



مطالعه اثرات بارگذاری حرارتی خستگی بر رشد ترک و شکست در مود اول تورق چندلایه‌های کامپوزیتی با استفاده از روش برهم‌کنش تصاویر دیجیتالی

بهزاد مسلمی ابیانه¹، احمدرضا قاسمی^{2*}

1- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان

2- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان

* کاشان، صندوق پستی 87317-53153، ghasemi@kashanu.ac.ir

چکیده

اطلاعات مقاله:

دریافت: 1400/08/20

پذیرش: 1400/12/29

کلیدواژگان

تورق، سیکل حرارتی، تیر یک سر گیردار، چقرمگی شکست بین لایه‌ای، کامپوزیت لایه‌ای.

در این پژوهش اثرات سیکل حرارتی خستگی بر روی چقرمگی شکست و بیشینه نیرو در مود اول تورق کامپوزیت‌های زمینه پلیمری به صورت تحلیلی و تجربی بررسی شده است. برای مطالعه تحلیلی و تجربی بارگذاری حرارتی، نمونه‌هایی شبیه تیر یک سر گیردار با چیدمان 16 لایه تک‌جهته با استفاده از الیاف شیشه تک‌جهته و رزین اپوکسی ساخته شدند. نمونه‌ها تحت سیکل حرارتی بین دو دمای 15 و 65 درجه سانتی‌گراد برای بارگذاری 50 تا 150 سیکل قرار گرفتند. یک گروه از نمونه‌های بدون بارگذاری حرارتی سیکلی، بعنوان گروه کنترل نیز مورد بررسی قرار گرفتند. در هنگام آزمایش و دریافت نتایج از دستگاه آزمون کشش، نمونه‌ها با استفاده از روش برهم‌کنش تصاویر دیجیتالی دو دوربین به منظور اندازه‌گیری طول ترک و بازشدگی دهانه ترک اولیه به دقت مورد ارزیابی و مشاهده دقیق قرار گرفتند و نرخ‌هایی انرژی کرنشی برای محاسبه چقرمگی شکست بحرانی از داده‌های تجربی مورد استفاده قرار گرفت. با استفاده از روش توالی تصاویر، پروفایل جدایش نوک پیش‌ترک اولیه به دست آمد. قوانین المان‌های ناحیه چسبناک برای مدل کردن دقیق نتایج آزمون‌های تجربی در نرم‌افزار المان محدود آباکوس مورد استفاده قرار گرفت. بررسی تغییرات نیرو نشان داد که چقرمگی شکست بحرانی در مود اول تورق به شدت متأثر از پروسه خستگی حرارتی می‌باشد، و به‌صورت غیرخطی با بارگذاری سیکلی حرارتی کاهش می‌یابد.

Investigation of thermal fatigue effects on crack propagation and mode I delamination of multilayer laminated composites using digital image correlation

Behzad Moslemi-Abyaneh¹, Ahmad Reza Ghasemi^{1*}

1- Department of Mechanical Engineering, University of Kashan, Kashan, Iran.

* P.O.B. 8731753153, Kashan, Iran, ghasemi@kashanu.ac.ir

Keywords

Delamination, Thermal cycling, Double cantilever beam, Interlaminar fracture toughness, Laminated composite.

Abstract

In this research, the influence of thermal cycling on the fracture toughness and maximum load in mode I delamination of polymer matrix composites (PMCs) was investigated experimentally and analytically. To eliminate the effect of the remote ply orientation on the fracture toughness during delamination initiation and propagation, double cantilever beam (DCB) specimens with a stacking sequence of $[0]_{16}$ using unidirectional glass fibers and epoxy resin were considered. The specimens were thermal-cycled between 15°C and 65°C for 50-150 cycles. One group of uncycled specimens were tested at the commencement of the investigation as a control group. During the DCB test and receiving universal tensile machine results, the specimens were inspected by 2 real-time cameras to record the delamination length and initial crack tip opening displacement (ICTOD). The strain energy release rate (SERR) approach was used for obtaining the critical fracture toughness (G_{IC}) from the experimental data. By employing the digital image correlation (DIC) method, the initial crack tip separation profile was obtained. The measured bridging laws were used with cohesive elements in ABAQUS commercial software to accurately model the delamination propagation in DCB specimens. Investigation of load variations revealed that critical fracture toughness in mode I of delamination is firmly affected by the thermal fatigue process.

Please cite this article using:

Moslemi-Abyaneh, B., Ghasemi, A. R., "Investigation of thermal fatigue effects on crack propagation and mode I delamination of multilayer laminated composites using digital image correlation", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 3, pp. 1643-1652, 2022. <https://doi.org/10.22068/JSTC.2022.542167.1755>

برای ارجاع به مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

1- مقدمه

امروزه مواد کامپوزیتی به واسطه خواص مکانیکی فوق‌العاده مانند نسبت استحکام به وزن بالا، مقاومت در برابر خوردگی و امکان طراحی و ساخت منعطف در صنایع متنوعی مانند صنایع مهندسی مکانیک، هوانوردی، خودرو، صنایع دریایی و غیره مورد استفاده قرار می‌گیرد. به همین دلیل تشخیص و مطالعه موده‌های مختلف شکست از اهمیت بالایی برخوردار است. تورق یکی از مهم‌ترین موده‌های شکست در سازه‌های کامپوزیتی بوده که می‌تواند کارایی و استحکام این مواد را به شدت تحت تأثیر قرار دهد. روش نرخ رهایی انرژی کرنشی برای تخمین چقرمگی شکست بحرانی برای فهم مقاومت سازه در برابر تورق مورد استفاده قرار می‌گیرد [1]، به منظور محاسبه مقاومت سازه‌های کامپوزیتی لایه‌ای در برابر مود اول تورق، ساخت تیر یک سر گیردار توسط استاندارد ASTM D5528 برای آزمون شکست پیشنهاد می‌شود [2].

در تحقیقات پیشین محققان بسیاری تأثیر برخی از پارامترهای اساسی مانند عرض نمونه، ضخامت، چیدمان و طول ترک اولیه تیر بر مقاومت تورق سازه‌های کامپوزیتی را مورد بررسی قرار دادند. در زمینه تأثیرات ضخامت، چقرمگی شکست مود اول کامپوزیت‌های لایه‌ای در [3, 4]، مورد مطالعه قرار گرفته است. کراوچنکو و همکاران [3]، وابستگی چقرمگی شکست بین لایه‌ای مود اول در کامپوزیت‌های الیاف کربن به ضخامت را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها دریافتند که چقرمگی شکست در ضخامت‌های بالا کاهش می‌یابد. به منظور توجیه این پدیده، آن‌ها یک راه‌حل الاستیک خطی که شامل یک معادله غیر تکین با استفاده از روش المان محدود کرنش صفحه‌ای دوبعدی ارائه دادند. فرمند آشتیانی و همکاران [4]، تأثیرات ضخامت نمونه بر پل‌زنی الیاف در مود اول تورق را مطالعه نمودند. با بررسی تغییرات نرخ رهایی انرژی کرنشی در ضخامت‌های متفاوت، آن‌ها دریافتند که چقرمگی شکست در حالت پایدار و یا پایاروند با افزایش ضخامت افزایش می‌یابد. آن‌ها با استفاده از مشاهده میکروسکوپی دریافتند که تغییرات ضخامت نوع مکانیزم شکست را تغییر نمی‌دهد. شکریه و همکاران [5]، نمودار مقاومت تورق کامپوزیت‌های الیاف تک‌جهته-اپوکسی با طول پیش‌ترک اولیه مختلف را بررسی نمودند. آن‌ها نمونه‌های تیر یک سر گیردار با طول اولیه و ضخامت‌های متفاوت ساختند، سپس به معادله‌ای جهت پیش‌بینی رفتار رشد ترک در این نمونه‌ها دست یافتند. در پژوهش یاد شده تأثیر هندسه و خواص ماده نیز مورد بررسی قرار گرفت.

سازه‌های کامپوزیتی و اتصالات چسبی در معرض موده‌های بارگذاری مختلفی هستند. این بارگذاری‌ها می‌توانند شامل بارگذاری استاتیکی، شبه استاتیکی و خستگی در جهات مختلف مانند بازشدگی، برش درون صفحه‌ای، برش بیرون صفحه‌ای و یا ترکیبی از این جهات باشد. روکاندیو و همکاران [6]، رفتار خستگی کامپوزیت‌های کربن-اپوکسی تحت مود ترکیبی یک و دو را بررسی نمودند. آن‌ها چقرمگی شکست شروع و رشد ترک در نسبت‌های مختلف موده‌های بارگذاری را محاسبه نموده و به این نتیجه رسیدند که در مقادیر بالاتری از نسبت مود اول، ترک در نیروهای کمتری شروع به رشد می‌کند. این موضوع نشان می‌دهد که بارگذاری مود اول می‌تواند مود بحرانی‌تری برای سازه‌های مهندسی باشد.

گروه دیگری از محققین نرخ‌های متفاوت بارگذاری را مورد بررسی قرار دادند [7-9]. برای مثال لو و همکاران [7]، آزمون تیر یک سر گیردار را در سرعت‌های 1، 10، 100 و 500 میلی‌متر بر دقیقه انجام دادند. آن‌ها چقرمگی شکست بحرانی نمونه‌های کربن-اپوکسی را با استفاده از روش‌های داده‌کاهی موجود در استاندارد [2]، محاسبه نموده و اذعان داشتند که در محدوده پژوهش انجام شده پارامتر چقرمگی شکست ثابت بوده است.

عده‌ای دیگر از پژوهشگران [8-12]، بر روی پیاده‌سازی آزمون‌های تجربی تیر یک سر گیردار در نرم‌افزارهای المان محدود به منظور افزایش دقت نتایج شبیه‌سازی و کاهش اختلاف بین این نتایج با نتایج تجربی کار کردند. کامانهو و همکاران [8]، روش ارائه شده توسط دوایلا و همکاران [13]، که از سه پارامتر اساسی چقرمگی شکست اولیه، چقرمگی شکست رشد ترک و طول ناحیه آسیب به دست آمده از نمودار مقاومت استفاده می‌نماید، را دنبال نموده تا به قوانین کشش-جدایش هنگام وجود پل‌زنی الیاف دست یابند. نتایج به دست آمده توسط آن‌ها همخوانی بسیار خوبی با نتایج تجربی داشت. دمورا و همکاران [12]، مدل طول ترک معادل در آزمون‌های تیر یک سر گیردار را پیشنهاد دادند تا دیگر نیازی به اندازه‌گیری طول ترک حین انجام آزمون نباشد. آن‌ها یک روش داده‌کاهی را افزون بر روش‌های موجود در استاندارد [2]، ارائه نمودند که به جای طول ترک اندازه‌گیری شده از آزمایش تجربی، از همان طول ترک معادل استفاده می‌نماید. پس از به دست آمدن یک رابطه بین چقرمگی شکست و جدایش، کشش قابل محاسبه خواهد بود. فلورس و همکاران [14]، رفتار مود اول، دوم و ترکیبی اتصالات چسبی کامپوزیت‌ها را به صورت عددی و تجربی مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها نمونه‌های 16 لایه تیر یک سر گیردار، خمش با ترک انتهایی و خمش مود ترکیبی را برای آزمایش‌های تجربی آماده نمودند. با استفاده از روش‌های داده‌کاهی مرسوم، چقرمگی شکست را محاسبه کرده و با استفاده از روش مدل ناحیه چسبناک این آزمون‌ها را در نرم‌افزار المان محدود پیاده‌سازی نمودند. در مورد مود اول نتایج تجربی و عددی، همبستگی بسیار خوبی با یکدیگر داشته، اما در مود دوم و ترکیبی به علت رفتار شکست پیچیده، اختلاف‌هایی بین نتایج تجربی و عددی مشاهده شد.

شرایط محیطی می‌تواند بر خواص مختلف مکانیکی کامپوزیت‌های لایه‌ای تأثیر بگذارد. عواملی مانند رطوبت و چرخه حرارتی از مهم‌ترین و تأثیرگذارترین موارد هستند. این عوامل می‌توانند استحکام کششی و خمشی را کاهش داده، خستگی و رشد ترک را تسریع نموده و عمر نهایی سازه‌ها را کاهش دهند. دمورا و همکاران [15]، تأثیرات رطوبت بر خواص شکست کامپوزیت‌های لایه‌ای را با قرار دادن نمونه‌ها تحت تأثیر سه سطح رطوبت نسبی بررسی نمودند. آن‌ها همچنین با استفاده از یک مدل ناحیه چسبناک، رفتار تجربی شکست را مدل‌سازی کردند. کورونادو و همکاران [16]، تأثیرات دما بر کامپوزیت‌های لایه‌ای تحت بارگذاری مود اول استاتیکی و خستگی را مطالعه نمودند. بدین منظور آزمون‌های تیر یک سر گیردار تحت بارگذاری خستگی و استاتیکی را در دماهای مختلف و متغیر انجام دادند. آن‌ها دریافتند که در دماهای بسیار پایین، رفتار شکست نمونه‌ها به سمت ترد بودن رفته و پروسه رشد ترک سریع‌تر از زمانی که نمونه‌ها در دمای اتاق هستند، اتفاق می‌افتد. بنابراین شروع تورق در سطوح پایین‌تری از چقرمگی شکست اتفاق می‌افتد. در دماهای بالاتر،

پژوهش‌ها در زمینه بارگذاری حرارتی سیکلی با در نظر گرفتن شرایط محیطی خاص برای سازه‌های کامپوزیتی انجام شده‌اند. بر اساس شرایط محیطی کویر مرکزی ایران حداقل و حداکثر دما به ترتیب 15 و 65 درجه سانتی‌گراد انتخاب شد. تمامی سازه‌های مهندسی مانند هواپیما در آشیانه چنین تغییرات دمایی را طی یک روز تابستانی تجربه می‌کنند. نمونه‌ها پس از آماده‌سازی که در بخش قبل توضیح داده شد، تحت تأثیر پروفایل تغییرات دمایی که در شکل 3 نشان داده شده است، قرار گرفتند. به منظور اطمینان از رسیدن دمای قطعه به دمای مورد نظر، دمای نمونه‌ها با استفاده از حس گر دمایی، اندازه‌گیری شده است.

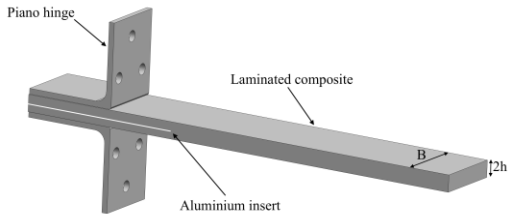


Fig. 1 Double cantilever beam specimen

شکل 1 نمونه تیر یک سر گیردار



Fig. 2 Thermal cycling apparatus

شکل 2 دستگاه سیکل حرارتی

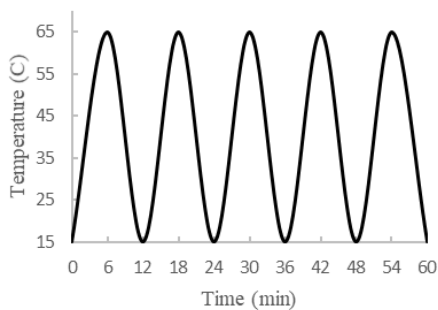


Fig. 3 specimens temperature change profile

شکل 3 پروفایل تغییرات دمایی نمونه‌ها

رفتار نرم ماده باعث به دست آمدن مقادیر بالاتری از چقرمگی شکست شده است.

قاسمی و طباطباییان [17]، تأثیرات سیکل حرارتی بر انحنای و کاهش وزن صفحات کامپوزیتی و نانوکامپوزیتی را مطالعه نمودند. آن‌ها در پژوهش خود نمونه‌ها را به سه دسته کلی نمونه‌ها پس از ساخت، پس از 5 ماه بدون سیکل حرارتی و پس از 5 ماه تحت سیکل حرارتی تقسیم کردند. آن‌ها تعدادی صفحه را نیز تحت 200 سیکل حرارتی بین دمای 20 و 70 درجه سانتی‌گراد مورد بررسی قرار دادند. با در نظر گرفتن نوع رزین، صفحات کامپوزیتی بین 1.53 تا 1.81 درصد وزن خود را از دست دادند. همچنین آن‌ها به این نتیجه رسیدند که بیشترین تغییرات در انحنای در 50 سیکل اول رخ می‌دهد.

قاسمی و مرادی [18]، کاهش استحکام کششی نمونه‌های کامپوزیتی تحت تأثیر سیکل حرارتی را مورد بحث قرار دادند. تفاوت دماهای مختلف، چیدمان و نسبت حجمی الیاف مورد بررسی قرار گرفت و تغییرات قابل توجهی در برخی موارد گزارش شد.

اگرچه تحقیقات مختلفی در رابطه با تأثیرات سیکل حرارتی بر خواص مکانیکی وجود دارد، محققان تاکنون تأثیر این مقوله بر چقرمگی شکست و رفتار تورق کامپوزیت‌های لایه‌ای را کمتر مورد مطالعه قرار داده‌اند. با توجه به اینکه تغییرات دمایی پدیده‌ای قابل توجه و تأثیرگذار در صنایع گوناگون می‌باشد، پژوهش ارائه شده به ارائه تأثیرات تغییرات دما و سیکل حرارتی بر استحکام تورق کامپوزیت‌های چندلایه الیاف اپوکسی می‌پردازد. بر اساس استاندارد، نمونه‌های تیر یک سر گیردار ساخته خواهند شد، و تحت تأثیر 50 تا 150 سیکل حرارتی بین دماهای 15 تا 65 درجه سانتی‌گراد قرار خواهند گرفت. همچنین انجام آزمایش و دریافت داده‌های تجربی از دستگاه آزمون کشش، و رصد نمونه‌ها و گسترش ترک در آن‌ها با استفاده از دوربین‌های متعدد و مناسب، و مطالعه طول تورق و بازشدگی دهانه نوک پیش‌ترک از اهداف این تحقیق است. در پایان چقرمگی شکست بین لایه‌ای با استفاده از روش تئوری تیر اصلاح شده، محاسبه خواهد شد و قوانین کشش-جدایش با استفاده از روش توسعه داده شده به دست می‌آید.

2- بررسی‌های تجربی

1- مشخصات مواد و آماده‌سازی نمونه‌ها

الیاف تک‌جهته شیشه از نوع E با چگالی سطحی 240 گرم بر مترمربع و رزین اپوکسی با چگالی 1.15 گرم بر سانتی‌متر مکعب برای ساخت پنل‌های کامپوزیتی 16 لایه تک‌جهته استفاده شد. برای ایجاد پیش‌ترک اولیه فویل آلومینیومی نازک با ضخامت 15 میکرون در صفحه میانی پنل کامپوزیتی قرار گرفت، تا از ایجاد اتصال بین لایه‌ها در طول مشخص جلوگیری شود. برای ساخت پنل‌های کامپوزیتی مطابق دستورالعمل، رزین ابتدا 24 ساعت در دمای محیط و سپس 6 ساعت در آون پخت شدند. مطابق شکل 1 نمونه‌ها با ابعاد استفاده از سنگ الماسه از صفحه کامپوزیتی جدا شدند.

2-2- اعمال سیکل حرارتی

دستگاه سیکل حرارتی نشان داده شده در شکل 2 متشکل از یک محفظه سرد و یک محفظه گرم برای اعمال بارگذاری حرارتی سیکلی بر روی نمونه‌ها، مورد استفاده قرار گرفت. اطلاعات فنی این دستگاه در [19] آمده است. اکثر

3-2- انجام آزمون‌های تجربی

تمامی نمونه‌ها با استفاده از دستگاه آزمون کشش کوپا با بهره‌گیری از یک نیروسنج حساس با ظرفیت 100 کیلوگرم مورد آزمایش قرار گرفتند. برای جلوگیری از وارد شدن ضربه به نمونه‌ها، احتمال خروج از مرکز و جابجایی نمونه‌ها حین قرارگیری در فک‌های دستگاه، ابتدا دو قطعه تسمه فلزی سوراخ‌کاری شده منطبق بر سوراخ‌های لولا در فک دستگاه قرار گرفته و لولاهای مذکور با استفاده از پیچ به این تسمه‌ها بسته می‌شدند. بر اساس استاندارد ASTM D5528 [2] آزمون مود اول تورق تحت کنترل جابجایی با سرعت 1 میلی‌متر بر دقیقه انجام شد. همان‌طور که در شکل 6 مشاهده می‌شود، 4 پارامتر لازم است تا به طور هم‌زمان و همگام‌سازی شده ضبط شوند. نیرو و جابجایی خط اثر نیرو از داده‌های دستگاه آزمون کشش گرفته می‌شود. طول ترک در هر لحظه و بازشدگی دهانه نوک ترک با استفاده از دو دوربین EOS 50D DSLR و لنز ماکرو که با استفاده از دو عدد سه‌پایه در طرفین نمونه‌ها ثابت شده و به کامپیوتر متصل شده‌اند، اندازه‌گیری شده است. برای افزایش رزولوشن و کاهش نویز در تصاویر، تمامی آزمون‌ها به دور از نور خورشید و با استفاده از نور LED انجام شدند. در حین انجام آزمون، دقت بسیاری شد تا شروع تصویربرداری و حرکت دستگاه کشش دقیقاً همگام‌سازی شود. شکل‌های 5 و 6 پیکربندی تجهیزات آزمون را نشان می‌دهد. اندازه طول ترک و پروفایل بازشدگی دهانه آن در هر لحظه به ترتیب با استفاده از نرم‌افزارهای GOM Correlate [20] و FIJI [21] به دست آمد.

بر اساس استاندارد سطح نمونه‌ها با استفاده از سمباده از هرگونه مواد اضافه پاک شد. سطوح جانبی برای مشاهده بهتر رشد ترک به لاک غلط‌گیر مایع آغشته شد. در این پژوهش از روش همبستگی تصاویر دیجیتال به‌عنوان یک روش غیرتماسی و اپتیک به منظور تحلیل میدان‌های جابجایی نوک پیش‌ترک یا محاسبه اندازه جدایش دهانه نوک پیش‌ترک استفاده شد. اساس این روش مقایسه تصاویر قبل و بعد از بارگذاری قطعه بوده و به منظور انجام این فرآیند، لازم است تا روی سطح نمونه الگویی رنگی ایجاد شود. بدین منظور یک الگوی سفید و مشکی نقطه-نقطه نیز مطابق شکل 4 در مجاورت نوک پیش‌ترک با استفاده از رنگ سفید و مشکی مات، به ترتیب به عنوان پس‌زمینه و الگو ایجاد شد.

لولاهای در دو سمت قسمت انتهایی نمونه با استفاده از سوپرچسب چسبانده شدند تا بتوان نیرو را با استفاده از لولاهای به نمونه وارد نمود. سطح لولاهای و نمونه پیش از چسباندن با استفاده از استون چربی زدایی و با استفاده از کاغذ سمباده 200 گریتی زبر گردید. همان‌طور که در شکل 5 قابل مشاهده است، کاغذ شطرنجی با فواصل یک میلی‌متری به لبه کناری نمونه چسبانده شد، تا طول ترک در هر زمان قابل اندازه‌گیری باشد.

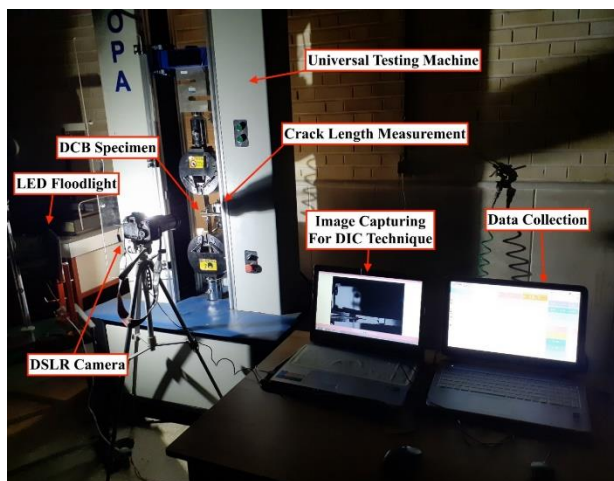


Fig. 6 Experimental tests set up

شکل 6 پیکربندی تجهیزات آزمون تجربی

برای به دست آوردن خواص مکانیکی مانند استحکام کششی و مدول کششی، نمونه‌های کامپوزیتی بدون پیش‌ترک با استفاده از استاندارد ASTM D3039 [22] آماده گردیدند. برای ساخت نمونه تک فازری رزین جهت محاسبه استحکام و مدول کششی ماتریس، مطابق با استاندارد ASTM D638 [23] از قالب سیلیکونی استفاده شد. به منظور اطمینان از صحت نتایج برای هر آزمایش پنج نمونه ساخته شد. خواص مکانیکی به دست آمده از آزمون‌های تجربی و دیتاشیت مواد که برای محاسبه چقرمگی شکست و شبیه‌سازی المان محدود مورد نیاز است، در جدول 1 قابل مشاهده است.

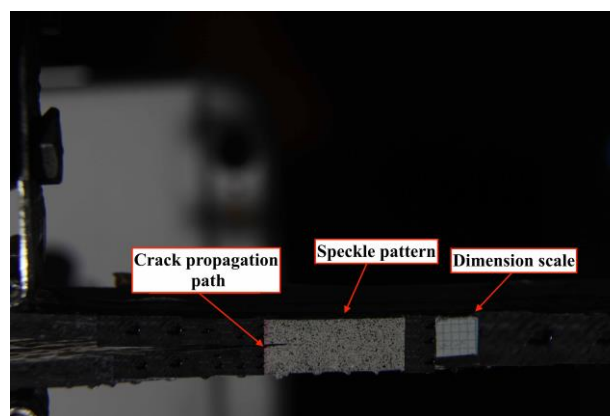


Fig. 4 Speckle pattern for ICTOD measurement

شکل 4 الگوی نقطه-نقطه برای اندازه‌گیری بازشدگی دهانه نوک پیش‌ترک

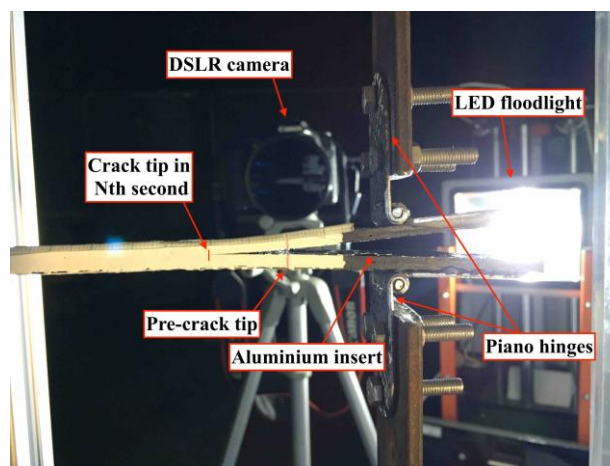


Fig. 5 DCB specimen from crack length recorder point of view

شکل 5 نمونه تیر یک سر گیردار از نمای دید دوربین ثبت اندازه طول ترک

جدول 1 خواص مکانیکی مواد

Table 1 Mechanical properties of materials				
E ₁ (GPa)	E ₂ (GPa)	G ₁₂ (GPa)	ν ₁₂	E _{fk} (GPa)
29.3	10.8	4.2	0.27	33
کامپوزیت شیشه/اپوکسی				
2.7	2.7	2.1	0.33	3.6
رزین				

4-2- محاسبه چقرمگی شکست

اکنون لازم است چقرمگی شکست برای شروع و رشد ترک محاسبه گردد. سه روش متفاوت برای پیدا کردن نقطه شروع تورق ارائه شده است: بر روی نمودار نیرو برحسب جابجایی، الف) نقطه‌ای که شروع رشد ترک با چشم دیده شده است، ب) نقطه‌ای که نرمی، 5 درصد افزایش یافته یا نیرو به بیشینه مقدار خود رسیده است، و ج) در نقطه‌ای که نمودار نیرو جابجایی از حالت خطی خارج می‌شود. برای رزین‌های سخت و ترد یک ناحیه با رفتار غیرخطی ممکن است، پیش از نقطه‌ای که رشد ترک از لبه‌های نمونه با چشم دیده می‌شود، اتفاق بیفتد. همان‌گونه که در حین ضبط داده‌ها از دستگاه آزمون کشش مشاهده شد، یک کاهش کوچک و ناگهانی در اندازه نیرو هم‌زمان با مشاهده شروع رشد ترک روی نمونه پیش از رسیدن به بیشینه نیرو اتفاق افتاد. این مهم می‌تواند ناشی از رفتار ترد ماتریس مورد استفاده در این پژوهش باشد. اروین [24] انرژی مورد نیاز برای شروع تورق را با نرخ‌های انرژی کرنشی تحت شرایط کنترل جابجایی به صورت زیر تعریف نمود:

$$G = - \frac{dU}{dA} \quad (1)$$

که U انرژی پتانسیل کل و A مساحت کل ترک می‌باشد. زمانی که تورق آغاز می‌شود، چقرمگی شکست G_{Ic} با نرخ‌های انرژی کرنشی بحرانی برابر می‌گردد، (G_{Ic}). چقرمگی شکست بحرانی عموماً با استفاده از رابطه اروین-کیز بیان می‌گردد:

$$G = \frac{P^2 dc}{2B da} \quad (2)$$

که P اندازه نیرو در نقطه شروع تورق، B عرض نمونه، a طول ترک تورق و dC/da تغییرات نرمی حین رشد تورق می‌باشد. به منظور آنالیز و کاهش تعداد داده‌های تجربی از آزمون‌های تیر یک سر گیردار و همچنین محاسبه چقرمگی شکست مود اول تورق، در استاندارد سه روش الف) تئوری تیر اصلاح شده، ب) روش کالیبراسیون نرمی و ج) روش کالیبراسیون نرمی اصلاح شده ارائه شده است. در این تحقیق، تمامی روش‌ها برای محاسبه چقرمگی شکست مورد استفاده قرار گرفته و نتایج در اکثر موارد بسیار نزدیک بودند. از طرفی بنا بر پیشنهاد استاندارد نتایج مستخرج از روش تئوری تیر اصلاح شده مورد استفاده قرار گرفتند:

$$G_{Ic} = \frac{3P\delta}{2B(a + |\Delta|)} \quad (3)$$

که δ جابجایی خط اثر نیرو و Δ پارامتر اصلاح طول ترک بوده که همان عرض از مبدأ نمودار ریشه سوم نرمی بر حسب طول ترک می‌باشد. نرمی C نیز با استفاده از رابطه δ / P محاسبه می‌گردد.

3- نتایج و بحث

در این پژوهش، نمونه‌ها به طور کلی به دو دسته تقسیم شدند. الف) نمونه‌هایی که در معرض سیکل حرارتی قرار گرفتند. ب) نمونه‌های بدون سیکل حرارتی که به عنوان گروه کنترل در نظر گرفته شدند. نمونه‌های سیکل شده تحت تأثیر بارگذاری حرارتی سیکلی 50، 100 و 150 سیکل حرارتی قرار گرفتند. منحنی‌های نیرو برحسب جابجایی، برای تمامی نمونه‌های کامپوزیت دوفازی الیاف-ماتریس تیر یک سر گیردار 16 لایه تک‌جهته پیش‌ترک‌دار استخراج شد. چقرمگی شکست بین لایه‌های تورق نیز با استفاده از روش تئوری تیر اصلاح شده به دست آمد. یکی از پارامترهای مورد نیاز برای محاسبه چقرمگی شکست طول ترک می‌باشد که برای دستیابی به این هدف تصاویر با رزولوشن بالا هنگام آزمایش از سطح جانبی نمونه‌ها گرفته شد و با استفاده از این تصاویر طول ترک در هر لحظه به دست آمد. شکل 7 نمونه‌ای از تصاویر ضبط شده جهت به دست آمدن طول ترک را نشان می‌دهد:

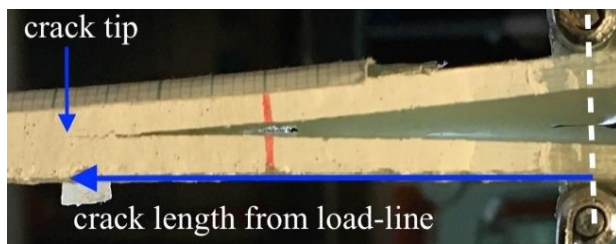


Fig. 7 crack length measurement

شکل 7 اندازه‌گیری طول ترک

شروع ثبت تصاویر لبه جانبی نمونه‌ها و آزمون تیر یک سر گیردار با دقت زیاد همگام‌سازی شد، تا بتوان تصاویر ضبط شده را به نقاط مشخصی بر روی نمودار نیرو-جابجایی نسبت داد. بر اساس پارامترهای به دست آمده، چقرمگی شکست شروع و رشد ترک محاسبه شد و در ادامه مورد بحث و بررسی قرار خواهد گرفت.

1-3- نیروی اعمالی

شکل 8 منحنی‌های نیرو برحسب جابجایی را برای تمامی نمونه‌ها نشان می‌دهد. در شکل 8 افت‌های ناگهانی و در برخی موارد پراکندگی‌هایی قابل مشاهده است، که با استفاده از نرم‌افزار متلب همان‌طور که در شکل 9 دیده می‌شود خطوطی بین اعداد نیروها به صورت پوش ترسیم شده است. با استفاده از روش احتراق رزین یا آنالیز TGA کسر حجمی الیاف برای تمامی نمونه‌ها اندازه‌گیری و به‌طور میانگین عددی در حدود 48.8 درصد گزارش شد. اندازه نیرو در نقطه شروع رشد ترک که با چشم دیده شد پس از 50، 100 و 150 سیکل به ترتیب 30، 45.4 و 54.5 درصد کاهش یافت. هم‌چنین با افزایش تعداد چرخه حرارتی، افت‌های شدیدتر و ناگهانی در طول آزمون مشاهده شد، که این موضوع می‌تواند ناشی از افت خواص رزین پس از قرارگیری در تغییرات دمایی متعدد باشد که نهایتاً منجر به بروز رفتار ترد و کاهش جذب انرژی توسط نمونه شود.

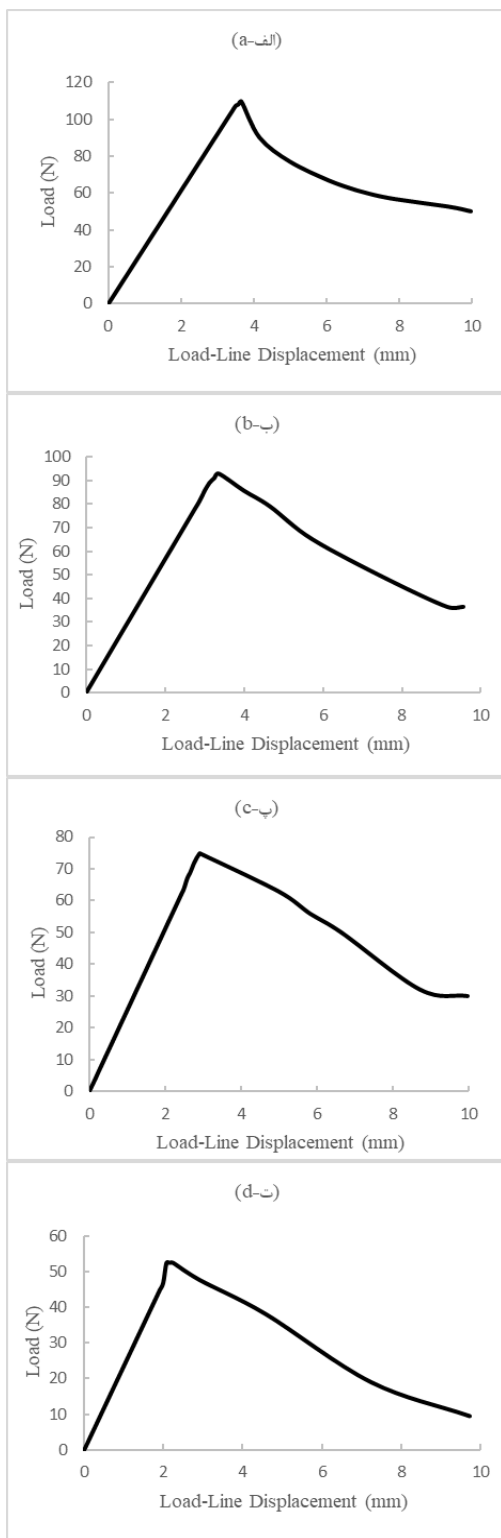


Fig. 9 Load-displacement curves fitted on maximum amounts for specimens under different number of cycles: a) uncycled, b) after 50 cycles, c) after 100 cycles, d) after 150 cycles

شکل 9 نمودارهای نیرو-جابجایی پس از حذف داده‌های پراکنده برای نمونه‌های الف (بدون سیکل، ب) 50 سیکل، پ) 100 سیکل، ت) 150 سیکل حرارتی

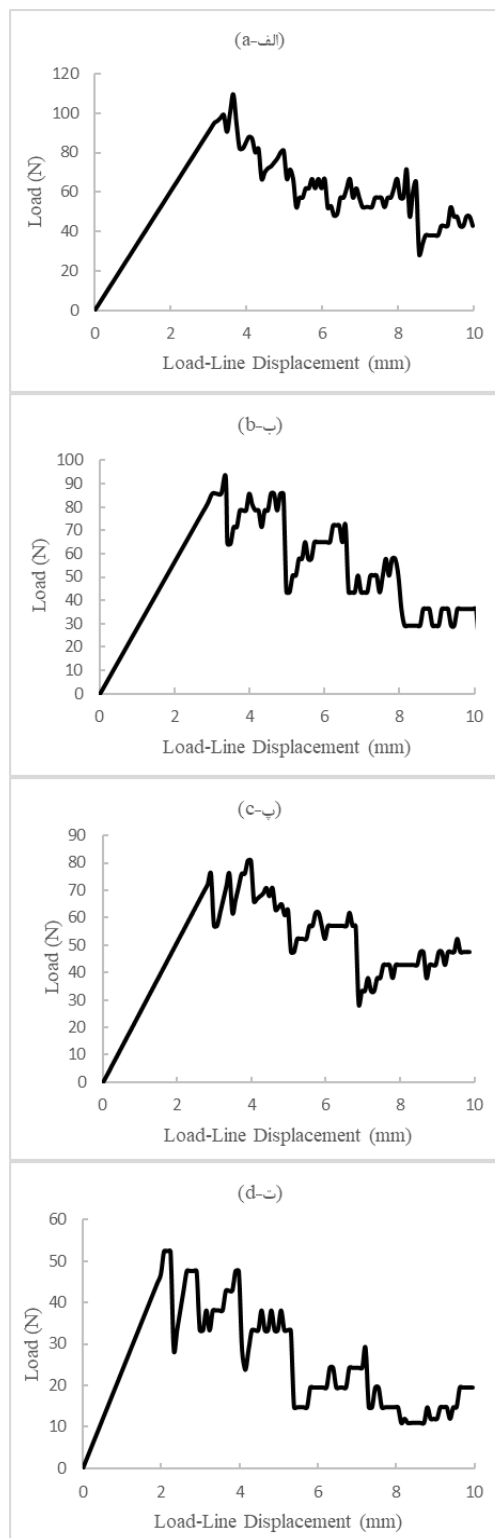


Fig. 8 Load-displacement curves from universal testing machine for specimens under different number of cycles: a) uncycled, b) after 50 cycles, c) after 100 cycles, d) after 150 cycles

شکل 8 نمودارهای اولیه نیرو-جابجایی دریافتی از دستگاه آزمون کشش برای نمونه‌های الف) بدون سیکل، ب) 50 سیکل، پ) 100 سیکل، ت) 150 سیکل حرارتی

جدول 2 نیرو و جابجایی در نقاط شروع رشد ترک و در نقاط پیک نمودار تمامی نمونه‌ها را نشان می‌دهد.

جدول 2 نیرو و جابجایی در نقاط پیک و VIS روی نمودار

Table 2 Load and displacement at VIS and peak points of the curves

تعداد سیکل	نیرو در نقطه VIS	جابجایی در نقطه VIS	نیرو در پیک نمودار	جابجایی در پیک نمودار
0 سیکل	52.39	1.660	109.5	3.652
50 سیکل	36.64	1.411	92.87	3.369
100 سیکل	28.57	1.079	75.31	2.905
150 سیکل	23.81	0.996	52.39	2.241

نتایج تجربی نشان داد بیشترین افت نیرو در 50 سیکل اول اتفاق می‌افتد و با افزایش تعداد سیکل‌های اعمالی، نیرو و جابجایی که در آن تورق آغاز می‌شود به عددی ثابت میل می‌کند. این موضوع می‌تواند ناشی از تأثیر وجود نوک فویل آلومینیومی در مجاورت رزین در صفحه میانی باشد. در دماهای بالاتر، آلومینیوم حرارت را به رزین در مجاورت نوک پیش‌ترک به نحوی انتقال می‌دهد که خواص مکانیکی در سیکل‌های پایین‌تر در این ناحیه نسبت به سایر نقاط بیشتر کاهش پیدا کند. تمامی گروه‌های نمونه‌ها افزایش خطی نیرو تا رسیدن به نقطه شروع رشد ترک را تجربه کردند. نمونه‌های مرجع (سیکل حرارتی نشده) افزایش نیرو و افت نیروی نسبتاً منظمی را پس از شروع رشد ترک تجربه کرده، اما نتایج برای نمونه‌هایی که تحت تأثیر بارگذاری سیکل حرارتی قرار گرفتند، قدری متفاوت بود. بی‌نظمی‌ها و غیرخطی شدن روند افزایش و کاهش نیرو در این نمونه‌ها مشاهده شد، که می‌تواند ناشی از آثار ترمومکانیکی ماده باشد.

3-2- چقرمگی شکست اولیه تورق

شروع تورق با استفاده از تصویربرداری با کیفیت مطلوب، همان‌طور که در شکل 6 نشان داده شده است، تعیین شد. به واسطه همگام بودن عکس‌برداری و شروع آزمون تجربی، تمامی پارامترهای مورد نیاز برای محاسبه چقرمگی شکست اولیه به طور دقیق در دسترس قرار گرفت و با استفاده از همین داده‌ها چقرمگی شکست اولیه برای تمامی نمونه‌ها محاسبه گردید. همچنین نظر به ارتباط مستقیم نقطه آغازین و اندازه چقرمگی شکست اولیه، هرگاه رشد ترک در نیروهای کمتر رخ دهد، به دنبال آن چقرمگی شکست نیز کاهش می‌یابد.

3-3- چقرمگی شکست رشد ترک

در این قسمت رفتار چقرمگی شکست در هنگام رشد ترک در نمونه‌ها مطالعه گردید. در نمونه‌های بدون اثرات سیکل حرارتی، میانگین چقرمگی شکست در ناحیه ماندگار برابر با $G_{IC} = 360 \pm 40 \text{ J/m}^2$ می‌باشد. همان‌طور که در شکل 9 قابل مشاهده است، بزرگی چقرمگی شکست در حین رشد ترک به حدی ثابت میل می‌کند و افت و خیز شدیدی در این ناحیه مشاهده نمی‌شود. همان‌طور که در مرجع [5] مشاهده شده است، برای طول ترک اولیه و ضخامت نمونه تیر یک سر گیردار در محدوده $8.5 < a_0/h < 19$ ، یک ناحیه مسطح در نمودار مقاومت دیده می‌شود. تأثیر پدیده سیکل حرارتی بر چقرمگی شکست رشد ترک نیز علاوه بر شروع رشد ترک بسیار حائز اهمیت می‌باشد، زیرا برای چقرمگی شکست اولیه صرفاً کاهش مقادیر، موضوعی است

که جلب توجه می‌نماید، اما حین رشد ترک در نمونه‌هایی که تحت سیکل حرارتی قرار گرفتند، افزون بر کاهش مقدار، رفتارهای غیرعادی در شکل نمودار و روند تغییرات مقادیر نیز مشاهده می‌شود. در این آزمون‌ها به صورت چشمی دیده شد که با افزایش تعداد سیکل‌ها، پل‌زنی الیاف کاهش چشمگیری پیدا کرد. این مشاهدات با بررسی نمودارهای مقاومت نمونه‌های کامپوزیتی در شکل 10 تأیید می‌شوند. در این نمودارها با افزایش تعداد سیکل حرارتی، مقاومت نمونه نسبت به پیشروی ترک تا رسیدن به 150 سیکل، که به واسطه تغییرات دمای متعدد پل‌زنی الیاف به کمترین مقدار خود رسید، کاهش یافته است.

3-4- قوانین مدل ناحیه چسبناک

به منظور پیاده‌سازی آزمون تجربی تیر یک سر گیردار در نرم‌افزار المان محدود، از قوانین مدل ناحیه چسبناک دوزنقه‌ای استفاده شد. به منظور تعیین قوانین، از روش ارائه شده در مرجع [12] استفاده شد، که در این روش به جای استفاده از مدول یانگ در جهت طولی، یک مدول خمشی اصلاح شده با استفاده از رابطه زیر محاسبه و مورد استفاده قرار می‌گیرد:

$$E_f = \frac{8(a_0 + \Delta)}{C_0 B h} \left(\frac{(a_0 + \Delta)^2}{h^2} + \frac{3(1 + \nu)}{5} \right) \quad (4)$$

که در این رابطه a_0 طول ترک اولیه، Δ پارامتر اصلاح طول ترک محاسبه شده از طریق روش تئوری تیر اصلاح شده و C_0 نرمی قسمت سخت‌شوندگی می‌باشد. با محاسبه نرمی در هر نقطه از منحنی نیرو-جابجایی و وارد نمودن آن در رابطه، طول ترک معادل به دست می‌آید:

$$\frac{8a_e^3}{E_f B h^3} + \frac{24(1 + \nu)a_e}{5E_f B h} - C = 0 \quad (5)$$

با داشتن طول ترک معادل برای هر نقطه روی منحنی، نمودار انرژی شکست نسبت به جدایش قابل رسم خواهد بود. از آنجا که انرژی شکست تابعی از جدایش رسم شده است، مقادیر کشش با مشتق‌گیری از رابطه انرژی شکست به دست خواهد آمد. هر قانون کشش جدایش دارای 5 پارامتر کلیدی است: مساحت زیر منحنی برابر است با چقرمگی شکست G_I ، مقدار بیشینه کشش T ، و 3 پارامتر جابجایی نسبی اولیه $\delta_{1,1}$ و ثانویه $\delta_{2,1}$ در نقطه جدایش و بیشینه جابجایی نسبی $\delta_{II,1}$. نمودارهای کشش-جدایش برای چهار دسته نمونه با تعداد سیکل حرارتی متفاوت در شکل 11 قابل مشاهده هستند. پارامترهای یادشده با استفاده از یک کد رایانه‌ای در نرم‌افزار پیاده‌سازی شده و نمودارهای نیرو-جابجایی به عنوان خروجی دریافت شد که در شکل 12 نشان داده شده است.

4- نتیجه‌گیری

هدف از انجام این پژوهش، مطالعه تأثیرات سیکل حرارتی بر مقاومت تورق نمونه‌های کامپوزیتی می‌باشد. به همین منظور نمونه‌های کامپوزیتی متعدد ساخته شدند، و تحت تأثیر بارگذاری سیکل حرارتی مشخص قرار گرفته و نهایتاً آزمون مود اول شکست بر روی آن‌ها انجام شد. همچنین یک روش المان محدود به منظور صحت‌گذاری نتایج تجربی و مطالعه اثرات سیکل حرارتی بر تورق کامپوزیت‌های لایه‌ای، به کار گرفته شد. تعیین قوانین کشش-جدایش، به دست آوردن نمودارهای نیرو-جابجایی از نرم‌افزار المان محدود را ممکن ساخت. بخشی از مهم‌ترین نتایج این تحقیق به شرح ذیل دسته بندی شده است:

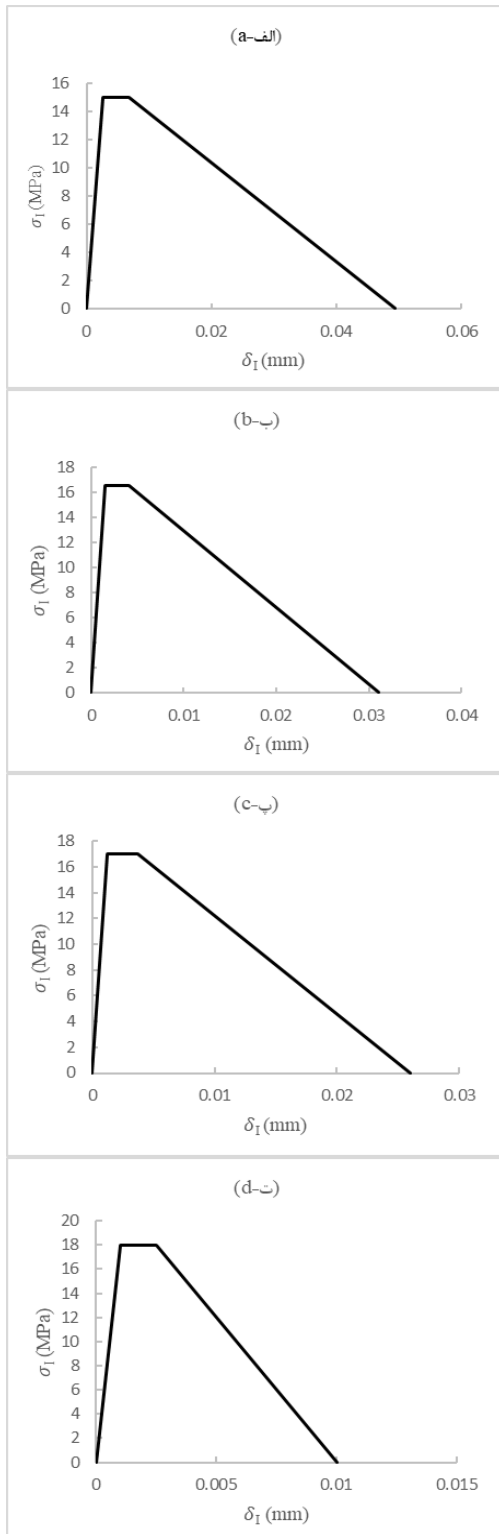


Fig. 11 Traction-Separation Laws for specimens under different number of cycles: a.uncycled, b.after 50 cycles, c.after 100 cycles, d.after 150 cycles

شکل 11 قوانین کشش-جدایش برای نمونه‌های تحت تعداد سیکل‌های مختلف الف- بدون سیکل، ب-50 سیکل، پ - 100 سیکل، ت-150 سیکل حرارتی

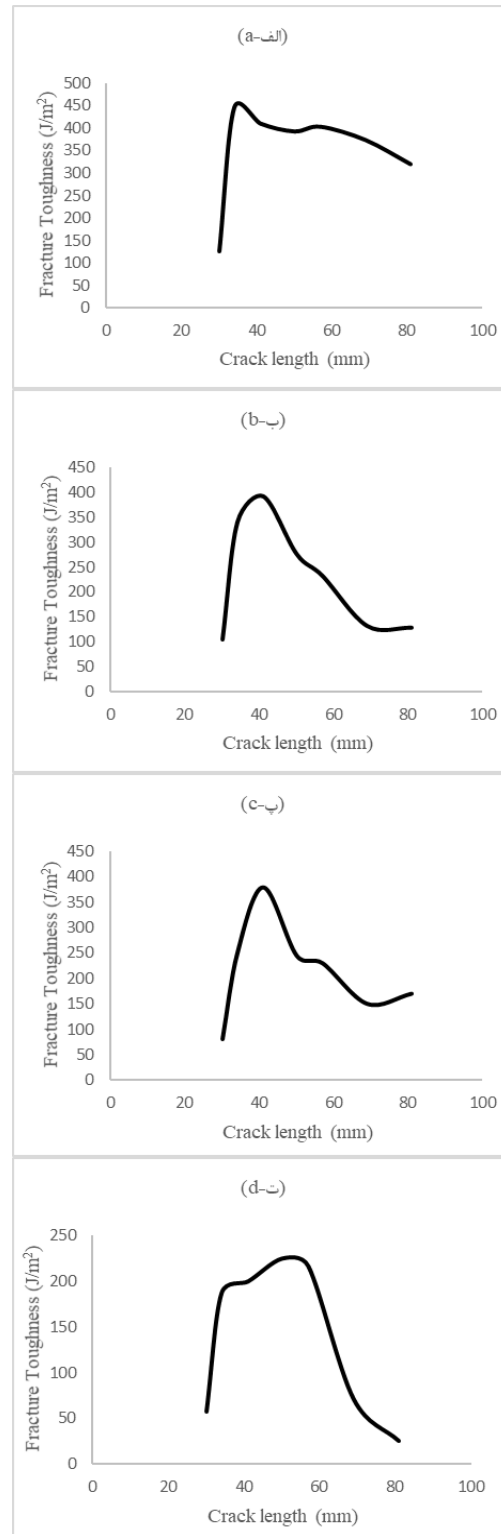


Fig. 10 Resistance curves of specimens under different number of cycles: a) uncycled, b) after 50 cycles, c) after 100 cycles, d) after 150 cycles

شکل 10 نمودارهای مقاومت نمونه‌ها تحت سیکل‌های حرارتی متفاوت الف) بدون سیکل، ب) 50 سیکل، پ) 100 سیکل، ت) 150 سیکل حرارتی

- بیشینه نیروی قابل تحمل توسط نمونه‌ها با قرارگیری در معرض تغییرات دما کاهش می‌یابد.
- شروع تورق با افزایش تعداد سیکل حرارتی در سطوح کمتری از نیرو اتفاق می‌افتد. از این رو می‌توان نتیجه گرفت سیکل حرارتی می‌تواند باعث ایجاد آسیب و یا شکست زودرس در سازه‌های کامپوزیتی شود. مطالعه نمونه‌ها تحت سطوح گوناگون سیکل حرارتی نشان داد که این پدیده می‌تواند چقرمگی شکست را در جنبه‌های گوناگون تحت تأثیر قرار دهد.
- چقرمگی شکست اولیه پس از 150 سیکل در حدود 54 درصد کاهش یافت، که این موضوع مستقیماً به کاهش خواص تحت شرایط دمایی مربوط است.
- در قسمت صعودی نمودار مقاومت، نمونه‌های مرجع به یک حد بیشینه رسیده سپس با افزایش طول ترک حالت پایاروند را تجربه کردند، لیکن با اعمال و افزایش تعداد سیکل حرارتی، قله نمودار کاهش پیدا کرد تا در 150 سیکل به کمترین مقدار خود رسید.
- بی‌نظمی‌هایی در نمودارهای نیرو برحسب جابجایی و چقرمگی شکست نمونه‌های تحت 150 سیکل مشاهده شد که نشان می‌دهد تعداد سیکل حرارتی بالا می‌تواند باعث ایجاد آسیب شدید و فعل و انفعالات شیمیایی در رزین شود. قوانین مدل ناحیه چسبناک به دست آمده نشان داد که با افزایش تعداد سیکل حرارتی بیشینه جابجایی که در آن جدایش کامل اتفاق می‌افتد، کاهش یافته و کشش موضعی افزایش می‌یابد. این پدیده نشان می‌دهد سیکل حرارتی می‌تواند رفتار ماده را تغییر داده، به رفتار ترد نزدیک نموده و انرژی جذب شده توسط ماده کاهش یابد.

5- مراجع

- [1] Shokrieh, M. M., Salamat-Talab, M. and Heidari-Rarani, M., "Dependency of Bridging Traction of Dcb Composite Specimen on Interface Fiber Angle" Theoretical and Applied Fracture Mechanics, Vol. 90, pp. 22-32, 2017.
- [2] ASTM, D., "5528-01: Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites" Annual book of ASTM standards, Vol. 15, 2001.
- [3] Kravchenko, O. G., Kravchenko, S. G. and Sun, C.-T., "Thickness Dependence of Mode I Interlaminar Fracture Toughness in a Carbon Fiber Thermosetting Composite" Composite Structures, Vol. 160, pp. 538-546, 2017.
- [4] Farmand-Ashtiani, E., Cugnoni, J. and Botsis, J., "Specimen Thickness Dependence of Large Scale Fiber Bridging in Mode I Interlaminar Fracture of Carbon Epoxy Composite" International Journal of Solids and Structures, Vol. 55, pp. 58-65, 2015.
- [5] Shokrieh, M., Heidari-Rarani, M. and Ayatollahi, M., "Delamination R-Curve as a Material Property of Unidirectional Glass/Epoxy Composites" Materials & Design, Vol. 34, pp. 211-218, 2012.
- [6] Rocandio, C., Viña, J., Argüelles, A. and Rubiera, S., "Study of Fatigue Behavior of Epoxy-Carbon Composites under Mixed Mode I/II Loading" Advanced Engineering Materials, Vol. 20, No. 2, pp. 1700569, 2018.
- [7] Low, K., Teng, S., Johar, M., Israr, H. and Wong, K., "Mode I Delamination Behaviour of Carbon/Epoxy Composite at Different

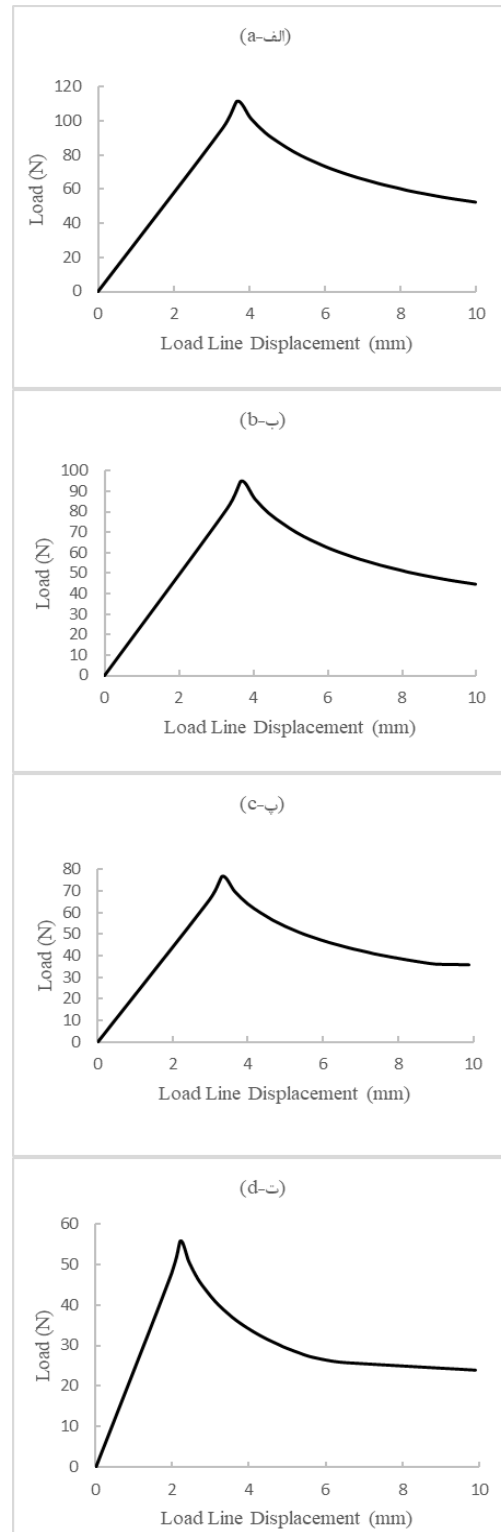


Fig. 12 Load-displacement curves from FEA for specimens under different number of cycles: a.uncycled, b.after 50 cycles, c.after 100 cycles, d.after 150 cycles

شکل 12 نمودار نیرو-جابجایی دریافت شده از شبیه‌سازی المان محدود نمونه‌های الف-بدون سیکل، ب-50 سیکل، پ - 100 سیکل، ت-150 سیکل حرارتی

- Displacement Rates“ Composites Part B: Engineering, Vol. 176, pp. 107293, 2019.
- [8] Heidari-Rarani, M., Shokrieh, M. and Camanho, P., “Finite Element Modeling of Mode I Delamination Growth in Laminated Dcb Specimens with R-Curve Effects“ Composites Part B: Engineering, Vol. 45, No. 1, pp. 897-903, 2013.
- [9] Bae, H., Kang, M., Woo, K., Kim, I.-G. and In, K.-h., “Test and Analysis of Modes I, II and Mixed-Mode I/II Delamination for Carbon/Epoxy Composite Laminates“ International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 20, No. 3, pp. 636-652, 2019.
- [10] Wang, Z., Zhao, J., Ma, X., Wang, S. and Yang, X., “Numerical Simulation of Progressive Delamination in Composite Laminates under Mode I and Mode II Loadings“ Mechanics of Composite Materials, Vol. 56, No. 6, pp. 735-746, 2021.
- [11] Gong, Y., Chen, X., Tao, J., Zhao, L., Zhang, J. and Hu, N., “A Simple Procedure for Determining the Mode I Bridging Stress of Composite Dcb Laminates without Measuring the Crack Opening Displacement“ Composite Structures, Vol. 243, pp. 112147, 2020.
- [12] De Moura, M., Campilho, R. and Gonçalves, J., “Crack Equivalent Concept Applied to the Fracture Characterization of Bonded Joints under Pure Mode I Loading“ Composites Science and Technology, Vol. 68, No. 10-11, pp. 2224-2230, 2008.
- [13] Dávila, C. G., Rose, C. A. and Camanho, P. P., “A Procedure for Superposing Linear Cohesive Laws to Represent Multiple Damage Mechanisms in the Fracture of Composites“ International Journal of Fracture, Vol. 158, No. 2, pp. 211-223, 2009.
- [14] Floros, I., Tserpes, K. and Löbel, T., “Mode-I, Mode-II and Mixed-Mode I+ II Fracture Behavior of Composite Bonded Joints: Experimental Characterization and Numerical Simulation“ Composites Part B: Engineering, Vol. 78, pp. 459-468, 2015.
- [15] Fernandes, R. L., De Moura, M. and Moreira, R., “Effect of Moisture on Pure Mode I and II Fracture Behaviour of Composite Bonded Joints“ International Journal of Adhesion and Adhesives, Vol. 68, pp. 30-38, 2016.
- [16] Coronado, P., Argüelles, A., Viña, J., Mollón, V. and Viña, I., “Influence of Temperature on a Carbon-Fibre Epoxy Composite Subjected to Static and Fatigue Loading under Mode-I Delamination“ International Journal of Solids and Structures, Vol. 49, No. 21, pp. 2934-2940, 2012.
- [17] Tabatabaiean, A. and Ghasemi, A. R., “Curvature Changes and Weight Loss of Polymeric Nano-Composite Plates with Consideration of the Thermal Cycle Fatigue Effects and Different Resin Types: An Experimental Approach“ Mechanics of Materials, Vol. 131, pp. 69-77, 2019.
- [18] Ghasemi, A. and Moradi, M., “Effect of Thermal Cycling and Open-Hole Size on Mechanical Properties of Polymer Matrix Composites“ Polymer Testing, Vol. 59, pp. 20-28, 2017.
- [19] Ghasemi, A. and Moradi, M., “Low Thermal Cycling Effects on Mechanical Properties of Laminated Composite Materials“ Mechanics of Materials, Vol. 96, pp. 126-137, 2016.
- [20] Schindelin, J., Arganda-Carreras, I., Frise, E., Kaynig, V., Longair, M., Pietzsch, T., Preibisch, S., Rueden, C., Saalfeld, S. and Schmid, B., “Fiji: An Open-Source Platform for Biological-Image Analysis“ Nature methods, Vol. 9, No. 7, pp. 676-682, 2012.
- [21] GmbH, G., Digital Image Correlation and Strain Computation Basics, GOM GmbH Braunschweig, Germany, 2016.
- [22] Testing, A. S. f. and Materials, “Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials“, ASTM international, 2006.
- [23] International, A., “Astm D638-14, Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics“, ASTM International, 2015.
- [24] Wells, A. A., George Rankin Irwin. 26 February 1907—9 October 1998: Elected For. Mem. Rs 1987, The Royal Society, 2000.