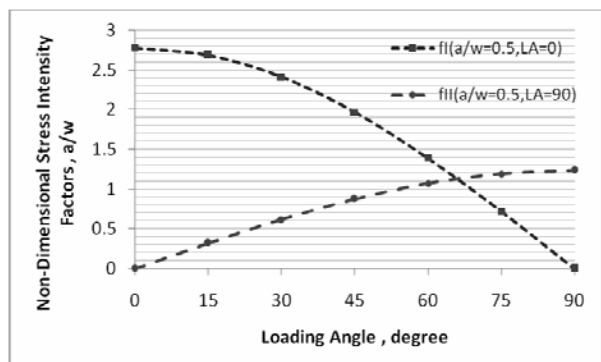
۵- مراحل آزمایشگاهی

این آزمایش نخستین بار برای گسیختن یک نمونه کامپوزیتی توسط آرکان و همکاران (۱۹۷۸) به کار برده شد. این فیکسچر در سال ۱۹۹۵ توسط آمستوتز و همکاران (۱۹۹۵) برای گسیختگی پایا، اصلاح شد. در حقیقت تعداد سوراخ‌ها اضافه و از پین‌های سخت کاری شده برای اتصال نمونه به فیکسچر استفاده شد. فولاد BOZ-6582 که فیکسچر از آن ساخته شده است دارای ضخامت ۲۰ میلیمتر بوده و طوری ماشین کاری شده است که قابلیت آزمایش قطعه‌ای به ضخامت ۱۰ میلیمتر را داراست. موقعیت سوراخها بر روی لبه خارجی فیکسچر، بارگذاری تحت زوایای مختلف را ممکن می‌کند.

هدف از این آزمایش، محاسبه فاکتور شدت تنش برای ماده مرکب کربن-اپوکسی است. برای ساخت نمونه آزمایش به روش لایه‌گذاری دستی، تعداد ۱۳۰، هر کدام به ضخامت ۰/۲ میلیمتر در قالبی به ابعاد $26 \times 50 \times 40$ لایه گذاری شده و به روش پرس گرم عملیات ساخت انجام شده است (شکل (۴- الف)). هر لایه شامل الیافی است که با زاویه ۹۰ بافته شده‌اند و با رزین اپوکسی پیش آغشته شده‌اند. به منظور ایجاد ترک در نمونه، یک لایه تفلون به ضخامت ۰/۱ میلیمتر و ابعاد 25×40 قبل از عملیات پخت در بین لایه‌های میانی (لایه ۶۵ و ۶۶) قرار داده شده است. نمونه‌های آزمایش به صورتی که در شکل (۴- ب) مشاهده می‌شود از قطعه اصلی ساخته شده برش خورده و در ابعاد طراحی شده تهیه شده است.



شکل (۴): مراحل تولید نمونه تراشکاری شده از قطعه اولیه



شکل (۷): نمودار فاکتور شدت تنش بدون بعد بر حسب زاویه بارگذاری برای مد یک و مد دو خالص

در این نمودار مشاهده می شود برای زوایای بارگذاری کمتر از ۶۵ درجه مد یک مد غالب شکست است و در زوایای بارگذاری بعد از ۶۵ درجه تا ۹۰ درجه مد دو مد غالب شکست می باشد و افزایش سهم مد دو با کاهش سهم مد یک همراه است. مقدار چقرمگی شکست بین لایه‌ای برای ماده مرکب کربن- اپوکسی به کمک مقادیر بار بحرانی بدست آمده از آزمایشات و مدل المان محدود محاسبه شده است. این مقادیر در جدول (۲) و (۳) مشاهده می شود.

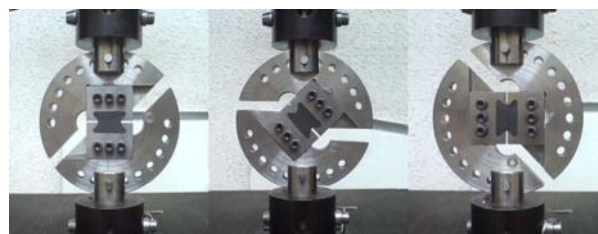
مشاهده می شود مقدار چقرمگی شکست مد یک با تغییر زاویه بارگذاری از ۰ تا ۹۰ و تغییر مد از مد یک خالص به مد دو خالص کاهش می یابد و همزمان این مقدار برای مد دو افزایش می یابد. این امر نشان می دهد که این ماده در مقابل شکست در مد دو چقرمه تر است و بالعکس در مد یک راحت تر و با صرف انرژی کمتری می شکند.

جدول (۲): نیروی بحرانی شکست بین لایه ای میانگین برای ماده مرکب کربن - اپوکسی برای طول ترک ۱۵ میلیمتر

	Critical Loads P_{Cr} (N)		
	۱	۲	Average
Loading Angle	۰	۴۸۰	۵۲۰
	۴۵	۷۳۰	۷۲۰
	۹۰	۱۹۸۰	۲۰۹۰

جدول (۳): فاکتور شدت تنش بحرانی میانگین برای ماده مرکب کربن- اپوکسی برای طول ترک ۱۵ میلیمتر

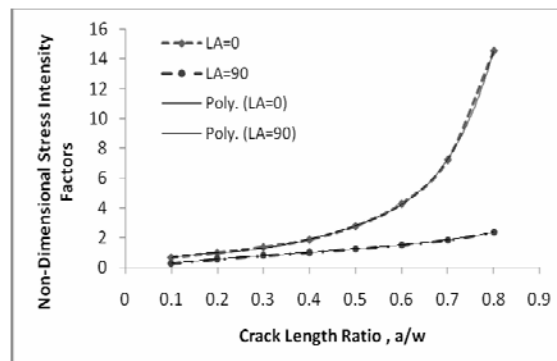
	Fracture Toughness ($Mpa\sqrt{m}$)	
	K_{IC}	K_{IIc}
Loading Angle	۰	۱,۰۲۵
	۴۵	۱,۰۲۷
	۹۰	۱,۸۸۸



شکل (۵): نمایی از دستگاه و فیکسچر آزمایش، بارگذاری در مد یک (ج)، بارگذاری در مد دو (الف)، بارگذاری در حالت مد مرکب ۴۵ درجه (ب)

۶- بحث در نتایج

برای محاسبه چقرمگی شکست طبق رابطه (۱۰) ارائه شده در بخش (۴) پارامتر بدون بعد $f(a/w)$ از طریق مدل المان محدود برای نمونه آرکان محاسبه شده است. نمودارهای ضریب اصلاح هندسی برای نسبت طول ترک به پهنای نمونه بین ۰/۱ تا ۰/۸ برای حالت کرنش صفحه‌ای محاسبه شده و به طور مشابه در شکل (۶) آمده است و یک رابطه چند جمله‌ای مرتبه چهارم به این نتایج برازش شده که به شکل معادلات (۱۳) و (۱۴) ارائه شده است.



شکل (۶): نمودار فاکتور شدت تنش بدون بعد بر حسب نسبت a/w برای مد یک و مد دو خالص

$$f_I(\lambda) = 234.2(a/w)^4 - 314.0(a/w)^3 + 153.8(a/w)^2 - 26.54(a/w) + 2.12, R^2=0.999 \quad (13)$$

$$f_{II}(\lambda) = 4.523(a/w)^4 - 1.776(a/w)^3 - 2.073(a/w)^2 + 3.469(a/w) - 0.045, R^2=0.999 \quad (14)$$

در این نمودار a/w نسبت طول ترک به طول نمونه است. در شکل (۷) نمودار ضریب شدت تنش بدون بعد $f(a/w)$ برای مد خالص یک و دو بر حسب زوایای مختلف بارگذاری رسم شده است.

۶- نتیجه‌گیری

همانطور که در این روش مشاهده شد، برای محاسبه چقرمگی بحرانی شکست به روش آرکان، نیازمند استفاده از روش‌های عددی نیز در کنار روش‌های آزمایشگاهی هستیم. این موضوع این تحقیق را به پژوهشی چند بخشی در زمینه‌های مختلف در میدان مهندسی مکانیک تبدیل کرده است. از آنجایی که طی تحقیقات گذشته در زمینه مکانیک شکست با استفاده از فیکسچر آرکان هنوز کار چشمگیری در زمینه ارتقاء و بهبود این دستگاه صورت نگرفته است. از این رو هنوز تحقیقات در این زمینه برای ارتقای این دستگاه با توجه قابلیت‌های منحصر به فرد آن برای تبدیل آن به دستگاهی استاندارد کافی نبوده و نیاز به تحقیقات گسترده‌تر و مقایسه‌ای‌تر است. برای مثال نحوه اتصال نمونه به فیکسچر به گونه‌ای است که سبب ایجاد خمش و پیچش در نمونه برای بارگذاری‌های زیاد می‌گردد که در تحقیقی مجزا این امر بررسی و شکل جدیدی از این دستگاه ارائه شده است.

در این پژوهش از نمونه جدیدی استفاده شده است که سبب کاربری آسان و کاهش قابل توجهی در هزینه‌ها و زمان آزمایشات گشته است اما با این وجود این نمونه دارای ایراداتی می‌باشد که برای رفع آنها، تحقیقات گسترده‌تر و جامع‌تری نیاز است.

در تمامی موارد تحلیل‌های عددی، نمونه‌ها در ابعاد هندسی متفاوت تحت بارگذاری ثابتی شرایط مد مرکب واقع شده‌اند. با توجه به نتایج بدست آمده مشاهده شده است در حالت مد مرکب رفتار ترک و مقادیر شکست تا زاویه بارگذاری تقریباً ۶۵ درجه شبیه مد اول است و هر چه زاویه بارگذاری از ۶۵ درجه تا ۹۰ درجه تغییر می‌کند، ضرایب شدت تنش مد یک کاهش می‌یابد.

در مقادیر فاکتور شدت تنش مد یک از زاویه بارگذاری صفر تا ۴۵ درجه تغییر چندانی دیده نمی‌شود در مقابل با تغییر زاویه بارگذاری از ۴۵ تا ۹۰ درجه این مقدار به صفر می‌رسد.

ضرایب تصحیح فاکتور شدت تنش بدون بعد $f(a/w)$ بر حسب زاویه بارگذاری نشان می‌دهد تا زاویه تقریباً ۶۰ درجه مد یک مد غالب در شکست نمونه است و از زاویه ۶۰ درجه تا ۹۰ درجه مد دو عامل موثر در شکست خواهد بود.

۷- مراجع

- [3] A. Szekrenyes, "Prestressed fracture specimen for delamination testing of composites", International journal of fracture 139, pp. 213-237, 2006.
- [4] E. Priel et al, "Mixed mode failure criteria for brittle elastic V-notched structures", International journal of fracture 144, pp. 247-265, 2007.
- [5] C. Liu et al, "Measurement of the fracture toughness of fiber reinforced composite using the Brazilian geometry", International journal of fracture 87, pp. 241-263, 1997.
- [6] L. Banks-Sills et al, "Fracture toughness of the +45/-45 interface of laminate composite", International journal of fracture 141, pp. 195-210, 2006.
- [7] J. R. Reeder, K. Song, P. Chunchu and D. R. Ambur, "Postbuckling and growth of delamination in composite plates subjected to axial compression", AIAA 2002-1746.
- [8] J. R. Reeder and J. R. Crews, "Mixed Mode Bending Method for Delamination Testing", AIAA Journal, Vol. 28, pp. 1270-1276, 1990.
- [9] J. R. Reeder, "Refinements of the mixed mode bending test for delamination toughness", NASA technical memorandum, 1990.
- [10] J. R. Reeder, "Refinements of the mixed mode bending test for delamination toughness", NASA Langley research center, Hampton, VA, 23681-2199, 1990.
- [11] J. R. Crews and J. R. Reeder, "A mixed mode bending apparatus for delamination testing", NASA technical memorandum 100662, August 1988.
- [12] R. Krueger, "A shell/3D modeling technique for delamination in composite laminates. In proceedings of the American society for composites", 14th technical conference, technomic publishing, 1999.
- [13] R. Krueger, P. J. Minguet and T. K. O'Brien, "Implementation of interlaminar fracture mechanics in design: an overview", Presented at 14th international conference on composite materials (ICCM-14), San Diego, July 14-18, 2003.
- [14] R. Krueger and D. Goetze, "Influence of finite element software on energy release rates computed using the virtual crack closure technique", NASA/CR-2006-214523, NIA Report No. 2006-06.
- [15] B. W. Kim and A. H. Mayer, "Influence of fiber direction and mixed mode ratio on delamination fracture toughness of carbon-epoxy laminates", Composite science and technology, 2003.
- [16] S. K. Verma and P. Kumar, "Evaluation of critical sif of DCB specimen made of slender cantilever", Engineering Fracture Mechanics, Vol. 50, Issue 3, pp. 345-353, February 1995.
- [17] F. Dharmawan, G. Simpson, I. Herszberg and S. John, "Mixed mode fracture toughness of GFRP composites", Composite Structures 75, pp. 328-338, 2006.
- [18] M. Arcan, Z. Hashin and A. Voloshin, "A method to produce uniform plane stress state with application to fiber-reinforced materials", Experimental mechanics 18, pp. 141-146, 1978.
- [19] M. A. Sutton, W. Zhao, M. L. Boone, A. P. Reynolds and D. S. Dawicke, "Prediction of crack growth direction for mode I/II loading using small-scale yielding and void initiation/growth
- [1] B. S. Majumdar and D. Hunston, "Continuous Parallel Fiber Composites: Fracture", Encyclopedia of Materials Science and Technology, 2001.
- [2] A. Szekrenyes, "Delamination fracture analysis in the GI-GII plane using prestressed transparent composite beams", International journal of solids and structures, 44, pp. 3359-3378, 2007.

- [24] ABAQUS user's manual, version 6.5. Pawtucket, USA: Hibbit, Karlsson and Sorensen, HKS Inc; 2004.
- [25] S. Courtin, C. Gardin, G. Bezine and H. Ben Hadj Hamouda, "Advantages of the J- integral approach for calculating stress intensity factors when using the commercial finite element software ABAQUS", Engineering Fracture Mechanics, 2005.
- [26] L.A. Carlsson, J.W. Gillespie and R.B. Pipes, "On the analysis and design of end notched flexure (ENF) specimen for measuring mode II fracture toughness", Composite science and technology, 1986.
- [27] N. Choupani, "Experimental and numerical investigation of the mixed mode delamination in Arcan laminated specimens", Material science and technology, Vol. 478, pp. 229-242, 2008.
- [28] American society for testing and materials, standard D5045-91a, plane-stain fracture toughness and strain energy release rate of plastic materials, Annual book of ASTM standards Philadelphia, ASTM, 1991.
- concepts", International Journal of Fracture 83, pp. 275-290, 1997.
- [20] N. Hallback, "The influence of finite geometry and material properties on mixed mode I/II fracture of aluminum", International journal of fracture 87, pp. 151-188, 1997.
- [21] M. R. Ayatollahi and R. Hashemi, "Mixed mode Fracture in an inclined center crack repaired by composite patching", Composite structure, 2007.
- [22] M. R. Ayatollahi, D.J. Smith and M. J. Pavier, "Crack-tip Constraint in mode II deformation", International Journal of Fracture 113, 2002.
- [23] S. C. Hung and K. M. Liechti, "An evaluation of the Arcan specimen for determining the shear module of fiber reinforced composites", Experimental mechanics, Vol. 37, No. 4, December 1997.