

چقرمگی شکست بین لایه‌های کامپوزیت‌های کربن/ اپوکسی در مد اول و دوم شکست

دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران، taheri@iust.ac.ir
 دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران،
 hghadir@mecheng.iust.ac.ir
 استادیار، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران، smn.ghoreishi@isrc.ac.ir

فتح‌اله طاهری بهروز*
 حمید رضا قدیری گرجان
 سید محمد نوید قریشی

چکیده

کامپوزیت‌های زمینه پلیمری با وجود داشتن استحکام و مدول ویژه بالا در مقایسه با مواد سنتی در راستای عمود بر صفحه خواص مکانیکی‌شان ضعیف می‌باشد. این نوع سازه‌ها در برخی کاربردهای صنعتی به صورت مداوم در معرض چرخه گرمایی قرار می‌گیرند. در این پژوهش، تاثیر ۲۰۰ چرخه گرمایی سرمایش-گرمایش در محدوده دمایی ۳۰- تا ۶۵+ درجه سلسیوس بر چقرمگی شکست کامپوزیت‌های کربن اپوکسی بررسی شده است. نمونه‌های کامپوزیتی از لایه‌های پارچه کربن و رزین اپوکسی ساخته شده و آزمایش‌های چقرمگی شکست نمونه تیر دولبه ای یک سرگیردار (DCB) و نمونه خمشی با شکاف انتهایی (ENF) انجام شده است. نمونه‌های ساخته شده بعد از قرارگیری در معرض ۲۰۰ چرخه گرمایی سرمایش-گرمایش آزمایش شده و چقرمگی‌های استخراج شده با نمونه‌های مشابه بدون قرار گرفتن در معرض چرخه گرمایی مقایسه شده‌اند. نتایج آزمایشگاهی در نمونه‌های مد اول و دوم نشان دادند که چرخه گرمایی، چقرمگی شکست شروع تورق را به ترتیب ۵/۷ و ۱۵/۵ درصد نسبت به نمونه‌های بدون چرخه گرمایی کاهش داده است. همچنین سطح ترک با استفاده از میکروسکوپ نوری و میکروسکوپ الکترونی تصویربرداری شده و مکانیسم رشد ترک در نمونه‌های بدون چرخه و تحت چرخه گرمایی مورد مقایسه و تحلیل قرار گرفته است.

واژه‌های کلیدی: چقرمگی شکست بین لایه‌ای، چرخه گرمایی، تیر دولبه‌ای یک سر گیردار، نمونه خمشی با شکاف انتهایی، کامپوزیت.

Interlaminar fracture toughness of carbon/epoxy composites under mode I and II

F. Taheri-Behrooz
H. R. Ghadiri Garjan
S. M. N. Ghoreishi

School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran
 School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran
 Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

Abstract

Polymeric composites having high specific strength and stiffness compared to the traditional material are weak in out-of-plane mechanical properties. More than above, these kinds of structures in some industrial applications are undergoing cyclic temperatures. In this manuscript, the effect of 200 thermal cycles in the range of -30 to +65 degrees Celsius on the fracture toughness of the carbon/epoxy composites is evaluated. Carbon/epoxy composite laminates are fabricated using carbon fabrics and epoxy resin in the form of the double cantilever beam (DCB), and end notched flexure (ENF) specimens. Samples are exposed to the 200 thermal cycles, and fracture tests are carried out in modes I and II. Test results revealed that the initiation fracture toughness of the samples in mode I (DCB) and mode II (ENF) are reduced 5.7 and 15.5 percent, respectively, compared to those are tested at room temperatures. Also, crack surfaces are investigated using an optical microscope and scanning electron microscope (SEM) in the specimens exposed to the thermal cycles.

Keywords: Interlaminar fracture toughness, Thermal cycle, Double cantilever beam, the end notched flexure, Composites.

می‌توان در معرض تغییرات دمای چرخه‌ای (تقریباً بین ۵۰- تا ۱۳۰+ درجه سانتی‌گراد)، بسته به مراحل پرواز، یا تغییرات دمای بالا که در طول پرواز مافوق صوت صورت می‌گیرد، قرار داد [۱]. مطالعه قرار گرفتن چنین موادی در معرض شرایط دمایی، یکی از مهم‌ترین عوامل ایجاد کننده آسیب‌ها در رفتار مکانیکی مواد کامپوزیتی می‌باشد. بنابراین دانش کامل از رفتار کامپوزیت‌های زمینه پلیمری در زمانی که در شرایط مختلف دمایی قرار می‌گیرد ضروری است.

در طول چرخه گرمایی، ماتریس و الیاف با توجه به ضرایب انبساط گرمایی‌شان، انبساط یا انقباض می‌یابند. از آنجایی که اجزاء به طور داخلی همدیگر را مقید کرده‌اند، نوسانات دما باعث ایجاد تنش در فصل

۱- مقدمه

پلیمرهای تقویت شده با الیاف کربن (CFRP)، به دلیل استحکام و سفتی بالا در کنار چگالی کم، به طور وسیع در صنعت خودرو، هواپیما و هوافضا مورد استفاده قرار می‌گیرد. این مواد، خواص شاخصی نظیر نسبت استحکام به وزن بالاتری از مواد فلزی ارائه می‌دهند. برای دستیابی به نیازهای فنی ایمنی سازه‌های طراحی شده در صنعت خودرو و هوافضا، می‌بایست توانایی قرار گرفتن در شرایط مختلف بار و دما، تغییر شکل و جذب انرژی و همزمان حفظ یکپارچگی خود را داشته باشند. در کاربردهای هوایی، سازه‌های مختلف کامپوزیتی را

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: taheri@iust.ac.ir

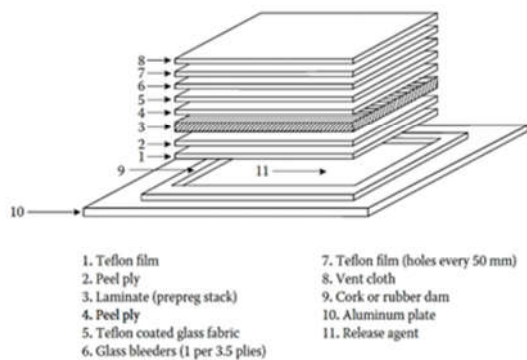
تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۱/۲۳

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۴/۱۳

مشترک لایه‌های کامپوزیتی می‌شوند که یکی از جدی‌ترین مشکلات مربوط به کامپوزیت‌ها را که جدایش پیوند بین اجزای سازنده آنها است را به وجود می‌آورد. این نوع خرابی یا با گسترش ترک‌های از پیش موجود و یا با ایجاد ترک‌های جدید در فصل مشترک لایه‌های کامپوزیت ایجاد می‌شود. مطالعات بسیاری برای بررسی تاثیر پارامترهای مختلف نظیر شکل هندسی نمونه، حالت بارگذاری، ترتیب لایه چینی و زاویه قرارگیری الیاف بر روی رفتار تورق کامپوزیت‌های کربن/اپوکسی و شیشه/اپوکسی تک جهته و چند جهته انجام شده است [۲-۱۱]. حسینی و همکاران [۹ و ۳]. تاثیر لایه مت بر چقرمگی شکست کامپوزیت‌های شیشه اپوکسی در مد اول و دوم را با روش تجربی و عددی مطالعه کردند. شکریه و همکاران [۱] وابستگی رفتار پل زنی در نمونه های DCB به زاویه الیاف را مطالعه کردند. اندرسون و کونینگ [۱۲] با بررسی مقالات مختلف تاثیر لایه چینی فصل مشترک بر چقرمگی شکست شروع و رشد ترک در چندلایه های کامپوزیتی با الیاف تک جهته را مورد تحقیق قرار دادند. آن‌ها دریافتند که با توجه به نوع مد بارگذاری و نوع لایه چینی فصل مشترک تورق، چقرمگی شکست چندلایه های کامپوزیتی می تواند افزایش یا کاهش یابد. فانگ و داتون [۱۳] نشان دادند که چندلایه های کامپوزیتی بافته شده معمولا دارای چقرمگی شکست بالاتری نسبت به چندلایه های تک جهته می باشند. شین و جانگ [۱۴] تورق مد دو کامپوزیت های بافته شده کربن/اپوکسی را به کمک میکروسکوپ الکترونی بررسی کردند. مشاهدات آن‌ها دو نوع رشد ترک را به دلیل هندسه پیچیده بافت پارچه‌ها نشان داد. پیرا و همکارانش [۱۵] مطالعه ای آزمایشگاهی بر روی چقرمگی شکست بین لایه ای مد دو پارچه بافته شده شیشه/اپوکسی چند لایه ای های چند جهته انجام دادند. آن‌ها لایه چینی های θ ، $0/\theta$ و θ برای سطح رشد تورق در نظر گرفته و مناسب بودن آن‌ها را برای نمونه ENF به کمک روش المان محدود مورد بررسی قرار دادند. نتایج آن‌ها گویای افزایش مقدار چقرمگی شکست مد دو نسبت به نمونه‌ها تک جهته بوده است. تریکی و همکارانش [۱۶] به بررسی پدیده تورق در کامپوزیت های بافته شده ضخیم شیشه/پلی استر پرداختند و به صورت آزمایشگاهی تاثیر زاویه الیاف (0, 30, 45, 70) را برای چقرمگی شکست مد یک و دو مورد تحقیق قرار دادند. تاثیر تغییرات مفرد دما بر روی خرابی در اثر ضربه پلاستیک تقویت شده با الیاف کربن، توسط کوانگ هی و همکارانش با استفاده از تفنگ هوا بررسی گردید [۱۷]. آنها دریافتند با افزایش دما، نواحی دارای تورق در نواحی تخریب شده کاهش می یابد. همچنین برای موارد با دمای خیلی بالا یا خیلی پایین، یک رابطه خطی بین انرژی ضربه و نواحی که در آنها تورق رخ می دهد مشاهده نمودند. پونته و همکارانش [۱۸]، تاثیر دمای پایین را بر روی پاسخ چندلایه کربن اپوکسی (نواری و بافته شده) به ضربه با سرعت بالا و متوسط مطالعه نمودند. در نتایج بدست آمده، لمینت های بافته شده بیش از لمینت های شبه ایزوتروپیک قادر به کنترل ضربه بودند. گومز و همکارانش [۱۹ و ۲۰] نشان دادند پایین آوردن دمای چندلایه پیش از ضربه، تاثیری مشابه با افزایش دادن انرژی ضربه بر روی آن دارد که شامل ترک ماتریسی بزرگ تر، گسترش تورق بیشتر، فرورفتگی عمیق تر در محل ضربه، و جدایش ماتریس-الیاف شدیدتر و شکست الیاف در طرف مقابل نمونه. آدامز و همکارانش [۲۱]، تاثیر چرخه گرمایی را بر

روی چندلایه های کامپوزیتی گرافیت/اپوکسی معامد با ترتیب لایه چینی متفاوت بررسی کردند. شین و همکارانش [۲۲]، با شبیه سازی خلاء بالا، اشعه فرابنفش و چرخه های گرمایی مدار نزدیک زمین در فضا، تغییرات خواص مکانیکی کامپوزیت‌ها را بررسی نمودند. کوانگ و همکارانش [۲۳]، تاثیر چرخه گرمایی را بر خواص مکانیکی چندلایه های کربن/اپوکسی بررسی کردند. اسپ [۲۴] اثر دما و رطوبت را بر چقرمگی شکست کامپوزیت های کربن اپوکسی مورد مطالعه قرار دادند. شکریه و زین الدینی [۲۵] مدل سازی چقرمگی شکست تورق مود ترکیبی اول و دوم در نمونه یکسرگیردار دو لبه نامتقارن کامپوزیت های لایه ای را بر روش تجربی و عددی مطالعه کردند. رودریگز و گونزالز [۲۶] چقرمگی شکست کامپوزیت های کربن اپوکسی پر شده با نانو ذرات کربن چند دیواره در مد ترکیبی یک و دو مطالعه کردند. سعیدپور و همکارانش و همکارانش [۲۷، ۲۸] در سال های ۲۰۰۲ و ۲۰۰۳ تاثیر شرایط پخت را بر روی چقرمگی شکست کامپوزیت های کربن/اپوکسی بررسی نمودند. ماساهيرو و همکارانش [۲۹] با افزودن نانوالیاف به کامپوزیت کربن اپوکسی چقرمگی شکست آن را افزایش دادند. چوپانی و شاملی شکست بین لایه ای یک ماده کامپوزیت شیشه/اپوکسی تحت بارگذاری مود مرکب و با بکارگیری یک فیکسچر جدید مورد مطالعه قرار دادند [۳۰].

با وجود این در زمینه تاثیر شرایط محیطی و دمایی مختلف کارهای اندکی صورت گرفته است. موسسه تحقیقات هواشناسی سوئد [۳۱]، تاثیر دما و رطوبت را بر روی چقرمگی شکست بین لایه ای کامپوزیت های کربن/اپوکسی در مد I، مد II و مد ترکیبی بررسی نمود. بر اساس گزارش منتشر شده، در مد II نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی با افزایش رطوبت و دما کاهش می یابد. با این حال، تاثیر رطوبت بر نرخ رهایی انرژی کرنشی در مد II در دمای مورد مطالعه قابل توجه نبود. همچنین در مد ترکیبی نرخ رهایی انرژی کرنشی با رطوبت کاهش می یابد اما وابستگی به دما مشاهده نشد. نرخ رهایی انرژی کرنشی در مد I با تغییر میزان رطوبت تغییر نیافته اما به مقدار کمی با افزایش دما افزایش می یابد. قاسمی و همکاران [۳۲] نمونه های شیشه/اپوکسی را ۹۰ دفعه بین ۰ تا ۷۵ درجه سانتی گراد تحت چرخه گرمایی قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که رفتار غیر خطی کامپوزیت‌ها به طور مشخصی بر روی تنش پسماند تاثیر گذار است. علاوه بر این، اگر نمونه شکننده تر شود، کرنش های باقی مانده ثابت باقی می ماند. در حالی که مدول الاستیسیته و تنش های پسماند کاهش می یابد. سالز و همکارانش [۳۳]، چقرمگی شکست بین لایه ای نمونه های کامپوزیت کربن/اپوکسی ساخته شده با روش انتقال رزین با کمک خلا (VARTM) را تحت دماهایی که کامپوزیت‌ها در طول کاربرد به خصوص در کاربردهای هوافضا مواجه می شوند بررسی کردند. برای این هدف، نمونه‌ها تحت بارگذاری مد I و II با دماهای ۲۵°C و ۸۰°C آزمایش شدند تا تاثیر دما و نوع فرآیند ساخت بر مقادیر چقرمگی شکست مورد بررسی قرار گیرد. آن‌ها همچنین از تحلیل میکروسکوپ الکترونی روبشی (SEM) برای درک بهتر رفتار مکانیکی نمونه‌ها تحت بارگذاری مد I و II و دماهای ۲۵°C و ۸۰°C استفاده نمودند. نتایج آزمایش های چقرمگی شکست در مد اول DCB و مد دوم ENF نشان داد که در دماهای بالا، مقادیر G_{II} و G_I بیشتر از دمای اتاق می باشد زیرا دمای بالا مقادیر چقرمگی شکست را به علت اتصال قوی تر بین



شکل ۱- نمای طرحواره از اجزاء قالب گیری به روش کیسه خلاء [۳۴]

لایه‌چینی صفحه‌ی کامپوزیت در یک راستا بوده و برای ایجاد جدایش اولیه پس از چیدن هشت لایه از یک لایه‌ی تفلون به ضخامت ۱۳ میکرون استفاده شده و سپس هشت لایه‌ی بعدی اضافه شده است. برای رسیدن رزین به استحکام مناسب لازم است، طبق دستورالعمل شرکت تولیدکننده رزین، کامپوزیت به مدت ۲۴ ساعت در دمای اتاق پخت اولیه شده و سپس به مدت ۸ ساعت در دمای ۸۰ درجه سانتی گراد داخل آن پخت تکمیلی انجام شده است. پس از تکمیل فرآیند پخت صفحات کامپوزیتی، با استفاده از روش آب برش، نمونه‌های کامپوزیتی مطابق با ابعاد توصیه شده در استاندارد نمونه‌های آزمون DCB و ENF برش داده شده‌است. برای اطمینان از کسر حجمی الیاف برای نمونه‌های مختلف استفاده شده در این تحقیق، از استاندارد ASTM D3171 آزمون سوزاندن روی نمونه‌ها در کوره و در دمای ۶۰۰ درجه سلسیوس و به مدت ۵ ساعت استفاده شده‌است. کسر وزنی الیاف در نمونه‌های مختلف بین ۶۱/۲ تا ۶۲/۱ درصد بدست آمده است. همچنین برای بدست آوردن استحکام و مدول کششی کامپوزیت کربن/اپوکسی استفاده شده در این تحقیق، نمونه‌های کششی با ابعاد ۲۵×۱۵ میلیمتر و به ضخامت تقریبی یک میلیمتر مطابق با استاندارد ASTM D3039 از صفحات کامپوزیتی برش داده می‌شوند. پنج نمونه آزمایش شده و متوسط استحکام کششی و مدول الاستیسیته به ترتیب ۸۰۱،۳ MPa و ۹۵/۴ GPa و انحراف معیار به ترتیب ۷۸ MPa و ۳/۲ GPa بدست آمده‌است. آزمون کشش با سرعت ۲ میلیمتر بر دقیقه و با کنترل جابجایی در دستگاه آزمون سنتام ۱۵ تن انجام شده است. شکل ۲ نمای کلی نمونه‌های آزمون چقرمگی شکست در مد اول و دوم را نشان می‌دهد.

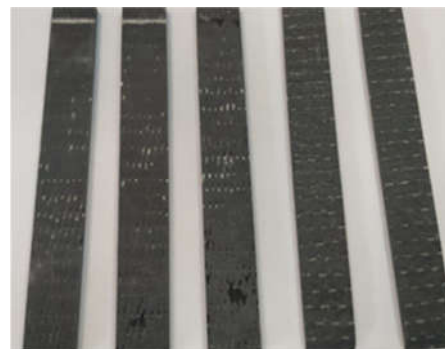
الیاف و ماتریس افزایش می‌دهد.

با توجه به تاثیرگذاری های مختلف چرخه دمایی بر کامپوزیت‌های زمینه پلیمری و کم بودن مطالعات صورت گرفته در این زمینه، در تحقیق حاضر سعی شده است تا تاثیر تعداد ۲۰۰ چرخه گرمایی در بازه ۳۰- تا ۶۵+ درجه سلسیوس بر روی چقرمگی شکست کامپوزیت کربن/اپوکسی تک جهته در مود یک و دو شکست مورد بررسی قرار بگیرد. جهت بررسی های مد یک تورق، نتایج آزمایشگاهی استخراج شده و رفتار تورق کامپوزیت تک جهته کربن/اپوکسی و تاثیر چرخه گرمایی بر روی مکانیسم رشد تورق آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. برای این منظور از نمونه تیر دولبه ای یک سرگردار (DCB) استفاده شده و مکانیسم رشد ترک با مشاهده سطوح ترک مورد بررسی قرار گرفته است. در بررسی های مد دو تورق، از نمونه خمشی با شکاف انتهایی (ENF) استفاده شده است و تاثیر چرخه گرمایی بر نرخ رهایی انرژی کرنشی مد دو کامپوزیت کربن/اپوکسی به صورت آزمایشگاهی مطالعه شده است.

۲- آماده سازی نمونه‌ها

به منظور ساخت نمونه‌ها از تعداد شانزده لایه پارچه تک جهته کربن نوع T300 ساخت شرکت ترایکا (Troayca) با چگالی سطحی ۲۰۰ گرم بر متر مربع و رزین دوجزئی اپوکسی EPIKOTETM™ L20 با عامل پخت EPIKURE™ EPH 960 ساخت شرکت هگزین (Hexion) آلمان استفاده شده‌است. این رزین به دلیل ویژگی‌های مطلوب از جمله لزجت نسبتاً پایین در دمای محیط، مدت زمان ژل شدن طولانی و همچنین استحکام بالا برای ساخت کامپوزیت به روش لایه گذاری دستی مناسب بوده و خواص مکانیکی بالا برای آزمایش در دماهای بالا را فراهم می‌کند. نسبت اختلاط رزین به سخت‌کننده ۱۰۰ به ۳۴ می‌باشد. همچنین دمای گذر شیشه ای رزین ۱۳۰ درجه سلسیوس می‌باشد. ساخت صفحات کامپوزیتی، با روش لایه‌گذاری دستی با کیسه خلاء، شامل چیدن لایه‌های پارچه تک جهته کربن در تعداد و جهت مورد نیاز برای هر نمونه در قالب و سپس آغشته‌سازی لایه‌ها به رزین با قلم مو و در نهایت ایجاد محیط خلاء توسط پمپ خلاء، برای حذف رزین اضافی الیاف جهت دستیابی به درصد حجمی الیاف بالاتر می‌باشد. همچنین جهت خروج رزین و حذف رزین اضافی، ابتدا و انتهای لایه چینی الیاف از پارچه های بلیدر استفاده شده است. در شکل ۱ به صورت طرحواره، نحوه‌ی قرارگیری اجزای مختلف در روش ساخت با کمک کیسه خلاء، نشان داده شده است.

با ظرفیت ۲ تن برای اندازه‌گیری نیرو در حین آزمایش استفاده نموده- است. به‌منظور اطمینان داشتن به نتایج آزمون پنج نمونه در هر حالت آزمایش شده‌است. در شکل ۴ تجهیزات آزمایش و نحوه‌ی جای‌گیری آن‌ها نشان داده شده است. در این تحقیق از دوربین DIC استفاده شده است. به کمک این دوربین و نرم افزار مخصوص آن می‌توان به طور منظم در فواصل زمانی مشخص یک عکس از لبه ی نمونه ثبت کرد.



شکل ۲- نمونه‌های کامپوزیتی ساخته شده

مشخصات هندسی نمونه‌های کربن/اپوکسی DCB و ENF مطابق جدول ۱ می‌باشد.

جدول ۱- مشخصات هندسی نمونه‌های آزمایش

ابعاد	نمونه DCB	نمونه ENF
طول (mm)	۱۶۰۱	۱۹۰۱
عرض (mm)	۲۵ ± ۰/۱	۲۵ ± ۰/۱
ضخامت (mm)	۵/۶ ± ۰/۱	۵/۶ ± ۰/۱
طول ترک (mm)	۵۰ ± ۰/۱	۶۰ ± ۰/۱



الف



ب

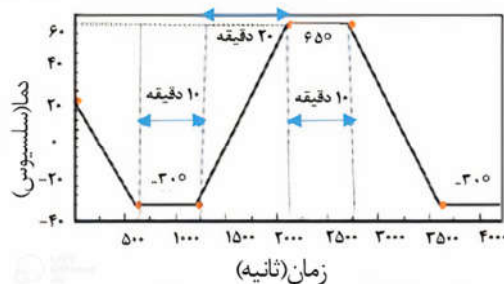
شکل ۴- نحوه انجام آزمون چقرمگی شکست بین‌لایه‌ای (الف) آزمون DCB (ب) آزمون ENF

آزمایش‌ها در مد اول و دوم مطابق با استانداردهای ASTM D5528 [۳۵] برای نمونه‌های DCB و ASTM D7905 [۳۶] برای نمونه‌های ENF انجام شده است. مطابق با استاندارد ASTM D5528 سه روش نظریه تیر اصلاح شده (MBT)، کالیبراسیون نرمی (CC) و کالیبراسیون نرمی اصلاح شده (MCC) برای به دست آوردن مقدار چقرمگی شکست مد یک پیشنهاد شده است. بر مبنای نظریه تیر اصلاح شده، نرخ‌های انرژی کرنشی برای هر طول ترک طبق رابطه (۱) بدست می‌آید که در آن P بار اعمال‌شده، δ جابجایی نقطه بار، b عرض قطعه و a طول ترک است [۳۵].

$$G_{Ic} = \frac{3P\delta}{2b(a+|\Delta|)} \quad (1)$$

۲-۱- مراحل آزمایش

نمونه‌های کامپوزیتی تک‌جهته کربن/اپوکسی تحت ۲۰۰ چرخه گرمایی سرمایه‌ش-گرمایش در بازه‌ی دمایی ۳۰- تا ۶۵+ درجه سانتی‌گراد در آون گرمایی قرار گرفته‌اند. نمودار چرخه گرمایی در شکل ۳ نمایش داده شده است. هر چرخه گرمایی بصورت ۱۰ دقیقه توقف در دمای ۳۰- درجه سلسیوس، ۲۰ دقیقه تا رسیدن به دمای ۶۵+ درجه سلسیوس، ۱۰ دقیقه توقف در دمای ۶۵ درجه سلسیوس و ۲۰ دقیقه کاهش تا دمای ۳۰- درجه سلسیوس می‌باشد.





شکل ۳- نمودار چرخه گرمایی نمونه‌ها

در آزمایش مد یک و دو چقرمگی شکست بین‌لایه‌ای در قطعات کامپوزیتی، لازم است تا سه کمیت بار، جابجایی محل اعمال بار و طول ترک به طور همزمان در هنگام شروع و رشد تورق ثبت گردد. لذا برای ثبت بار و جابجایی محل اعمال بار به یک دستگاه کشش دقیق نیاز است. آزمون به وسیله دستگاه کشش سنتام با ظرفیت ۱۵ تن و با سرعت یک میلی‌متر بر دقیقه انجام شده است. دستگاه از یک نیروسنج

نشان می‌دهد که ترک ابتدا به صورت پایدار در قطعات رشد کرده و سپس به صورت ناپایدار به رشد خود ادامه داده است. همچنین روند کلی منحنی بار جابجایی در هر دو آزمایش برای نمونه های تحت چرخه گرمایی قرار گرفته پایین تر از نمونه‌های دما اتاق می‌باشد. در جدول ۲ مقادیر چقرمگی شکست شروع و رشد تورق در نمونه های DCB و ENF نمایش داده شده است. در شکل ۶ منحنی مقاومت متناظر برای نمونه های DCB در دمای اتاق و تحت چرخه گرمایی و منحنی مقاومت متناظر برای نمونه‌های ENF در دمای اتاق و تحت چرخه گرمایی نمایش داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود مقادیر آغاز و پایدار چقرمگی شکست نمونه‌های تحت چرخه گرمایی پایین‌تر نمونه های در شرایط بدون چرخه گرمایی می‌باشد.

جدول شماره ۲- چقرمگی شکست شروع و رشد نمونه‌ها

شرایط	نمونه	چقرمگی شکست	چقرمگی شکست پایا
		G_c^I	G_c^{prop}
	DCB	۱۲±۴۷۰	۲۰±۶۴۵
	ENF	۱۷±۷۹۵	۱۹±۱۳۱۰
	DCB	۱۸±۴۴۳	۵±۵۵۳
	ENF	۱۵±۶۷۲	۳±۱۱۵۰

برای درک بهتر مکانیسم رشد ترک، از سطح ترک نمونه های آزمایش شده با استفاده از میکروسکوپ نوری و میکروسکوپ الکترونی روبشی (SEM) تصویربرداری گردید. در شکل ۷ تصویر میکروسکوپ نوری از سطح ترک نمونه DCB بدون شرایط چرخه گرمایی و تحت چرخه گرمایی با بزرگ نمایی ۴۰ برابر نمایش داده شده است. تصویر سطح ترک، نشان می‌دهد که ماتریس‌های به جا مانده در یک سطح با الیاف سطح دیگر متناظر است که می‌توان نتیجه گرفت ترک از ناحیه فصل مشترک بین الیاف و ماتریس رشد کرده است. وجود الیاف بیرون زده در سطوح ترک نشان می‌دهد که رشد تورق تحت تاثیر پل زنی الیاف بوده است که این امر نقش مهمی را در مقدار چقرمگی شکست ایفا می‌کند.

Δ ضریب اصلاح طول ترک می باشد که از ارتفاع خط برازش شده بر داده‌های تجربی در حین رشد ترک با محور افقی در نمودار $a^{1/3}$ به دست می‌آید.

در این تحقیق از روش نظریه تیر اصلاح شده برای مطالعه ی نرخ رهایی انرژی کرنشی استفاده شده است.

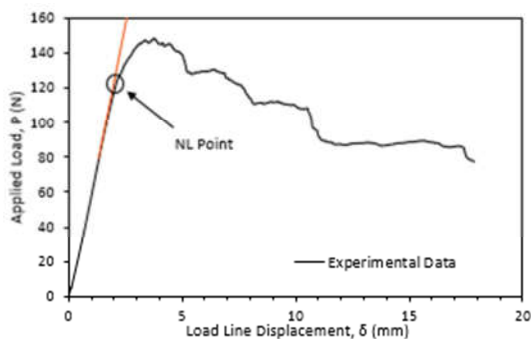
روش‌های مختلفی برای محاسبه نرخ رهایی انرژی کرنشی مد II ارائه شده است. استاندارد ASTM D7905 از روش کاهش داده برای محاسبه رابطه بین نرمی و طول ترک استفاده کرده است. مطابق این روش در چند طول تورق مختلف (سه یا پنج) نرمی محاسبه می‌گردد. در این تحقیق از روش پنج نقطه استفاده شده است. نرمی در طول ترک‌های معادل با ۲۰، ۲۵، ۳۵ و ۴۰ میلی‌متر محاسبه شده و آزمون شکست در طول ترک ۳۰ میلی‌متر انجام می‌گیرد. رابطه نرخ رهایی انرژی کرنشی در مد دوم به صورت زیر به دست می‌آید [۳۶]:

$$G_{IIC} = \frac{3P^2ma^2}{2b} \quad (3)$$

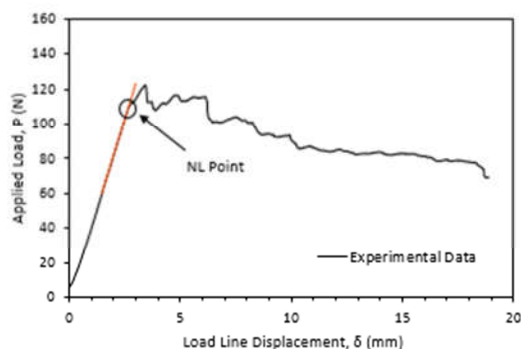
که در آن P و b به ترتیب عرض نمونه، بار اعمال شده و طول تورق می‌باشد. m شیب خط برازش شده بر داده‌های آزمایشگاهی می‌باشد. با استفاده از تغییرات نرخ رهایی انرژی کرنشی بر حسب طول ترک، نمودار R-curve برای نمونه‌های دما اتاق و تحت چرخه گرمایی رسم شده است.

۳- نتایج تجربی

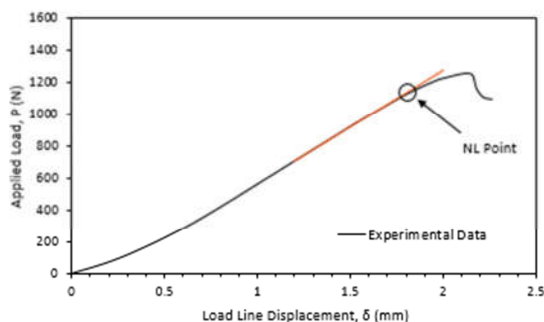
در این بخش نتایج تجربی نمونه‌های DCB و ENF در حالت دمای اتاق و تحت چرخه گرمایی بررسی می‌گردد. پس از انجام آزمون شکست بر روی نمونه های DCB و ENF، از معیار غیر خطی شدن نمودار بار-جابجایی برای تشخیص شروع و رشد ترک استفاده گردید. به این منظور با برهم‌نهی یک خط بر ناحیه‌ی خطی نمودار بار-جابجایی می‌توان با نگاهی سرتاسری به نمودار بار-جابجایی، محل غیر خطی شدن آن را به صورت تقریبی تشخیص داد. شکل ۵ نحوه تشخیص ناحیه غیر خطی شدن نمودار بار-جابجایی در نمونه های بدون چرخه و تحت چرخه قرار گرفته را نشان می‌دهد. منحنی بار-جابجایی برای نمونه های تحت چرخه قرار گرفته و معمولی آزمون های DCB و ENF در شکل ۵ با یکدیگر مقایسه شده اند. بررسی منحنی ها نشان می‌دهد که بعد از ناحیه شروع تورق روند افزایش بار ادامه خواهد داشت. با مشاهده عکس‌های گرفته شده برای طول ترک در بازه‌های متناظر و غیر خطی شدن نمودارهای بار-جابجایی، در آزمون ENF،



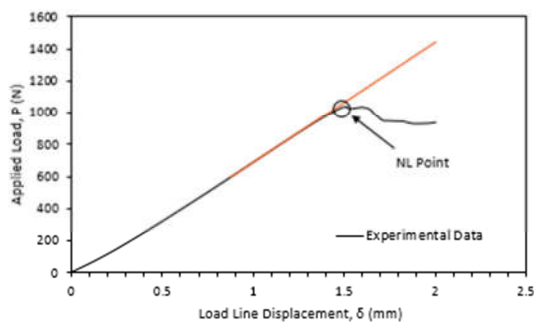
ب) نمونه DCB بدون چرخه دمایی



الف) نمونه DCB در شرایط چرخه دمایی

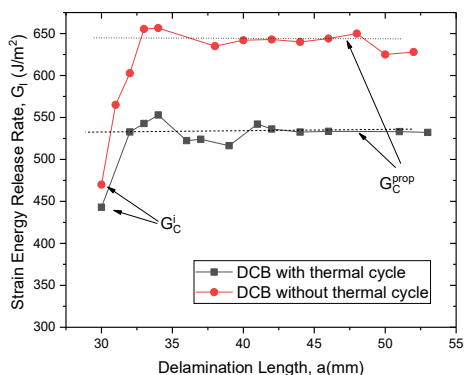


د) نمونه ENF بدون چرخه دمایی



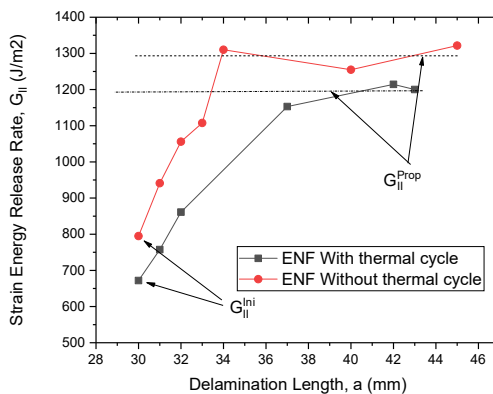
ج) نمونه ENF در شرایط چرخه دمایی

شکل ۵- تشخیص شروع ترک به روش غیرخطی شدن نمودار بار-جابجایی



ب) منحنی مقاومت نمونه‌های DCB

شکل ۶- منحنی مقاومت برای نمونه‌های کامپوزیتی در شرایط بدون چرخه گرمایی و تحت چرخه گرمایی

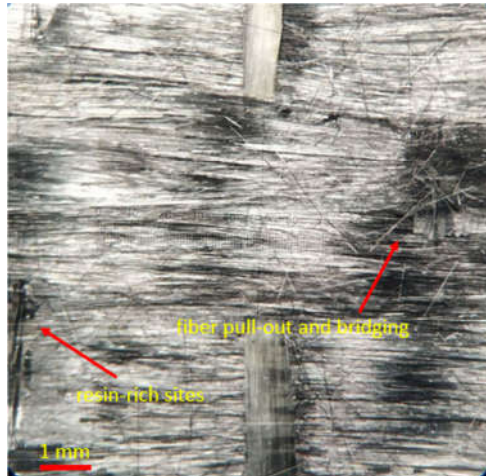


الف) منحنی مقاومت نمونه‌های ENF

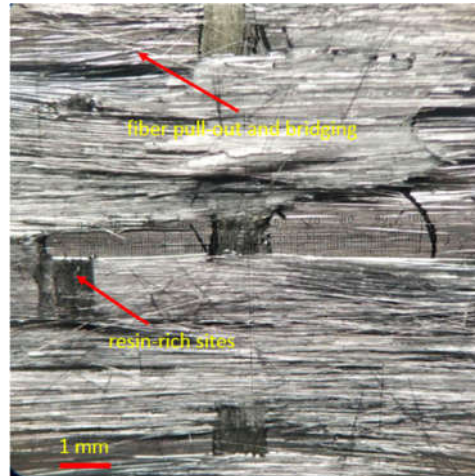
دندانه‌ای و خشن می‌باشد. در شکل ۹ تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی تابش میدانی FESEM از سطح ترک نمونه های DCB در شرایط بدون چرخه گرمایی و تحت چرخه گرمایی نمایش داده شده است. در این تصاویر شکست و بیرون زدگی الیاف که نشان دهنده پل زنی الیاف می باشد قابل مشاهده است. همچنین ترک هایی در سطح

شکل ۸ تصویر میکروسکوپ نوری از سطح ترک نمونه های ENF بدون شرایط چرخه گرمایی و تحت چرخه گرمایی نمایش داده شده است. در این تصاویر تقریباً روندی مشابه سطح ترک نمونه های DCB مشاهده می گردد. با این تفاوت که سطح شکست در نمونه های ENF

بسیار کوچک موجود در ماتریس نمونه‌های تحت چرخه گرمایی بسیار بیشتر از نمونه‌های در شرایط بدون چرخه گرمایی می‌باشد که این ترک‌ها می‌توانند در هنگام چرخه گرمایی به واسطه اختلاف بین ضریب انبساط گرمایی الیاف و ماتریس به وجود آمده باشند. این ترک‌ها موجب کاهش چقرمگی شکست بین لایه‌ای نمونه‌ها می‌شوند.

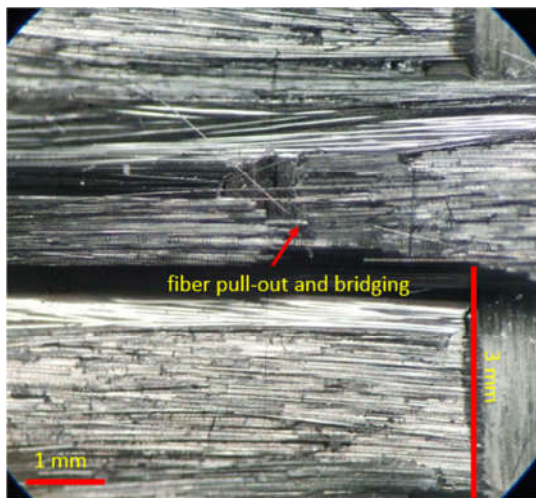


(ب) نمونه‌های در شرایط چرخه گرمایی

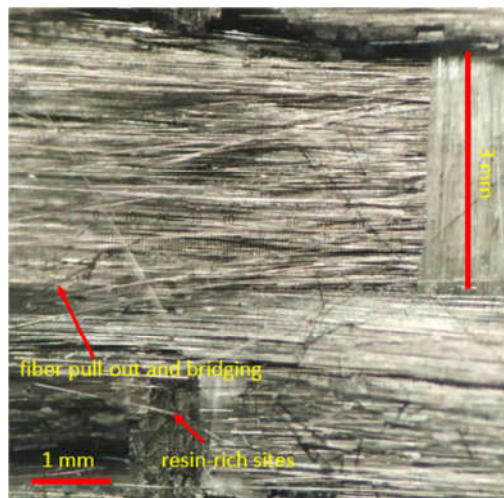


(الف) نمونه‌های بدون چرخه گرمایی

شکل ۷- تصاویر گرفته شده به وسیله میکروسکوپ نوری برای نمونه DCB



(ب) نمونه‌های در شرایط چرخه دمایی



(الف) نمونه‌های بدون چرخه دمایی

شکل ۸- تصاویر گرفته شده به وسیله میکروسکوپ نوری برای نمونه ENF

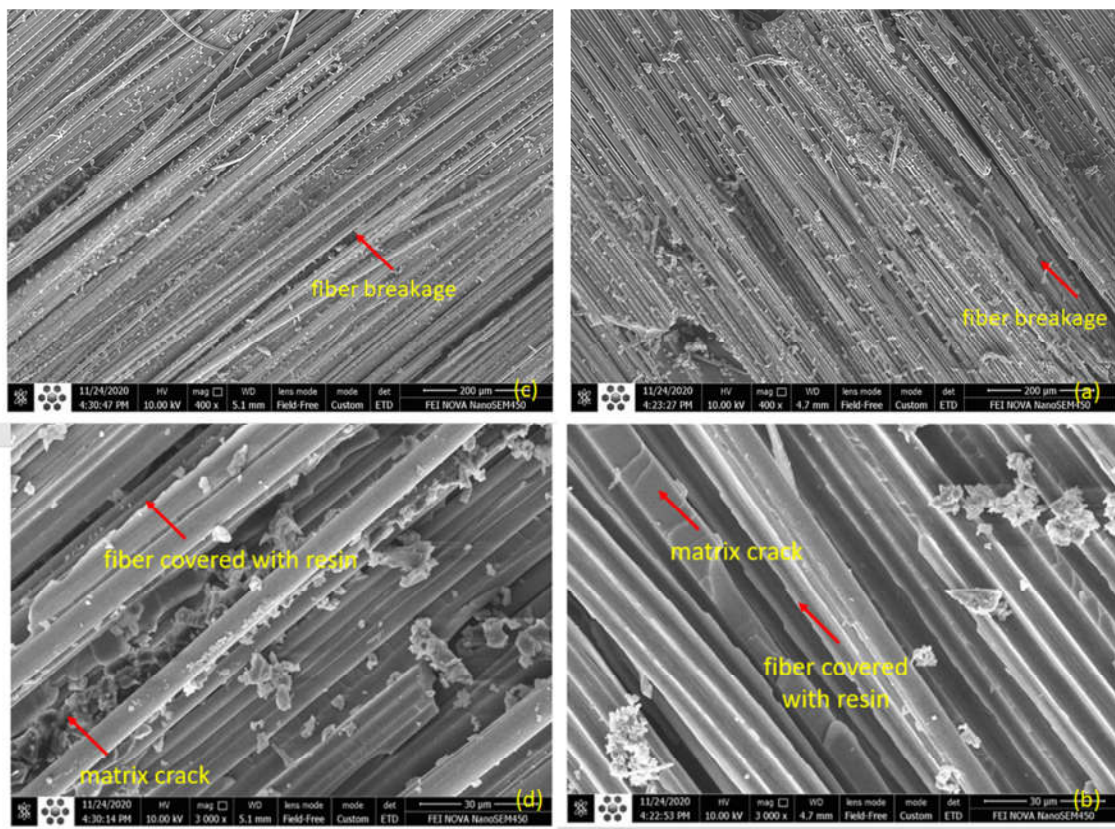
در این تصاویر شکاف‌های عرضی در ماتریس و عمود بر الیاف دیده می‌شود که توانایی بالاتر مواد برای جذب انرژی بیشتر تحت بارگذاری مد دوم را نشان می‌دهد. همچنین به دلیل ضعیف شدن اتصال بین الیاف و ماتریس در نمونه‌های تحت چرخه قرار گرفته، سطح شکست نمونه-های دمای اتاق بسیار زبرتر و دارای خرابی بیشتر نسبت به نمونه‌های تحت چرخه گرمایی قرار گرفته می‌باشد.

همچنین به دلیل ضعیف شدن اتصال بین الیاف و ماتریس در نمونه‌های تحت چرخه قرار گرفته، سطح شکست نمونه‌های دمای اتاق بسیار زبرتر و دارای خرابی بیشتر نسبت به نمونه‌های تحت چرخه قرار گرفته می‌باشد. در شکل ۱۰ تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی تابش میدانی از سطح ترک نمونه‌های ENF در شرایط بدون چرخه گرمایی و تحت چرخه گرمایی نمایش داده شده است. در این تصاویر نیز شکست و بیرون زدگی الیاف قابل مشاهده است. همچنین سطح شکست، دارای شکاف‌های بیشتری نسبت به شکست مد اول می‌باشد.

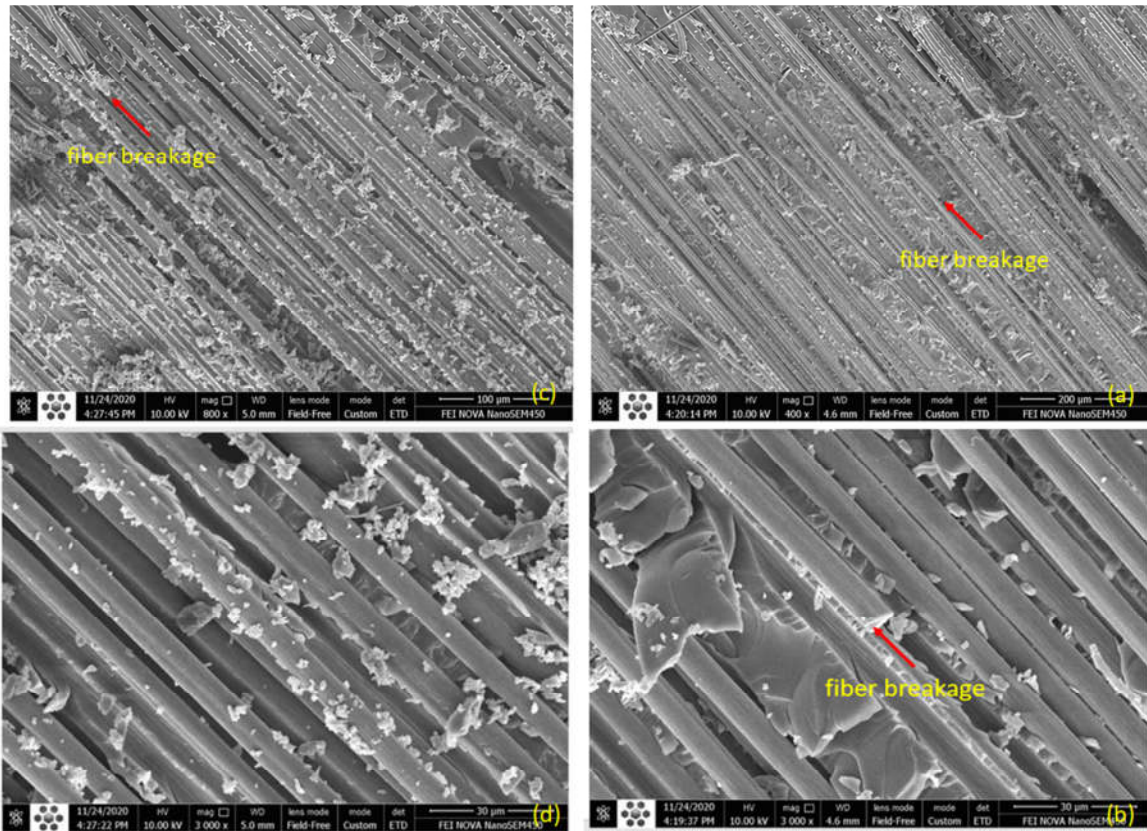
۴- نتیجه‌گیری

هدف اصلی پژوهش حاضر، بررسی تاثیر چرخه گرمایی گرمایش-سرمایش بر روی روند انتشار پدیده تورق در کامپوزیت کربن/اپوکسی تک‌جهته در مود اول و دوم شکست است. بدین منظور ابتدا نمونه‌های DCB و ENF به روش لایه چینی همراه با وکیوم ساخته شده‌اند. تعداد ۵ نمونه برای آزمون DCB و ۵ نمونه برای آزمون ENF در شرایط ۲۰۰ چرخه گرمایی در بازه دمایی ۳۰- تا ۶۰ درجه سلسیوس قرار گرفتند. نمونه‌های کامپوزیتی با توجه به استاندارد ASTM در مود اول و دوم

مورد آزمایش قرار گرفتند و نمودارهای بار-جابجایی برای شرایط مختلف استخراج شد و مورد مقایسه قرار گرفت. نتایج آزمایشگاهی در نمونه‌های DCB نشان دادند که چرخه گرمایی موجب تغییر در مکانیسم رشد ترک شده و چقرمگی شکست شروع و رشد تورق را به ترتیب ۵/۷ و ۱۴/۳ درصد کاهش داده است.



شکل ۹- تصاویر میکروسکوپ FESEM از نمونه های DCB در دمای اتاق (a, b) و نمونه های تحت چرخه گرمایی (c, d) با بزرگنمایی های ۴۰۰ و ۳۰۰۰ برابر



شکل ۱۰ - تصاویر میکروسکوپ FESEM از نمونه های ENF در دمای اتاق (a, b) و نمونه های تحت چرخه گرمایی (c, d) با بزرگنمایی های ۴۰۰ و ۳۰۰۰ برابر

همچنین نتایج آزمایشگاهی نمونه های ENF نشان داد که چرخه گرمایی موجب افت چقرمگی شکست شروع و رشد تورق به ترتیب به میزان ۱۲/۲ و ۱۵/۵ درصد نسبت به نمونه های معمولی می شود. در ادامه برای مطالعه مکانیسم شکست از سطوح شکست نمونه ها، تصاویری با استفاده از میکروسکوپ نوری و میکروسکوپ الکترونی تهیه گردید. تصاویر تهیه شده در نمونه DCB، شکست و بیرون زدگی الیاف که نشان دهنده پل زنی الیاف می باشد را نشان می دهد. در ادامه، مشاهده می گردد که شکست الیاف در نمونه قرار گرفته تحت چرخه گرمایی کمتر است. تصاویر تهیه شده در نمونه ENF، نشان می دهد که سطح شکست، دارای شکاف های بیشتری نسبت به شکست مد اول می باشد. در این تصاویر شکاف های عرضی در ماتریس و عمود بر الیاف دیده می شود که توانایی بالاتر مواد برای جذب انرژی بیشتر تحت بارگذاری مد دوم را نشان می دهد. همچنین به دلیل ضعیف شدن اتصال بین الیاف و ماتریس در نمونه های تحت چرخه قرار گرفته، سطح شکست نمونه های دمای اتاق بسیار زبرتر و دارای خرابی بیشتر نسبت به نمونه های تحت چرخه قرار گرفته می باشد.

۵- تشکر و قدردانی

از پژوهشگاه فضایی ایران بابت حمایت مالی در قالب پروژه کارشناسی ارشد تشکر و قدردانی می شود.

۶- مراجع

- [1] Grimes G.C. In composite materials: testing and design. Number 617, pages 106-119, Philadelphia, 1977. ASTM, American society for testing and materials."
- [2] Benzerga D., Haddi A., Seddak A., and Lavie A., A mixed-mode damage model for delamination growth applied to a new woven composite, *Comput. Mater. Sci.*, Vol. 41, No. 4, pp. 515–521, 2008.
- [3] Hosseini M. R., Taheri-Behrooz F., and Salamat-talab M., Mode II interlaminar fracture toughness of woven E-glass/epoxy composites in the presence of mat interleaves, *Int. J. Adhes. Adhes.*, Vol. 98, p. 102523, Apr. 2020, doi: 10.1016/j.ijadhadh.2019.102523..
- [4] Irwin G. R. and Kies J. A., Critical energy rate analysis of fracture strength, *SPIE MILESTONE Ser. MS*, Vol. 137, pp. 136–141, 1997.
- [5] Banks-Sills L., Ishbir C., Fourman V., Rogel L., and Eliasi R., Interface fracture toughness of a multi-directional woven composite, *Int. J. Fract.*, Vol. 182, No. 2, pp.187–207, Aug. 2013.
- [6] Navarro P., Aubry J., Pascal F., Marguet S., Ferrero J. F., and O. Dorival, Influence of the stacking sequence and crack velocity on fracture toughness of woven

- [23] Cuong L.N., Quang N.D., Cuong T.Q., Khanh D.N., "Experimental Investigation and Modeling of the Thermal Cycling Effect on the Mechanical Properties of CFRP", 7th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, pp. 41-45, 2016.
- [24] Asp L.E., The Effects of Moisture and Temperature on the Interlaminar Delamination Toughness of a Carbon/Epoxy Composite, *Composites science and Technology*, Vol. 58, No.6, pp. 967-977, 1998.
- [۲۵] شکرپه محمود مهرداد، زین الدینی افشین، مدل سازی چقرمگی شکست تورق مود ترکیبی اول و دوم در نمونه یکسرگردار دو لبه نامتقارن کامپوزیت های لایه ای، مجله مدل سازی در مهندسی، شماره ۴۱، تابستان ۱۳۹۴
- [26] Rodriguez-Gonzalez J.A., Rubio-Gonzalez, C., Mixed-Mode I/II interlaminar fracture toughness of carbon fiber/epoxy composites with the addition of multiwalled carbon nanotubes by spaying technique, *Journal of Composite Materials*, Vol. 52, No. 22, 2018.
- [27] Barikani M., Saidpour H. and Sezen M. Mode I interlaminar fracture toughness in unidirectional Carbon-Fibre/epoxy composites, *Iran. Polym. J.*, Vol. 11, No. 6, pp. 413-423 (2002).
- [28] Barikani M., and Saidpour H. and Sezen M. Mode II interlaminar fracture toughness of Carbon/Epoxy Laminates, *Iran. Polym. J.*, Vol. 12, No. 5, pp.389-400, 2003.
- [29] Arai M., Noro Y., Sugimoto K., Endo M., Mode I and mode II interlaminar fracture toughness of CFRP laminates toughened by carbon nanofiber interlayer, *Composites Science and Technology*, Vol. 68, No. 2, pp. 516-525, 2008.
- [۳۰] چوبانی نقدعلی، شاملی محرم، " بررسی تجربی و عددی شکست بین لیه ای کامپوزیت بافتی شیشه-اپوکسی تحت بارگذاری مود مرکب I/II"، فصلنامه علمی-پژوهشی مکانیک هوافضا، جلد ۱۴، ۳۹-۵۴، بهار ۱۳۹۷
- [31] Asp L.E., The effects of moisture and temperature on the interlaminar delamination toughness of a carbon/epoxy composite, *Compos. Sci. Technol.*, Vol. 58, No. 6, pp. 967-977, Jun. 1998, doi: 10.1016/S0266-3538(97)00222-4.
- [32] Ghasemi A.R., Baghersad R. and Vaziri-Sereshk V M.R., Non-linear Behavior of Polymer Based Composite Laminates under Cyclic Thermal Shock and Its Effects on Residual Stresses, *Iran. J. Polym. Sci. and Tech.* Vol 24, No. 2, pp. 133-140, 2011.
- [33] Sales R., Gusmao S., et al., The temperature effects on the fracture toughness of carbon fiber/RTM-6 laminates processed by VARTM, *Journal of Composite Materials*, Vol. 51, No. 12, pp. 1729-1741, 2016.
- [۳۴] طاهری بهروز فتح اله، هوشنگی حسن، مبنای ساخت و تولید مواد مرکب (کامپوزیت‌ها)، نشر دانشگاهی، تهران، ۱۳۹۷
- [35] ASTM D5528 - 13 Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites.
- [36] ASTM D7905 / D7905M - 19e1 Standard Test Method for Determination of the Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites.
- composite laminates in mode I, *Eng. Fract. Mech.*, Vol. 131, pp. 340-348, 2014.
- [7] Ouyang Z. and Li G., Local Damage Evolution of Double Cantilever Beam Specimens During Crack Initiation Process: A Natural Boundary Condition Based Method, *J. Appl. Mech.*, Vol. 76, No. 5, p. 51003, 2009.
- [8] Naim J. A., Analytical and numerical modeling of R curves for cracks with bridging zones, *Int. J. Fract.*, Vol. 155, No. 2, pp. 167-181, 2009.
- [9] Hosseini M. R., Taheri-Behrooz F., and Salamat-talab M., Mode I interlaminar fracture toughness of woven glass/epoxy composites with mat layers at delamination interface, *Polym. Test.*, Vol. 78, p. 105943, Sep. 2019, doi: 10.1016/j.polymertesting.2019.105943.
- [10] Shokrieh M. M., Salamat-talab M., and Heidari-Rarani M., Dependency of bridging traction of DCB composite specimen on interface fiber angle, *Theor. Appl. Fract. Mech.*, Vol. 90, pp. 22-32, 2017.
- [11] Suo Z., Bao G., and Fan B., Delamination R-curve phenomena due to damage, *J. Mech. Phys. Solids*, Vol. 40, No. 1, pp. 1-16, 1992.
- [12] Andersons J. and König M., Dependence of fracture toughness of composite laminates on interface ply orientations and delamination growth direction, *Compos. Sci. Technol.*, Vol. 64, No. 13-14, pp. 2139-2152, Oct. 2004.
- [13] Funk J. and Deaton J., The Interlaminar Fracture Toughness of Woven Graphite/Epoxy Composites., 1989.
- [14] Shin S., Fractographical analysis on the mode II delamination in woven carbon fiber reinforced epoxy composites, *J. Mater. Sci.*, Vol. 34, No. 21, pp. 5299-5306, 1999.
- [15] Pereira A. and de Moraes A., Mode II interlaminar fracture of glass/epoxy multidirectional laminates, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, Vol. 35, No. 2, pp. 265-272, Feb. 2004.
- [16] Triki E., Zouari B., and Dammak F., Dependence of the interlaminar fracture toughness of E-Glass / Polyester woven fabric composites laminates on ply orientation, *Eng. Fract. Mech.*, Vol. 159, pp. 63-78, 2016.
- [17] Im K.H., Cha C.S., Kim S.K., Yang I.Y., Effects of temperature on impact damages in CFRP composite laminates, *Compos B: Eng.* Vol. 32, pp. 669-682, 2001.
- [18] Lo'pez-Puente J., Zaera R. and Navarro C., The effect of low temperatures on the intermediate and high velocity impact response of CFRPs, *Compos B: Eng.* Vol. 33, pp. 559-566, 2002
- [19] Go'mez-del Rio T., Zaera R., Barbero E., Navarro C., Damage in CFRPs due to low velocity impact at low temperature, *Compos B: Eng.*, Vol. 36, pp. 41-50, 2005.
- [20] Go'mez-del Rio T., Zaera R., Barbero E., Navarro C., Dynamic tensile behaviour at low temperature of CFRP using a split Hopkinson pressure bar, *Compos Sci Technol*, Vol. 65, pp. 61-71, 2005.
- [21] Adams D.S., Bowles D.E., Herakovich C.T., Thermal induced transverse cracking in graphite-epoxy cross-ply laminates, *Journal of reinforced plastics and composites*, Vol. 5, pp. 152-169, 1986.
- [22] Shin K., Kim C.h., Hong C.h., Lee H., Prediction of failure thermal cycles in graphite/epoxy composite materials under simulated low earth orbit environments, *Composites, Part B*, Vol. 31, pp. 223-235, 2000.