مجله مهندسی مکانیک مدرس، بهمن 1394، دوره 15، شماره 11، ص‌ص 330-338

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir



تعیین تجربی چقرمگی شکست عرضی کامپوزیت شیشه اپوکسی بافته شده با استفاده از گیره جدید

وحید خلیجی[1]، مجتبی یزدانی [2*]، نقدعلی چوپانی [3]

1- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند، تبریز
2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند، تبریز
3- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند، تبریز
* تبریز، سهند، صندوق پستی 1996- 51335، m.yazdani@sut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 24 تیر 1394
پذیرش: 26 مرداد 1394
ارائه در سایت: 17 آبان 1394

کلید واژگان:
چقرمگی شکست عرضی
کامپوزیت شیشه اپوکسی بافته شده
گیره جدید
ضریب شدت تنش عرضی
تحلیل اجزاء محدود

چکیده

ترک از رایج‌ترین آسیب‌ها در سازه‌های کامپوزیت است. به‌عنوان مثال ترک‌های در راستای ضخامت (شکست عرضی) می‌توانند ناشی از برخورد غیرعمدی پرتابه با سازه‌های هوافضایی باشد. در اغلب پژوهش‌های انجام شده هدف مطالعه بر روی رشد ترک در بین لایه‌ها و بوجود آمدن پدیده لایه‌لایه‌شدگی بوده است. در این پژوهش برای مطالعه رشد ترک عرضی در کامپوزیت‌ها، نمونه‌های آزمون به شکل پروانه‌ای از جنس شیشه بافته شده و اپوکسی با لایه‌گذاری دستی و فرآیند اتوکلاو تهیه شد. آزمون نمونه‌ها در سه مد اول و مرکب و دوم خالص با تغییر زاویه بارگذاری، بر پایه آزمایش آرکان و با استفاده از گیره‌ای با طراحی نوین، انجام گرفت. نمودارهای بار بحرانی بر حسب جابجایی بدست آمدند. با استفاده از بار بحرانی حاصل از آزمون و ضرایب بدون بعد شدت تنش استخراج شده از تحلیل المان محدود توسط نرم افزار آباکوس، چقرمگی شکست عرضی این کامپوزیت تعیین گردید. نتایج بیانگر این است که ماده کامپوزیت استفاده شده در این تحقیق در شرایط بارگذاری کششی (مد یک) دارای چقرمگی عرضی بیشتری بوده و در بارگذاری‌های برشی (مد دو) ضعیف‌تر است. آنالیز المان محدود با استفاده از خواص الاستیک کامپوزیت شیشه اپوکسی، که از یک مدل کامپوزیت بافته‌شده همگن سازی‌شده بر اساس مدل میکرومکانیک به‌دست‌آمد، انجام‌گرفت. در آخر، اثر ضخامت بر رفتار چقرمگی شکست عرضی کامپوزیت شیشه اپوکسی بافته‌شده مطالعه شد.

Experimental determination of translaminar fracture toughness of a woven glass epoxy composite using new fixture

Vahid Khaliji, Mojtaba Yazdani*, Naghdali Choupani

Department of Mechanical Engineering, Sahand University of Technology, Tabriz, Iran
* P.O.B. 51335-1996 Sahand, Tabriz, Iran, m.yazdani@sut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 15 July 2015
Accepted 17 August 2015
Available Online 08 November 2015

Keywords:
Translaminar Fracture Toughness
Woven Glass Epoxy Composite
New Loading Device
Translaminar Stress Intensity Factor
Finite Element Method

ABSTRACT

Cracks in composite structures are the most common damages. For example, cracks in thickness direction (translaminar fracture) would be due to inadvertent impact of the projectile with the aerospace structures. Most of studies, so far, aimed at studying the interlaminar crack propagation and emergence of the delamination phenomenon. In this paper, in an attempt to study the translaminar crack propagation of composites, test specimens were prepared in the form of butterfly from a woven glass-epoxy composite by hand layup and the autoclave process. Experimental fracture tests were performed in the first mode, mixed-mode and the pure second mode by changing the loading angle, using a specially developed fixture, based on Arcan. Load versus displacement curves were obtained. Using critical loads of the tests and the dimensionless stress intensity factors, obtained from the finite element analysis by ABAQUS software, translaminar fracture toughness of the composite was determined. As the result, it can be seen that the opening mode translaminar fracture toughness is larger than the shearing mode toughness. This means that translaminar cracked specimen is tougher in tensile loading condition and weaker in shear. Finite element analysis was performed using effective elastic properties of the glass epoxy composite obtained from a homogenized woven composite model based on micromechanics. Finally, the effect of laminate thickness on the translaminar fracture toughness behavior of the glass epoxy composite has been studied.

1- مقدمه

یک ماده کامپوزیتی، ترکیبی از دو ماده یا بیشتر در مقیاس ماکروسکپی برای تولید ماده باکارایی بهتر است. در نتیجه ماده کامپوزیت دارای خواصی است که از خواص اجزای تشکیل دهنده آن بهتر می‌باشد. انواع مختلف الیاف بعنوان تقویت کننده در طیف گسترده‌ای از مواد ماتریسی از گذشته مورد استفاده قرار گرفته است. عمومی‌ترین آن‌ها تقویت کننده‌های الیاف شیشه‌ای در ماتریس پلیمری هستند. خواص فیزیکی متنوع این نوع پلیمرهای تقویت شده با الیاف مانند استحکام کششی، استحکام فشاری، سفتی، و غیره به

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

V. Khaliji, M. Yazdani, N. Choupani, Experimental determination of translaminar fracture toughness of a woven glass epoxy composite using new fixture, *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 15, No. 11, pp. 330-338, 2015 (In Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.11.17.3]

خوبی شناخته شده هستند؛ امروزه بررسی رفتار شکست مواد مرکب به منظور طراحی بهینه و بهبود مستمر عملکرد آن‌ها از مهمترین مباحث علم مهندسی مکانیک است. در این میان روش‌های پیش بینی شروع و متعاقب آن انتشار ترک در کامپوزیت‌ها بسیار حائز اهمیت است که نیازمند تعیین چقرمگی شکست مد تخریب می‌باشد و توسعه روش‌های تجربی برای تعیین دقیق خصوصیت‌های چقرمگی امری حیاتی است. مدهای تخریب مواد مرکب را می‌توان به تورق، شکست بین لایه‌ای و شکست عرضی تقسیم نمود. تحقیقات گسترده در سالیان متمادی بر پدیده تورق انجام شده است. از جانب دیگر در تحقیقات اخیر روش‌های آزمون چقرمگی شکست بین لایه‌ای بطور جامع توسط محققان زیادی بررسی شده‌است. این در حالی است که چقرمگی شکست عرضی کمتر مورد توجه قرار گرفته است. اما با ساخت سازه‌های بزرگ کامپوزیتی، مثلا در بدنه هواپیماهای جدید، پیش‌بینی می‌شود که چقرمگی شکست مرتبط با مدهای شکست عرضی در طول سال‌های آینده چشمگیرتر خواهد شد. حاج‌علی و حجار با استفاده از یک مدل سازگار میکرومکانیکی و با در نظر گرفتن اثر غیرخطی ماده کامپوزیتی، انتشار ترک را در یک نمونه کامپوزیتی با ترک لبه‌ای بررسی نمودند [1]. این محققان در پژوهشی دیگر یک نمونه کامپوزیتی مقطع ضخیم را با استفاده از دستگاه آرکان در مدII تحت برش آزمایش‌کردند [2]. ایشان سپس با استفاده از روش ترکیبی مدل ریزساختار و المان محدود، منحنی بار - جابجایی شروع و انتشار ترک نمونه کامپوزیتی را در مدI (با استفاده از نمونه ترک‌دار لبه‌ای) و در مدII (با استفاده از نمونه پروانه‌ای دستگاه آرکان) استخراج نمودند. منحنی حاصل با در نظر گرفتن اثر غیرخطی مواد با نمودار بار - جابجایی حاصل از آزمون مطابقت داشت [3]. هوقز و لیو چقرمگی شکست مدI کامپوزیت بافته‌شده با الیاف کتان و ماتریس اپوکسی را به‌دست آوردند. آن‌ها اثر زاویه پارچه، نوع بافت پارچه (1به 1: تار و پود متوازن، 1به 4:تعداد تار به پود) و کسر حجمی پارچه را بررسی‌کردند. نتایج تحقیق ایشان نشان می‌دهد که کسر حجمی الیاف نسبت به نوع بافت پارچه اثر بیشتری روی چقرمگی داشته‌است. در مرحله بعد اثر ترک نمونه در راستای تار یا پود روی چقرمگی بررسی شده است. ایشان بیان‌نمودند که اگر چگالی تار و پود در ساخت یکسان باشد، مقادیر چقرمگی و استحکام در هر دو راستای تار و پود متعادل می‌باشد [4]. آرون و همکارانش ضریب شدت تنش عرضی بحرانی را برای یک نوع کامپوزیت بافته‌شده شیشه اپوکسی تحت شرایط مختلف محیطی تعیین نمودند. از نمونه کششی دارای ترک لبه‌ای در تعیین ضریب شدت تنش عرضی و رشد ترک نتایج مناسبی به‌دست آمد. در یکی از نمونه‌ها با افزایش حجم پارچه ضریب شدت تنش عرضی بحرانی کاهش یافته و جذب آب در نمونه‌ها ضریب شدت تنش عرضی را افزایش داد [5]. ژیانگ‌کیان و همکارانش با استفاده از یک نمونه فشرده کششی کامپوزیتی با ارتفاع زیاد که محل پین‌ها نسبت به نمونه استاندارد به محل ترک نزدیک‌تر شده بود انتشار ترک و شکست را مشخص نمودند. نمودار بار برحسب جابجایی محل اعمال بار مبنای بررسی آن‌ها برای شروع و انتشار ترک بود [6]. لافان و همکارانش اثر لایه‌چینی و اندازه را روی چقرمگی شکست مدI یک نمونه فشرده کششی به‌دست‌آوردند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که اندازه اثر مشهودی روی چقرمگی شکست ندارد. اما لایه‌چینی زمانیکه ضخامت لایه‌های صفر درجه افزایش داده‌می‌شد، چقرمگی شکست را افزایش می‌داد. این ازدیاد چقرمگی به‌دلیل افزایش بیرون‌زدگی لایه‌های صفر درجه بوده‌است [7]. ایشان چقرمگی شکست مدI را برای نمونه فشرده کششی از جنس کربن اپوکسی با استفاده از روش‌های مختلفی مانند استاندارد ASTM E399، انتگرال-J، بسته‌شدن مجازی ترک، روش سطح، کامپلینس و کامپلینس اصلاح‌شده انجام دادند. آن‌ها برای پیداکردن روش بهینه، نتایج روش‌های مختلف را با هم مقایسه‌نمودند. در نهایت به این نتیجه رسیدند که روش کامپلینس اصلاح‌شده نتایج معتبری را ارائه می‌دهد [8]. بن‌صدیق و همکارانش رفتار شکست و مکانیزم‌های تخریب کامپوزیت بافته‌شده شیشه اپوکسی را تعیین نمودند. آن‌ها برای مشخص‌کردن مکانیزم‌های تخریب از روش ارتباط تصویر دیجیتالی (DIC) استفاده نمودند. آن‌ها همچنین نتایج به‌دست‌آمده از روش کامپلینس در تعیین طول مؤثر ترک را با طول ترک فیزیکی مشاهده شده از روش DIC مقایسه نمودند. نتایج تجربی برای طول ترک نشان‌می‌داد که دو روش مذکور تطابق خوبی دارند [9]. لافان و همکارانش اثر شعاع ریشه نوک ترک را بر روی چقرمگی شکست عرضی کامپوزیت کربن اپوکسی در مدI بررسی‌کردند. چقرمگی شکست در شروع رشد ترک برای شعاع‌های کمتر از 250 میکرومتر مستقل از شعاع ریشه نوک ترک بود. چقرمگی انتشار ترک مستقل از شعاع ریشه نوک ترک بود و فقط با افزایش شعاع ریشه منطقه آسیب دیده گسترش بیشتری پیدا می‌کرده‌است [10]. تیکسیرا و همکارانش چقرمگی شکست عرضی را برای چند نوع لایه‌چینی نمونه فشرده کششی کربن اپوکسی به‌دست‌آوردند. آن‌ها با استفاده از عکس‌های میکروسکوپی سطوح شکست، مکانیزم‌های شکست پل‌زدگی فیبر، بیرون زدگی فیبر و جداشدگی فیبر از ماتریس را مشاهده کردند [11]. لافان و همکارانش شکست عرضی مد مرکب کامپوزیت کربن اپوکسی را با استفاده از نمونه اصلاح شده فشرده کششی به‌دست‌آوردند. آن‌ها مشاهده نمودند که در زوایای نزدیک به مدII ناحیه آسیب دیده در اثر شکست عرضی، در نتیجه افزایش تورق بین سطح مشترک لایه‌های صفر و نود، بطور قابل توجهی نسبت به مدI رشد پیدا کرده‌است. اما در زوایای بارگذاری نزدیک به مدI ناحیه آسیب دیده تفاوت چندانی با مدI ندارد. آن‌ها، به‌دلیل اندازه نامناسب و بزرگ منطقه آسیب دیده در زوایای بارگذاری نزدیک به 90 درجه، نتوانستند برای نمونه‌ها منحنی معتبر مقاومت به رشد ترک (منحنی - R) به‌دست بیاورند [12]. هو و هانگ شکست عرضی یک نوع کامپوزیت با لایه‌چینی عمود بر هم را، بر اساس ثبت و اندازه‌گیری جابجایی با دستگاه مخصوص عکسبرداری، بصورت تجربی به‌دست‌آوردند. از روش کمترین مربع‌ها و انتگرال J برای اندازه گیری متغیرهای نوک ترک بهره بردند. منحنی مقاومت به رشد ترک (منحنی-R) را برای شکست عرضی کامپوزیت لایه‌ای به‌دست‌آوردند. بررسی آن‌ها تنها در مدI انجام‌شده بود [13]. بلانکو و همکارانش برای طراحی نمونه فشرده کششی بهینه، آنالیز پارامتری بر روی نمونه‌های مختلف انجام‌دادند. آن‌ها با حذف چهار گوشه نمونه فشرده کششی استاندارد یک نمونه هشت ضلعی طراحی‌نمودند که بار شکست آن کمتر از نمونه فشرده کششی استاندارد بود. این کاهش بار به‌دلیل حذف تنش ناشی از ممان خمشی در گوشه‌های سمت راست نمونه استاندارد بود [14]. آن‌ها برای تعیین چقرمگی شکست عرضی نمونه طراحی‌شده‌ی جدیدشان مطالعه‌های آزمایشگاهی انجام‌دادند و به این نتیجه رسیدند که نمونه جدید دارای هندسه مناسبی برای تعیین چقرمگی شکست تحت کشش برای کامپوزیت بافته‌شده کربن اپوکسی می‌باشد. زیرا در نمونه جدید آن‌ها مکانیزم‌های شکست ناخواسته که در گوشه‌ها رخ‌می‌داد حذف‌شده بود. استاندارد مورد استفاده آن‌ها استاندارد E399 بود [15]. بوینا و همکارانش خواص شکست و مکانیزم‌های آن‌را برای کامپوزیت بافته‌شده شیشه اپوکسی با استفاده از روش ترکیبی المان محدود و نتایج آزمایشگاهی توسط دستگاه آزمایش ریچارد در مدI و مد مرکب در دو زاویه 22.5 و 45 درجه انجام‌دادند. ابتدا خواص مکانیکی کامپوزیت را با استفاده از مدل

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.11.17.3]

ریزساختار به‌دست‌آوردند. سپس چقرمگی شکست عرضی آن‌را با استفاده از روش کامپلینس در شروع و رشد ترک محاسبه نمودند. همچنین مکانیزم‌های شکست در هر سه زاویه بارگذاری را تفسیرنمودند [16]. بنا به موارد مذکور تا کنون آزمون چقرمگی شکست عرضی کامپوزیت در مدهای مرکب درون صفحه‌ای از 45 تا 90 انجام نشده‌است. لذا در این پژوهش تعیین چقرمگی شکست عرضی کامپوزیت بافته‌شده شیشه اپوکسی علاوه بر مدا و مدII، بعنوان یک کار تحقیقی جدید، در مدهای مرکب درون صفحه‌ای از 45 تا 90 با تغییر 15 درجه‌ای زاویه بارگذاری مورد بررسی قرار گرفته‌است. بنابراین پژوهش حاضر ضعف روش‌های قبلی را پوشش داده و از این لحاظ روش توانمندی در تعیین چقرمگی شکست عرضی در مدهای مرکب ارائه می‌نماید.

2- مفاهیم پایه

ترک‌ها در اثر عواملی چون وجود ضعف اولیه در مقاومت مواد تشکیل دهنده ، ایجاد خستگی، رسیدن به تسلیم و یا وجود نقص در هنگام ساخت حاصل می‌شوند. خاصیتی از ماده که شروع رشد ترک را کنترل می‌کند چقرمگی شکست ماده نامیده می‌شود. چقرمگی شکست مواد کامپوزیتی عموما بر اساس پارامترهای کنترل تنش که ضریب شدت تنش (با واحد $MPa\sqrt{m}$) نامیده می‌شود و یا پارامتر انرژی به‌نام نرخ رهایی انرژی کرنش (G) یا انتگرال J اندازه گیری می‌شود. ضریب شدت تنش پارامتری است که شدت میدان تنش در نوک ترک در یک مد بارگذاری خاص در مواد الاستیک خطی را بیان می‌کند. حل الاستیک میدان تنش در مجاورت نوک ترک برای مواد همسانگرد همانند مواد ناهمسانگرد نشان می‌دهد که میدان‌های تنش تکین از مرتبه $r^{\frac{-1}{2}}$ می‌باشد. وسترگارد، ایروین، اسندن و ویلیامز نشان دادند که میدان تنش مد یک در یک جسم الاستیک خطی ترک دار که در شکل 1 نشان داده شده با رابطه (1) بدست می‌آید [17].

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{r}} f_{ij}(\theta) + \sum_{m=0}^{\infty} A_m r^{m/2}\, g_{ij}{}^{(m)}(\theta) \qquad (1)$$

که در آن σ_{ij} مولفه‌های تنش ، K ضریب شدت تنش (با واحد $MPa\sqrt{m}$) و A_m که m=0,1,..,∞ ضرایب مرتبه بالا و $f_{ij}(\theta)$ و $g_{ij}{}^{(m)}(\theta)$ توابع بی بعدی از زاویه می‌باشند. در کلی‌ترین حالت، سه مد بارگذاری وجود دارد که

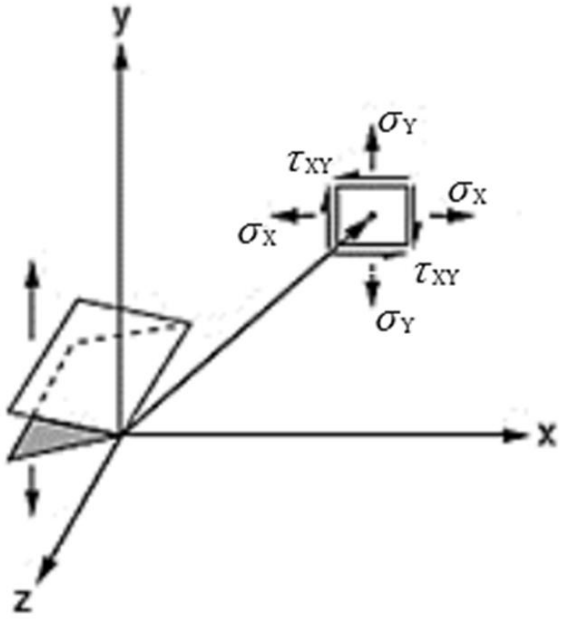


Fig. 1 Define coordinate system and stress components around the crack-tip in mode-I [17]

شکل 1 تعریف سیستم مختصات و مولفه‌های تنش در نوک ترک در مدا [17]

عبارتند از بارگذاری متقارن، برشی درون صفحه‌ای و برشی خارج از صفحه که در شکل 2 نشان داده شده اند.

در نتیجه این سه نوع بارگذاری سه ضریب شدت تنش وجود دارد، ضریب شدت تنش مدا، مدII و مدIII که به ترتیب با K_I، K_{II} و K_{III} نشان داده می‌شود. برای مثال در شکل 3 برای یک صفحه ناهمسانگرد شامل ترک به‌طول $2a$ با زاویه α نسبت به جهت اعمال تنش ضرایب شدت تنش K_I و K_{II} از روابط (2) حاصل می‌شود:

$$K_I = \sigma_\infty \sqrt{a} \sin^2 \alpha$$
$$K_{II} = \sigma_\infty \sqrt{a} \sin\alpha \cos\alpha \qquad (2)$$

که σ_∞ میدان تنش در نقطه دور از ترک است.

با توجه به اینکه کامپوزیت‌ها برخلاف مواد همگن همسانگرد از چند ماده تشکیل شده‌اند، بسته به این که بررسی شکست در کدام جزء تشکیل دهنده آن باشد نام متفاوتی پیدا می‌کند در شکل 4 تمامی مدهای شکست ماده کامپوزیتی از جمله تورق، شکست بین لایه‌ای و شکست عرضی مشخص شده است.

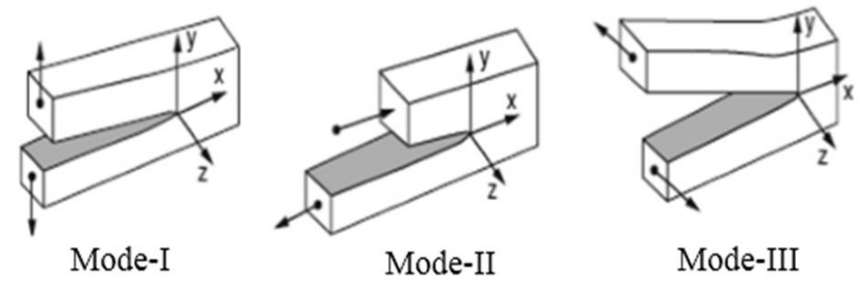


Fig. 2 Various loading modes

شکل 2 مدهای مختلف بارگذاری

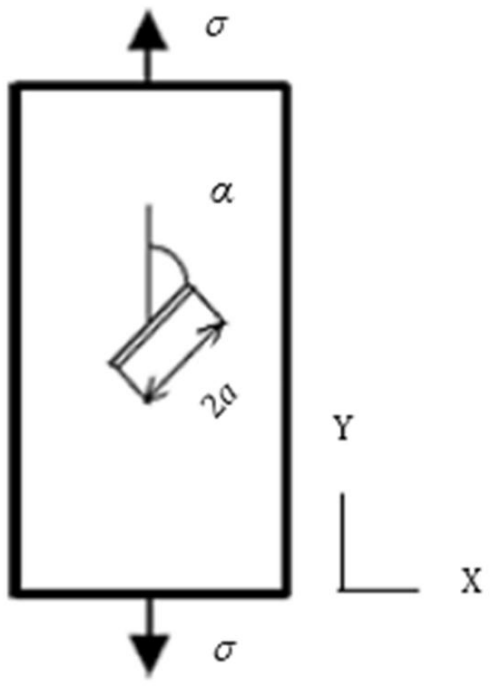


Fig. 3 Anisotropic plate containing a crack oriented at an angle α to the loading direction [17]

شکل 3 صفحه ناهمسانگرد شامل ترک بطول $2a$ با زاویه α نسبت به جهت اعمال تنش[17]

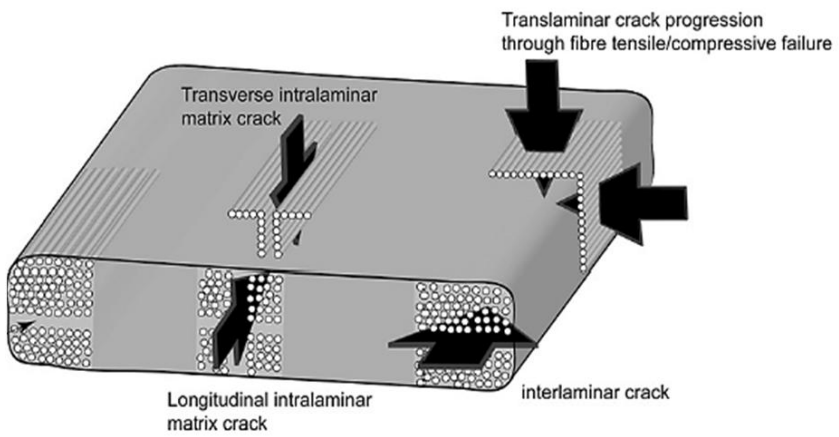


Fig. 4 Failure modes of composite materials [18]

شکل 4 مدهای تخریب مواد کامپوزیتی [18]

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.11.17.3]

3- شکست عرضی و تعیین چقرمگی شکست عرضی و ملاحظات استاندارد

وقتی ضریب شدت تنش (K) برای یک نمونه‌ی آزمون مشخص، تعیین گردید، محاسبه‌ی حداکثر ضریب شدت تنش که باعث شکست نمونه می‌شود امکان‌پذیر است. این مقدار بحرانی K_C چقرمگی شکست ماده نامیده می‌شود. زمانی وضعیت تنش و کرنش در نوک ترک منجر به شکست می‌شود که ضریب شدت تنش تحت مدI به مقدار بحرانی K_{IC} برسد. بنابراین K_{IC} نیز عاملی برای اندازه‌گیری چقرمگی شکست در اجسام تحت مدI است. همینطور K_{IIC} معیار اندازه‌گیری چقرمگی شکست در مدII می‌باشد. از طرفی چون چقرمگی شکست یک ماده به حجمی از ماده بستگی دارد که قبل از شکست توانایی تغییر شکل پلاستیک دارد، و چون این حجم به ضخامت نمونه بستگی‌دارد، چقرمگی شکست با ضخامت تغییرمی‌کند. با افزایش ضخامت و رسیدن به شرایط کرنش صفحه‌ای چقرمگی شکست کاهش می‌یابد. یکی از ویژگی‌های مهم این چقرمگی کم (چقرمگی شکست در حالت کرنش صفحه‌ای) این است که با افزایش ضخامت کاهش نمی‌یابد، بنابراین در هر کاربرد مهندسی این مقدار به عنوان کمترین چقرمگی ماده به حساب می‌آید. وقتی این مقدار برای ماده‌ای معین در نمونه‌ای به ضخامت حداقل در آزمایشگاه تعیین شده‌است، قطعه‌ای از همان جنس با ضخامتی به مراتب بیشتر از آن دارای همان چقرمگی است.

4- مراحل ساخت و آماده‌سازی نمونه

یک ورق کامپوزیتی مستطیلی با ضخامت 10 میلی‌متر با روش لایه چینی دستی و پخت توسط دستگاه اتوکلاو ساخته شد. ورق در ابعاد چهل در پنجاه سانتی‌متر ساخته شد. الیاف هر لایه از جنس پارچه بافته شده شیشه با لایه‌های متعامد صفر و نود و ماتریس آن از جنس اپوکسی است. برای اینکه ضخامت لایه‌ها الزام کرنش صفحه‌ای را برآورده کند و بتوان از آزمایش چقرمگی شکست ضریب شدت تنش عرضی بحرانی را بدست آورد [19] ورق کامپوزیتی با پنجاه لایه ساخته شد تا ضخامت آن در محدوده قطعه ضخیم قرار گیرد. بعد از اتمام لایه‌گذاری ورق در دستگاه اتوکلاو تحت فشار و دما قرار داده شد (شکل 5). مراحل پخت به این صورت بود که ورق کامپوزیتی ابتدا به مدت 6 ساعت تحت دمای 50 درجه سانتی‌گراد و فشار 5 بار قرار گرفت، در مرحله دوم به مدت 1 ساعت دما به تدریج به دمای محیط و فشار به 4 بار کاهش داده شد، سپس طی 4 ساعت در دمای محیط و فشار 4 بار قرار گرفت، در نهایت به مدت 2 ساعت در دمای محیط فشار آن به طور تدریجی به فشار محیط کاهش داده شد.

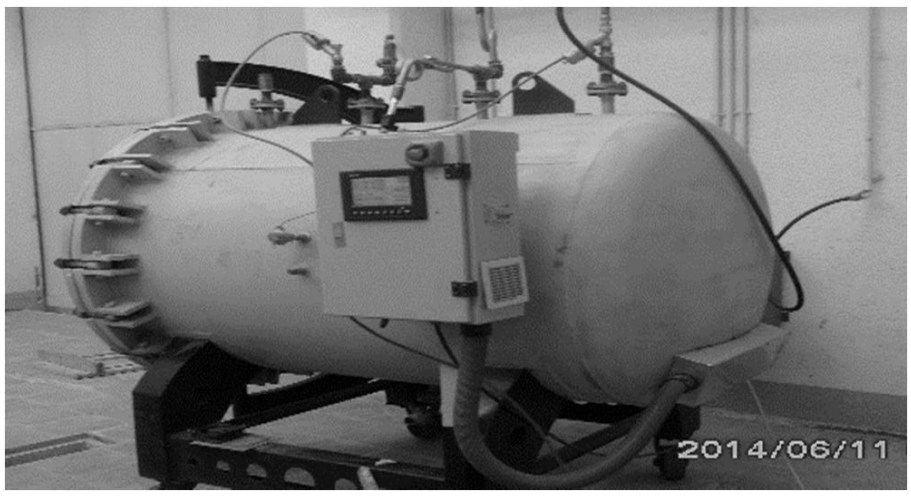


Fig. 5 composite plate curing in an auto-clave set

شکل 5 پخت ورق کامپوزیتی در دستگاه اتوکلاو

درصد وزنی الیاف در ماده نهایی با انتخاب نمونه‌های با وزن مشخص و سوزاندن آن‌ها بمنظور آزادسازی رزین اپوکسی از نمونه‌ها محاسبه گردید که این مقدار در حدود 60 درصد وزن کل، کسر حجمی الیاف 43 درصد بدست آمد و ضخامت آن 10 میلی‌متر شد. نمونه‌ی آزمایش برای گیره جدید، به شکل پروانه‌ای است که ترکی در وسط آن ایجاد می‌شود. جهت انجام آزمون تعیین چقرمگی شکست با استفاده از گیره جدید نمونه‌ها توسط دستگاه واترجت بصورت پروانه‌ای از ورق بریده شدند(شکل6).

بعد از ایجاد ترک در نمونه‌ها، جهت آزمون چقرمگی شکست عرضی بر مبنای استاندارد ASTM E399 از گیره با طراحی جدید استفاده گردید. در سال‌های اخیر برای تعیین چقرمگی شکست مواد از دستگاه آرکان استفاده می‌شده است [20-23]. اما با توجه به عیوبی که حین آزمایش مشخص می‌شد از گیره جدید استفاده گردید. گیره جدید توانسته نقایص گیره آرکان از جمله نحوه اتصال نمونه به گیره که باعث ایجاد خمش در قطعه می‌شد را برطرف کند [24]. با چرخش این گیره جدید، مد یک یا مد کششی خالص، مد دو یا مد برشی خالص و مد مرکب بطور پیوسته برای هر زاویه‌ای قابل بررسی می‌باشد. برای بدست آوردن مقدار ضریب تنش بحرانی باید دو پارامتر بار بحرانی و ضریب تصحیح هندسی یا ضریب تنش بی‌بعد استخراج گردد. که اولی از نتایج آزمایشگاهی بدست می‌آید و دومی از تحلیل توسط نرم‌افزار آباکوس حاصل می‌گردد. از جمله خطاهایی که در این نوع آزمون در نتایج تأثیرگذار می‌باشند می‌توان به خطای ناشی از ساخت از جمله همراستا نبودن الیاف پارچه در لایه‌های مختلف و یکنواخت نبودن رزین اپوکسی در بین لایه‌های پارچه و هم‌چنین اندازه و جهت ترک ایجاد شده اشاره نمود. که در مورد اول می‌توان الیاف پارچه را از ابتدا فیکس نمود و از روش تزریق رزین بجای لایه‌گذاری دستی استفاده نمود. در مورد دوم بهتر است ترک در همه نمونه‌ها از طریق دستگاه واترجت با قطر نازل خیلی کوچک و به یک اندازه و در یک راستا انجام گیرد تا خطای اعمال ترک به صورت دستی کاهش یابد.

5- نتایج آزمایشگاهی

دستگاه کشش مورد استفاده از نوع دستگاه آزمون با بارگذاری استاتیکی[1] ساخت شرکت سنتام[2] با مدل STM-50 بود. حداکثر ظرفیت کشش دستگاه 50kN می‌باشد و قابلیت کنترل جابجایی با سرعت‌های مختلف را دارا است. در هر زاویه سه نمونه آزمایش شد تا از صحت نتایج اطمینان حاصل شود. نحوه قرارگیری نمونه در مد اول و دوم در شکل 7 نشان داده شده است. نتایج حاصل از نمودار بار جابجایی آزمایش کشش ثبت گردید.

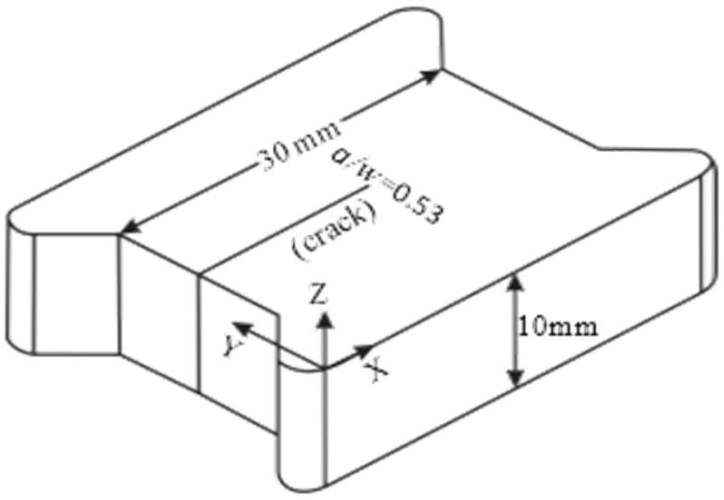


Fig. 6 New loading fixture butterfly specimen and it geometry

شکل 6 نمونه پروانه‌ای گیره جدید و ابعاد آن

1- Static Testing Machines
2- SANTAM

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.11.17.3]

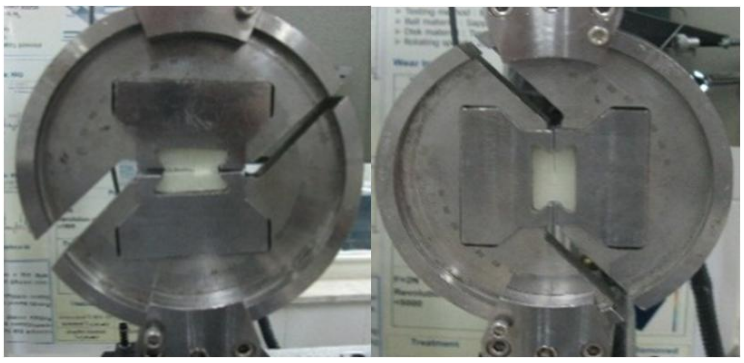


Fig. 7 Butterfly specimen test in mode-I & mode-II with new loading fixture

شکل 7 آزمایش نمونه پروانه ای در مد اول و دوم در گیره با طراحی جدید

به عنوان نمونه نمودار بار جابجایی در زاویه بارگذاری 45 درجه در شکل 8 نشان داده شده است.

مقادیر بار بحرانی حاصل از آزمون در جدول 1 آورده شده است.

5-1- سطوح شکست

با قرار دادن نمونه‌های شکست در زیر میکروسکپ با بزرگنمایی 10 عکس‌هایی از نمونه‌ها گرفته شده که سطح شکست را بصورت جزئی‌تر به تصویر می‌کشد. در زوایه‌های صفر و 45 درجه شکست از ترک ماتریس شروع شده و با جدا شدن فیبر از ماتریس ادامه پیدا می‌کند. در مرحله بعد بیرون زدگی فیبر از ماتریس در مقیاس ماکروسکپی اتفاق می‌افتد. در مد I بیرون زدگی فیبر کمتر از مدهای مرکب می‌باشد و با افزایش زاویه بارگذاری بیرون زدگی الیاف افزایش می‌یابد. این حاکی از آن است که قبل از شکست نهایی فیبر جدایی فیبر از ماتریس اتفاق افتاده است. وسعت بیرون زدگی الیاف عمود بر صفحه ترک با افزایش زاویه بارگذاری افزایش می یابد. در زاویه بارگذاری صفر سطح شکست موازی صفحه اولیه ترک بوده است (شکل 9).

در زاویه بارگذاری 45 سطح نهایی شکست با صفحه اولیه ترک زاویه‌ای حدود 5 درجه تشکیل داده است (شکل 10).

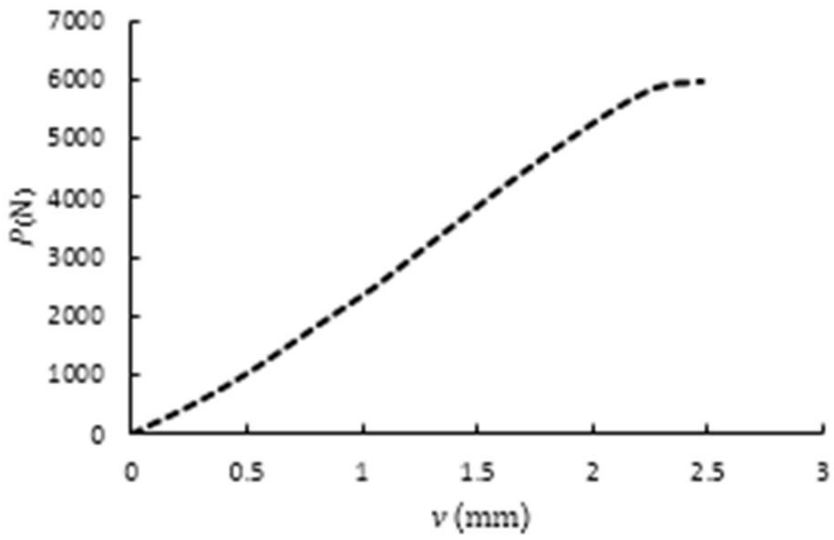


Fig. 8 Force-displacement curve obtained at 45 degrees mixed-mode loading test

شکل 8 نمودار بار- جابجایی حاصل از آزمون در زوایه 45درجه

جدول 1 مقادیر بار بحرانی در مدهای مرکب بارگذاری و میانگین آن‌ها

Table 1 Critical mixed mode fracture loads and their average

نمونه		زاویه بارگذاری					
		0°	45°	60°	75°	90°
بار بحرانی(N)	1	4332.2	5270.4	6674.5	7472.8	8364.3
	2	4408.4	5291.3	6842.5	7553.7	8555.5
	3	4457.4	5966.9	7024	7780.6	8727.2
میانگین بار (N)		4399.33	5509.44	6847	7602.37	8549

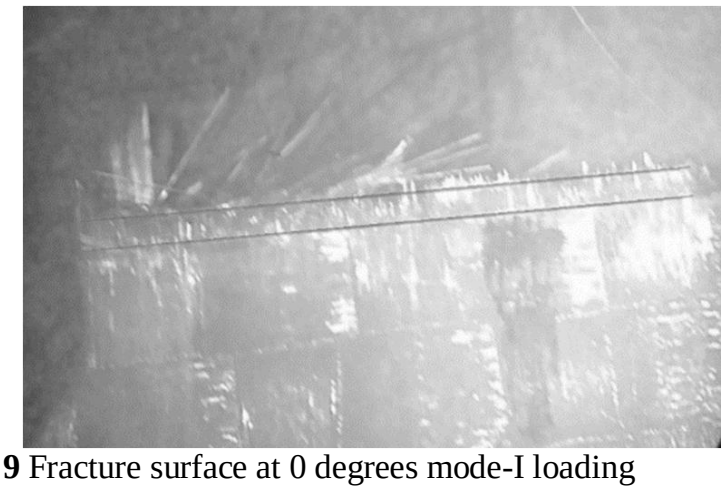


Fig. 9 Fracture surface at 0 degrees mode-I loading

شکل 9 سطح شکست در زاویه بارگذاری صفر درجه

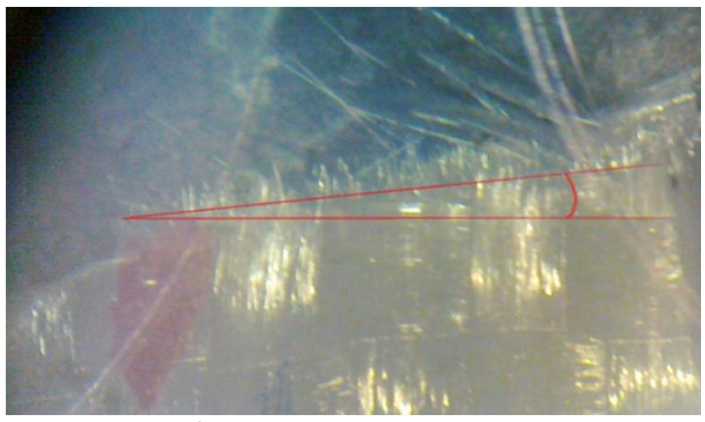


Fig. 10 Fracture surface at 45 degrees mixed-mode loading

شکل 10 سطح شکست در زاویه بارگذاری 45درجه

6- آنالیز المان محدود

با پیشرفت روز افزون امکانات نرم‌افزاری و سخت‌افزاری استفاده از نرم‌افزارهای اجزاء محدود در حل مسائل مهندسی پیشرفت قابل توجهی نموده است. در این پژوهش گیره‌ی جدید و نمونه پروانه‌ای آن به صورت دوبعدی مدل‌شده است. مدل سازی نمونه به همراه گیره آزمایش در نرم‌افزار ABAQUS انجام گرفته است. پس از ایجاد قطعه و اختصاص مواد به قسمت‌های مختلف نمونه و گیره، نوک ترک برای محاسبه چقرمگی در حالات مختلف بارگذاری برای نمونه تعریف شد. المان بندی در در اطراف نوک ترک ریزتر بوده به طوری که اندازه آن‌ها در حدود 0.25 میلی‌متر می‌باشد. المان‌های نوک ترک از نوع مثلثی 6 گره‌ای انتخاب شده است و گره‌های میانی اضلاع منتهی به نوک ترک به منظور محاسبه ترم تکینی $r^{\frac{-1}{2}}$ میدان‌های تنش اطراف نوک ترک به فاصله 1.4 از نوک ترک انتقال داده شده‌اند. الگوی المان‌بندی گیره جدید و نمونه پروانه‌ای آن و همچنین المان‌های نوک ترک در شکل 11 نشان داده‌شده‌است.

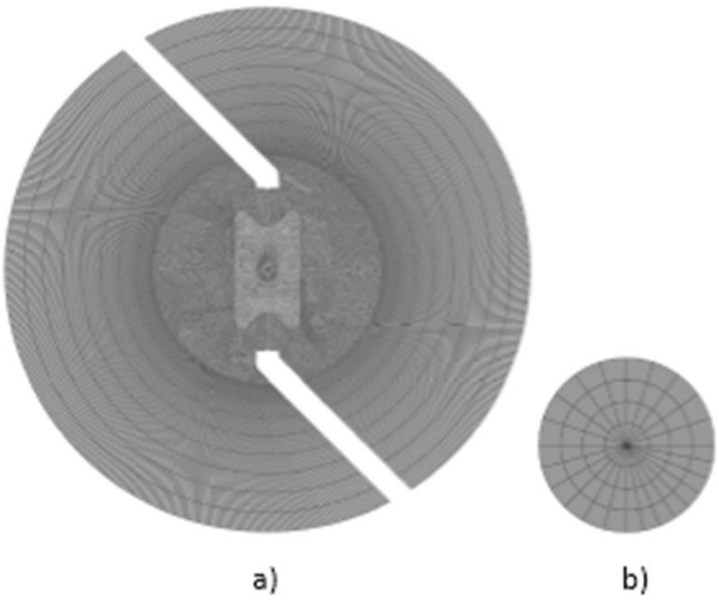


Fig. 11 Finite-element mesh pattern of a) the entire fixture and butterfly specimen b) around the crack-tip

شکل 11 المان بندی الف) گیره جدید و نمونه پروانه‌ای ب) نوک ترک

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.11.17.3]

6-1- نحوه محاسبه ضریب تنش عرضی

مکانیک شکست الاستیک خطی ابزار مفیدی برای تحقیق در مورد ترک‌هاست. هدف از آزمایش چقرمگی شکست بدست آوردن ضرایب بحرانی تنش یا چقرمگی شکست (K_C) در حالت کرنش صفحه‌ای است. این خصوصیت جسم برای توصیف کردن مقاومت در مقابل شکست آن در طراحی اعضای سازه‌ای به کار می‌رود. استانداردهای ASTM E399 و ASTM D5045 برخی توضیحات راجع به چقرمگی شکست مد کششی در حالت کرنش صفحه‌ای دارند [19، 25،26]. ضریب شدت تنش در رأس یک ترک در یک نمونه کششی ترک دار لبه‌ای از روابط (3) حاصل می‌شود. خواص کامپوزیت شیشه اپوکسی ساخته شده در جدول 2 و 3 ارایه شده است. این خواص از روی مدل تحلیلی موجود در مرجع [27] بدست آمده‌اند.

$$K_{\mathrm{I}} = \frac{P_{\mathrm{C}}\sqrt{\pi a}}{wt} f_{\mathrm{I}}\left(\frac{a}{w}\right)$$
$$K_{\mathrm{II}} = \frac{P_{\mathrm{C}}\sqrt{\pi a}}{wt} f_{\mathrm{II}}\left(\frac{a}{w}\right) \qquad (3)$$

که P_C بار بحرانی شکست، w عرض نمونه، t ضخامت نمونه و a طول ترک می‌باشد. K_I و K_{II} به ترتیب با استفاده از فاکتورهای هندسی $f_{\mathrm{I}}(\frac{a}{w})$ و $f_{\mathrm{II}}(\frac{a}{w})$ بدست می آیند، که فاکتورهای هندسی بوسیله روش‌های عددی نظیر آنالیز المان محدود بدست می‌آیند [24]. طبق استاندارد E399 ابتدا مقدار صحیح P_Q باید محاسبه شود. سه حالت برای نمودار بار بر حسب COD قابل تصور است که در شکل 12 نشان داده شده است.

خط نقطه‌چین دارای 0.95 شیب قسمت خطی نمودار بر حسب δ است. نقطه تقاطع این خط با خط بار نقطه P_5 خواهد بود. به این ترتیب نقطه P_Q به‌دست می‌آید و اگر بار به‌دست 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 بیشینه‌ی نسبی بار قبل از P_5 وجود داشته باشد نمودار بار - جابجایی از دو نوع دیگر(نوع دو و سه) بوده و P_Q برابر حداکثر بار روی نمودار خواهدبود. در مرحله‌ی بعد شرط کرنش صفحه‌ای، شرط لازم است. اگر اندازه منطقه پلاستیک نوک ترک زیاد باشد، حالت تنش به جای کرنش صفحه‌ای بصورت تنش صفحه‌ای خواهد بود. و چقرمگی شکست K_Q از مقدار واقعی آن در حالت کرنش صفحه‌ای بیشتر است. با تحلیل و آزمایش نشان داده شده است که حالت کرنش صفحه‌ای زمانی حاکم است که رابطه (4) برقرار باشد [19]:

$$t, a, \frac{w}{2} \geq 2.5\left(\frac{K_{\mathrm{Q}}}{\sigma_{ys}}\right)^2 \qquad (4)$$

که σ_{ys} تنش تسلیم ماده آزمایش خواهد بود. با برقراری رابطه (4)، K_{IC} همان K_Q خواهد بود. از آن جا که تعداد روش‌های آزمایش مد مرکب در حال افزایش بوده، برای شناخت اینکه کدام روش بهتر از دیگری بوده، بعضی ملاک‌های مقایسه‌ای درباره‌ی این آزمایش‌ها انجام گرفته است. در این مورد در سال‌های اخیر طی تحقیق‌های متعددی که با استفاده از دستگاه آرکان صورت گرفته، به تدریج نقایص این دستگاه آزمایش بروزکرده و باعث احساس نیاز به طراحی دستگاه آزمایش جدید با رفع نقایص آن شده است.

اصلاح گیره آرکان توسط اسحقی و همکاران[28-30] انجام گرفته و نمای آن در شکل 13 نشان داده شده است.

در این پژوهش برای تعیین چقرمگی شکست عرضی کامپوزیت بافته‌شده شیشه اپوکسی از گیره جدید استفاده‌شد. همچنین برای استخراج ضرایب مورد نیاز از نرم‌افزار المان محدود آباکوس استفاده گردید. مطالعه‌های آزمایشگاهی و عددی در ادامه ارایه شده‌اند. بر این اساس ، ضریب شدت تنش عرضی در جلوی رأس ترک برای نمونه‌ی پروانه ای گیره جدید در مدا با قرار دادن ضریب اصلاح هندسی مدا در رابطه (3) بصورت رابطه (5) محاسبه می‌شود:

$$K_{\mathrm{TLIC}} = \frac{P_C\sqrt{\pi a}}{wt} f_{\mathrm{I}}\left(\frac{a}{w}\right) \qquad (5)$$

به طریق مشابه K_{TLIIC} نیز با استفاده از ضریب شدت تنش بی‌بعد $f_{\mathrm{II}}(\frac{a}{w})$ محاسبه‌می‌شود. از طرفی اغلب مواد تحت بارگذاری، به ندرت بطور خالص تحت مدا یا مدII می‌باشد، بلکه اغلب به صورت ترکیبی از مدا و مدII می‌باشد. مطالعه‌ی این نوع رفتار به عنوان ترکیبی از مدا و II می‌تواند خواص شکست را به خوبی توصیف کند.

آنالیز عددی با روش ضرایب شدت تنش که برای حل مسائل، در اصل از روش انتگرال-J استفاده می‌کند و برای ترک‌های اجسام همسانگرد و غیر همسانگرد کاربرد دارد، تحلیل‌ها تحت بار 1000 نیوتن در نرم‌افزار آباکوس بدست آمده‌اند. در این مدل‌سازی تمامی‌قطعات توسط المان‌های چهارگوش

جدول 2 مشخصات هندسه ورودی در آباکوس

Table 2 Specifications of input geometry in Abaqus

ابعاد نمونه پروانه‌ای مدل شده در آباکوس		
a=15.9mm	t=10mm	w=30mm

جدول 3 خواص الاستیک کامپوزیت

Table 3 The elastic properties of composite

خواص مکانیکی کامپوزیت بافته‌شده شیشه اپوکسی		
E_1=23.4 GPa	G_{12}=4.41 GPa	ν_{12}=0.16
E_2=23.4 GPa	G_{13}=1.94 GPa	ν_{13}=0.36
E_3=7.45 GPa	G_{23}=1.94 GPa	ν_{23}=0.36

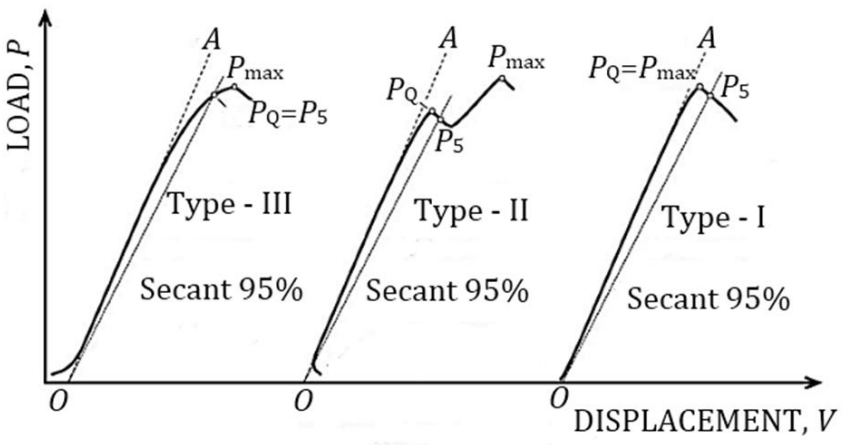


Fig. 12 Principal types of Load-Displacement Records in E399 standard **[**19**]**

شکل 12 انواع نمودار بار- جابجایی مشاهده شده در استاندارد E399 [19]

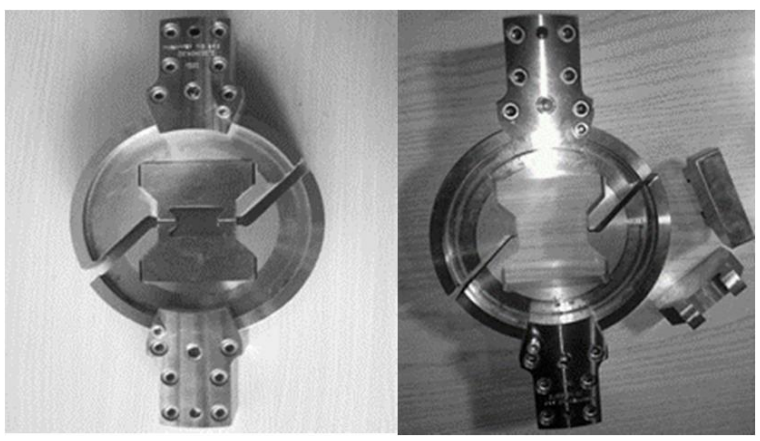


Fig. 13 New designed fixture [28]

شکل 13 گیره جدید طراحی شده [28]

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.11.17.3]

اصلاح شده‌ی هشت نقطه‌ای (CPE8R) مدل شده‌اند، در این مدل از 10 کانتور در راس ترک جهت محاسبه‌ی انتگرال J استفاده گردیده است. کلیه نتایج نشان داده شده در شکل‌ها مربوط به مقادیرکانتور پنجم می‌باشد [31]. شکل 14 مقادیر ضریب شدت تنش بی‌بعد را برای نسبت طول ترک به پهنای 0.53 و ضخامت نمونه 10 میلی‌متر و تحت مدهای مختلف بارگذاری به تفکیک مقادیر مد یک و مد دو نشان می‌دهد؛ همانطور که از نمودار مشاهده می‌شود ضریب بی‌بعد شدت تنش مد اول در زاویه صفر درجه مقدار بیشینه خود را دارد و با میل کردن به مد دوم این ضریب کاهش یافته به طوری که در نود درجه به صفر می‌رسد و بر عکس ضریب بی‌بعد تنش مد دوم در صفر درجه کمترین مقدار خود یعنی صفر را دارا می‌باشد و با میل کردن این زاویه به نود درجه این ضریب افزایش یافته به طوری‌که در نود درجه به بیشترین مقدار خود می‌رسد. نکته مهم دیگر این است که در زوایه‌های کمتر از حدود 75 درجه مد اول غالب بوده و در اویه‌های بیش از 75 درجه حالت عکسی رخ داده و مد دوم غالب می‌باشد.

نکته دوم بررسی اثر طول ترک بر ضریب بی‌بعد تنش می‌باشد. برای این منظور نسبت طول ترک به پهنای نمونه تعریف شد. در این تحلیل پهنای نمونه 30 میلی‌متر و ثابت می‌باشد. نسبت فوق بین 0.2 تا 0.7 تغییر می‌کند و نتایج در نمودار 15 نشان داده شده است. از شکل 15 می‌توان نتیجه گرفت که ضریب بدون بعد مد اول با افزایش طول ترک افزایش می‌یابد ولی ضریب بدون بعد مد دوم ابتدا تا نسبت طول ترک 0.4 کاهش می‌یابد و بعد از آن با شیب متفاوت و کمتری افزایش می‌یابد.

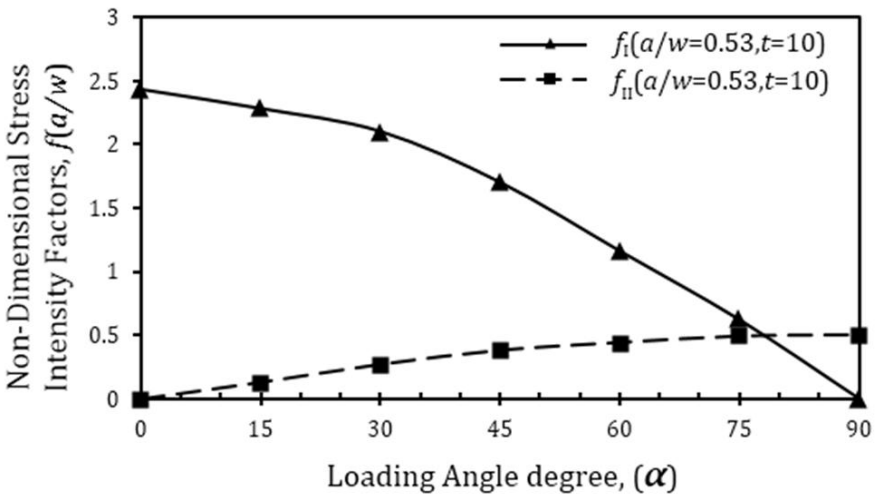


Fig. 14 Non-dimensional stress intensity factors vs. loading angle, *t* (mm)

شکل 14 ضریب‌های شدت تنش بدون بعد بر حسب زوایه بارگذاری (t بر حسب میلی‌متر)

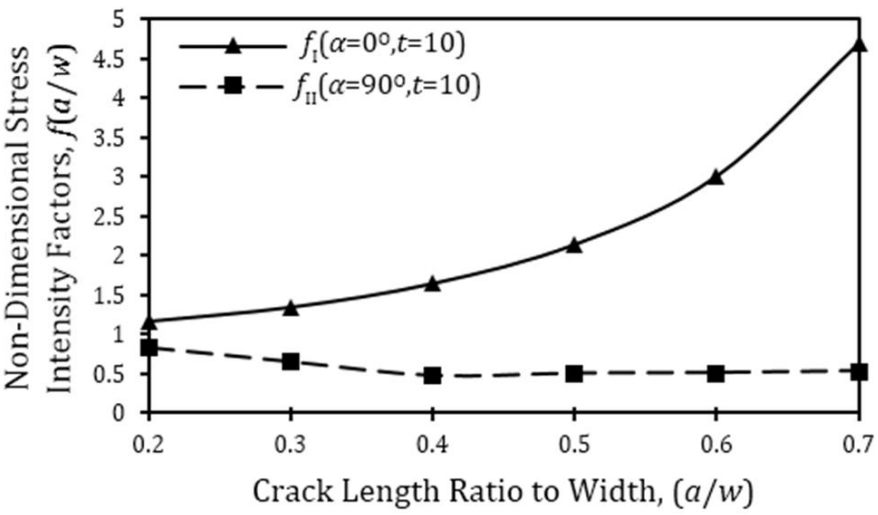


Fig. 15 Non-dimensional stress intensity factors vs. crack length ratio to width (*a*/w), t (mm)

شکل 15 ضریب‌های شدت تنش بدون بعد بر حسب نسبت طول ترک (t بر حسب میلی‌متر)

در نمودار 16 تغییر ضریب شدت تنش عرضی بر حسب نسبت طول ترک رسم شده است. رفتار *K* در مد اول و مد دوم در این نمودار مشابه رفتار ضرایب تنش بی‌بعد نظیرشان در نمودار است.

برای مطالعه تأثیر نسبت ترک نمونه به پهنای نمونه، در مقادیر ضریب شدت بدون بعد نسبت به طول ترک به پهنای نمونه بین 0.2 تا 0.7 در شکل 15 نشان داده شده است. بر اساس این نتایج یک رابطه چند جمله‌ای مرتبه چهار به نمودارها برازش شده است (روابط 6).

$$f_{\mathrm{I}}\left(\frac{a}{w}\right) = 76.38\left(\frac{a}{w}\right)^4 - 100.56\left(\frac{a}{w}\right)^3 + 55.235\left(\frac{a}{w}\right)^2 - 11.729\left(\frac{a}{w}\right) + 1.9862$$
$$f_{\mathrm{II}}\left(\frac{a}{w}\right) = -35.395\left(\frac{a}{w}\right)^4 + 57.668\left(\frac{a}{w}\right)^3 - 29.266\left(\frac{a}{w}\right)^2 + 3.9758\left(\frac{a}{w}\right) + 0.8007 \quad (6)$$

با استفاده از روابط فوق، می‌توان ضرایب شدت تنش بی‌بعد تحت مدهای مختلف داخل صفحه و در نسبت‌های متفاوت طول ترک به پهنای نمونه تحت آزمایش با گیره‌ی جدید، برای نمونه پروانه‌ای شکل را استخراج نمود و در محاسبات پارامترهای بحرانی شکست بکار برد.

با استفاده از مقادیر بار بحرانی در جدول 1 و ضرایب شدت بدون بعد روابط 6 چقرمگی شکست عرضی کامپوزیت شیشه اپوکسی بدست می‌آید. نتایج ضریب شدت تنش بحرانی عرضی (چقرمگی شکست عرضی) در جدول 4 آورده شده است.

همانطور که از جدول 4 پیداست ضریب شدت تنش بحرانی عرضی مد اول در زاویه صفر درجه، هنگامیکه نمونه تحت کشش خالص می‌باشد، بیشترین مقدار خود را دارا می‌باشد. به عکس ضریب شدت تنش بحرانی عرضی مد دوم در نود درجه بیشترین مقدار خود را دارا می‌باشد. در مجموع ضریب شدت تنش بحرانی عرضی مد اول در زاویه صفر بیش از ضریب شدت

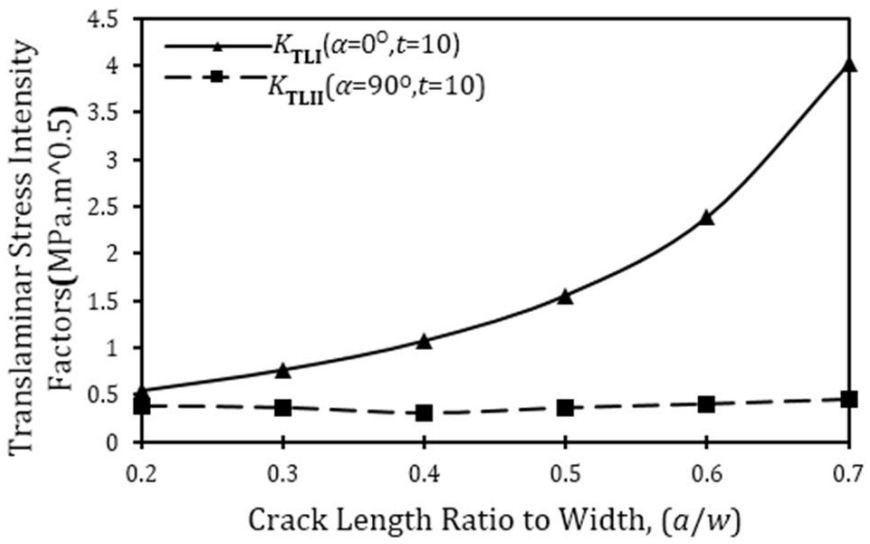


Fig. 16 Translaminar stress intensity factors vs. crack length ratio to width (*a*/w), *t* (mm)

شکل 16 ضریب‌های شدت تنش عرضی بر حسب نسبت طول ترک *a*/*w* (t بر حسب میلی‌متر)

جدول 4 میانگین مقادیر بحرانی چقرمگی شکست عرضی

Table 3 Average mixed-mode critical translaminar fracture toughness

زاویه بارگذاری						
90°	75°	60°	45°	0°		چقرمگی‌شکست
-	3.51	5.92	6.98	7.85	K_{TLIC}	بحرانی‌عرضی
3.18	2.77	2.24	1.48	-	K_{TLIIC}	(MPa$\sqrt{m}$)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.11.17.3]

تنش بحرانی عرضی مد دوم در زاویه نود درجه می‌باشد؛ یعنی کامپوزیت تحت کشش مقاومت بیش‌تری از خود نشان می‌دهد. در ادامه در نمودار 17 تغییرات ضریب شدت تنش عرضی در مد اول و مد دوم بر حسب دو زاویه بارگذاری صفر و نود در ضخامت‌های مختلف5، 10 و 15 میلی‌متر نسبت به طول ترک به پهنای نمونه رسم‌شده‌است. با توجه به نمودار ضریب شدت تنش عرضی هم در مدI و هم در مدII با افزایش ضخامت نمونه کاهش پیداکرده‌است. میزان کاهش ضریب شدت تنش عرضی در نسبت طول ترک‌های بزرگ‌تر نسبت به طول ترک‌های کوچک‌تر محسوس‌تر می‌باشد.

در شکل 18 مقادیر ضریب شدت تنش عرضی در ضخامت‌های مختلف 5 ، 10 و 15 میلی‌متر نسبت به زاویه بارگذاری صفر و نود رسم‌شده‌است. با توجه به نمودار ضریب شدت تنش عرضی هم در مدI و هم در مدII با افزایش ضخامت نمونه کاهش پیداکرده‌است. میزان کاهش ضریب شدت تنش عرضی در مدI نسبت به مدII محسوس‌تر می‌باشد.

در شکل19 تغییرات ضریب شدت تنش عرضی در مد اول و مد دوم بر حسب دو زاویه بارگذاری صفر و نود در چهار زاویه الیاف پارچه متفاوت، θ، نسبت به طول ترک به پهنای نمونه رسم شده‌است. چنانکه از شکل مشاهده می‌شود، مقادیر ضریب شدت تنش در زاویه‌های مختلف، تقریباً منطبق برهم هستند. از این شکل می‌توان نتیجه گرفت که زاویه الیاف پارچه، θ، در این محدوده، به لحاظ عددی، تأثیری در ضرایب شدت تنش عرضی ندارد. این تطابق در تمامی طول ترک‌ها و زاویه‌های بارگذاری مشاهده‌می‌شود.

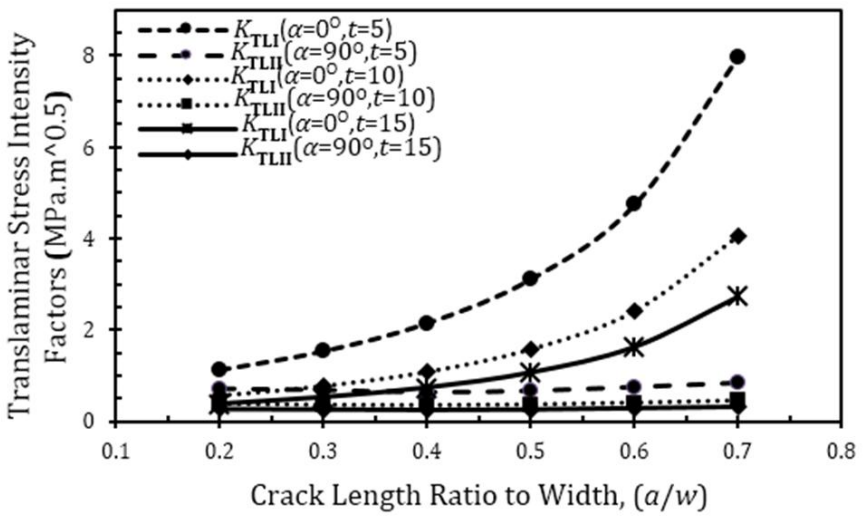


Fig. 17 Translaminar stress intensity factors vs. crack length ratio to width (a/w), t (mm)

شکل 17 ضریب‌های شدت تنش عرضی بر حسب نسبت طول ترک a/w (t بر حسب میلی‌متر)

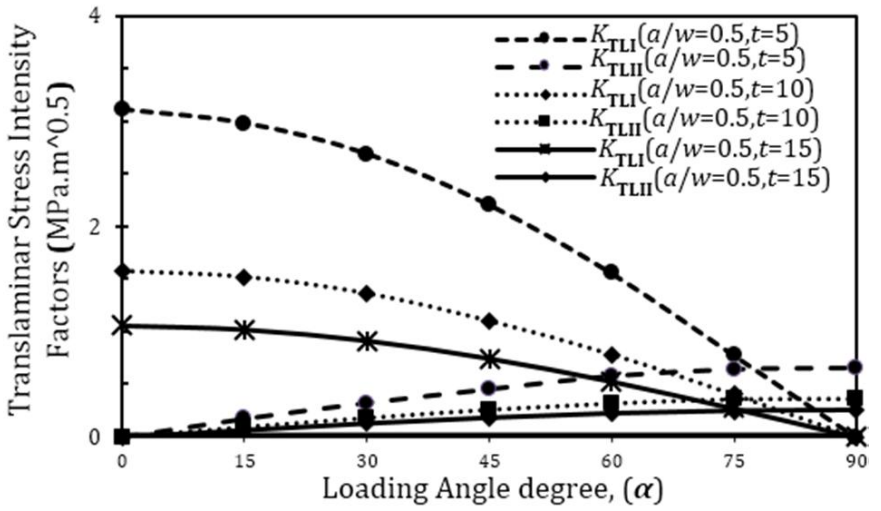


Fig. 18 Translaminar stress intensity factors vs. loading angle, t (mm)

شکل 18 ضریب‌های شدت تنش عرضی بر حسب زاویه بارگذاری (t بر حسب میلی‌متر)

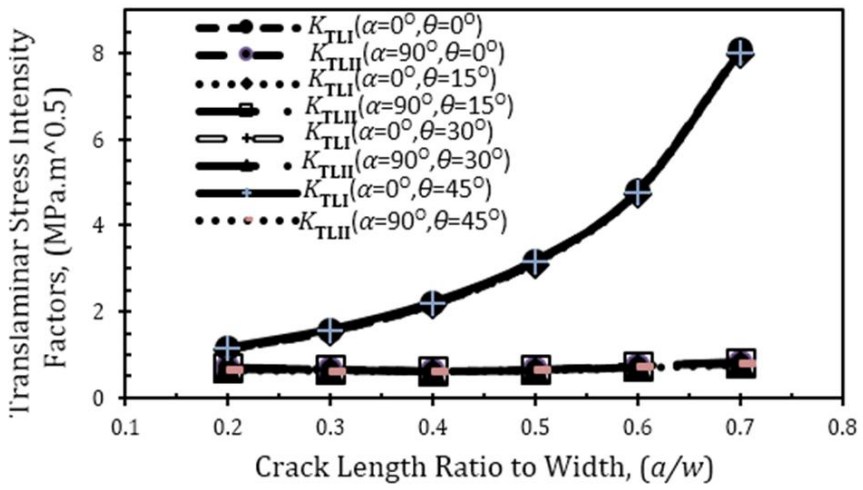


Fig. 19 Translaminar stress intensity factors for angles between fabric across and crack line vs. crack length ratio to width (a/w)

شکل 19 ضریب‌های شدت تنش عرضی برای زوایای الیاف پارچه نسبت به راستای ترک، θ، بر حسب نسبت طول ترک a/w

7- نتیجه گیری

تغییرات ضریب تنش بی‌بعد به تفکیک مد اول و دوم برای نسبت طول ترک به عرض نمونه ارائه شد. با افزایش در مقدار نسبت طول ترک به پهنای نمونه ضرایب شدت تنش بی‌بعد مد کششی خالص نسبت به برش خالص افزایش محسوس‌تری دارد. هم چنین نتایج ضریب شدت تنش بی‌بعد برای زوایای مختلف برای نمونه با ضخامت 10 میلی‌متر و نسبت طول ترک به عرض نمونه 0.5 بدست آمد، و برای زوایای بارگذاری کمتر از 75 درجه مد یک مد غالب شکست است و پس از آن، شکست تحت مد دو صورت می‌گیرد. با توجه به نتایج بدست آمده برای ضریب شدت تنش بحرانی کامپوزیت شیشه اپوکسی بافته شده مشاهده می‌شود که در مد یک از ضریب شدت تنش بحرانی عرضی بالاتری نسبت به مد دو و مرکب برخودار است. نتایج نشان می‌دهد که ماده کامپوزیت استفاده شده در این تحقیق در شرایط بارگذاری کششی (مد یک K_{TLIC}=7.85) دارای چقرمگی عرضی بیشتری بوده و در بارگذاری‌های برشی (مد دو یک K_{TLIIC}= 3.18) ضعیف‌تر است. با افزایش ضخامت نمونه ضریب شدت تنش عرضی هم در مدI و هم در مدII کاهش پیداکرده‌است. مقادیر ضریب شدت تنش عرضی در مدI با افزایش اندازه ترک با نرخ بالایی افزایش یافته‌است، اما ضریب شدت تنش عرضی در مدII تقریبا مستقل از طول ترک بوده‌است. با افزایش ضخامت نمونه، تنش در نوک ترک و به تبع آن مقادیر ضریب شدت تنش عرضی در بارگذاری داخل صفحه کاهش یافته‌است. این کاهش در مدI با نرخ بیشتری از مدII انجام‌شده‌است. مقادیر ضریب شدت تنش عرضی هم در مدI و II خالص با تغییر زاویه قرارگیری الیاف، θ، تغییر مشخصی نداشته‌است.

8- فهرست علائم

a	طول ترک	mm
E	مدول الاستیسیته	GPa
f_I	ضریب شدت تنش بی بعد در مد یک	
f_{II}	ضریب شدت تنش بی بعد در مد دو	
G	نرخ رهایی انرژی کرنش	Jm$^{-0.5}$
J	انتگرال J	jm$^{-0.5}$
K_{TLI}	ضریب شدت تنش عرضی مد یک	MPam$^{0.5}$
K_{TLII}	ضریب شدت تنش عرضی مد دو	MPam$^{0.5}$
K_{TLIC}	ضریب شدت تنش بحرانی عرضی مد یک	MPam$^{0.5}$

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.11.17.3]

K_{TLIIC}	ضریب شدت تنش بحرانی عرضی مد دو	$MPam^{0.5}$
P_C	نیروی اعمالی بحرانی	N
t	ضخامت نمونه	mm
w	عرض نمونه	mm

علایم یونانی

α	زاویه ی بارگذاری نیرو در گیره‌ها	degree
ν	ضریب پواسون	
σ_{ys}	تنش تسلیم	MPa

9- مراجع

[1] R. Haj-Ali, R. El-Hajjar, Crack propagation analysis of mode-I fracture in pultruded composites using micromechanical constitutive models, *Mechanics of Materials*, Vol. 35,No. 9, pp. 885–902, 2003.

[2] R. El-Hajjar, R. Haj-Ali, In-plane shear testing of thick-section pultruded FRP composites using a modified Arcan fixture, *Compos: Part B*, Vol. 35,No. 5, pp. 421–428, 2004.

[3] R. Haj-Ali, R. El-Hajjar, A. Muliana, Cohesive fracture modeling of crack growth in thick-section composites, *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 73,No. 15, pp. 2192–2209, 2006.

[4] Q. Liu, M. Hughes, The fracture behavior and toughness of woven flax fiber reinforced epoxy composites, *Composites: Part A*, Vol. 39,No. 10, pp. 1644–1652, 2008.

[5] K.V. Arun, R. D. Kamat and S. Basavarajappa, Mechanism of Translaminar Fracture in Glass/Textile Fabric Polymer Hybrid composites, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 29,No. 10, pp. 254–264, 2008.

[6] L. Xiangqian, R. Stephen, Hallett, Michael R. Wisnom a, N. Zobeiry, R. Vaziri, A. Poursartip. Experimental study of damage propagation in Over-height Compact Tension tests, *Composites: Part A*, Vol. 40,No. 12, pp. 1891–1899, 2009.

[7] M.J. Laffan, S.T. Pinho, P. Robinson, L. Iannucci, Measurement of the in situ ply fracture toughness associated with mode I fibre tensile failure in FRP. Part II: Data reduction, *Composites Science and Technology*, Vol. 70,No. 4, pp. 606–613, 2010.

[8] M.J. Laffan, S.T. Pinho, P. Robinson, L. Iannucci, Measurement of the in situ ply fracture toughness associated with mode I fibre tensile failure in FRP. Part II: Size and lay-up effects, *Composites Science and Technology*, Vol. 70,No. 4, pp. 614–621, 2010.

[9] M. Rokbi , H. Osmani , N. Benseddiq, A. Imad, On experimental investigation of failure process of woven-fabric composites, *Composites Science and Technology*, Vol. 71,No. 11, pp. 1375–1384, 2011.

[10] M.J. Laffan, S.T. Pinho, P. Robinson, A.J. McMillan, Translaminar fracture toughness: The critical notch tip radius of 0o plies in CFRP, *Composites Science and Technology*, Vol. 72,No. 1, pp. 97–102, 2011.

[11] R. F. Teixeira , S. T. Pinho , P. Robinson , Translaminar ply fracture toughness of advanced composites, *18TH International Conference on Composite Materials*, Jeju Island, South Korea, 2011.

[12] M.J. Laffan , S.T. Pinho, P. Robinson , Mixed-mode translaminar fracture of CFRP: Failure analysis and fractography, *Composite Structures*, Vol. 95,No. 1, pp. 135–141, 2013.

[13] F. Hou , S. Hong , Characterization of R-curve behavior of translaminar crack growth in cross-ply composite laminates using digital image correlation, *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 117,No. 1, pp. 51–70, 2014.

[14] N. Blanco , D. Trias , S.T. Pinho , P. Robinson , Intralaminar fracture toughness characterization of woven composite laminates. Part I: Design and analysis of a compact tension (CT) specimen, *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 131,No. 5, pp. 349-360, 2014.

[15] N. Blanco , D. Trias , S.T. Pinho , P. Robinson , Intralaminar fracture toughness characterization of woven composite laminates. Part II: Experimental characterization, *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 131,No. 5, pp. 361-370, 2014.

[16] D. Boyina, A. Banerjee, R. Velmurugan, Mixed-mode translaminar fracture of plain-weave composites, *Composites: PartB*, Vol. 60,No. 5, pp.21–28, 2014.

[17] A. Shukla, Practical Fracture Mechanic in Design, 2nd ed., University of Rhode Island, Kingston, Rhode Island, U.S.A., Marcel Dekker, pp. 313, 2005.

[18] M.J. Laffan, S.T. Pinho, P. Robinson, A.J. McMillan, Translaminar fracture toughness testing of composites: *A review*, *Polymer Testing*, Vol. 31,No. 3, pp. 481–489, 2012.

[19] ASTM Standard E 399-06: *Standard Test Method for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness KIC of Metallic Materials*, Annual Book of ASTM Standards, 2006.

[20] M. Nikbakht, N. Choupani, Experimental investigation of mixed-mode fracture behavior of woven laminated composite, *Journal of Materials Science*, Vol. 44, pp. 3428–3437, 2009.

[21] R. El-Hajjar, R. Haj-Ali, In-plane shear testing of thick-section pultruded FRP composites using a modified Arcan fixture, *Compos: Part B* Vol. 35,No. 5, pp. 421–428, 2004.

[22] M.H. Heydari, N. Choupani, M. Shameli, Experimental and Numerical Investigation of Mixed-Mode Interlaminar Fracture of Carbon-Polyester Laminated Woven Composite by Using Arcan Set-up, *Appl Compos Mater*, Vol. 18,No. 6, pp. 499–511, 2011.

[23] S. R. Hosseini, N. Choupani, A. R. M. Gharabaghi, Experimental Estimation of Mixed-Mode Fracture Properties of Steel Weld, World Academy of Science, *Engineering and Technology*, Vol. 41, No. 6, pp. 770-775, 2008.

[24] A. Es'hagi Oskui, N. Choupani, E. Haddadi, Experimental and numerical investigation of fracture of ABS polymeric material for different sample's thickness using a new loading device, *Polymer Engineering & Science*, Vol. 54, No. 9, pp. 2086-2096, 2014.

[25] ASTM Standard D 5045*: Standard Test Methods for Plane-Strain Fracture Toughness and Strain Energy Release Rate of Plastic Materials*, Annual Book of ASTM Standards, 1999.

[26] E.E. Gdoutos, *Fracture Mechanics*, Springer, Second Edition: Democritus University of Thrace, Xanthi, Greece; ISBN 1-4020-2863-6, pp. 126-128, 2004.

[27] J. Li, M. Zhao, X. Gao, X. Wan, J. Zhou, Modeling the stiffness, strength, and progressive failure behavior of woven fabric-reinforced composites, *Journal of Composite Materials*, Vol. 48, No. 9, pp. 735–747, 2014.

[28] A. Es'hagi Oskui, N. Choupani, *Development & Design of an Experimental Setup for Determining of Mixed Mode Fracture Toughness*, MSc Thesis, Department of Mechanical Engineering, Sahand University of Technology , Tabriz,2012. (In Persian فارسی).

[29] N. Choupani, Experimental and numerical investigation of the mixed-mode delamination in Arcan laminated specimens, *Material Science Engineering* A, Vol. 478, No 1-2, pp. 229-242, 2008.

[30] A. E. Oskui, N. Choupani and E. Haddadi, Experimental and numerical investigation of fracture of ABS polymeric material for different sample's thickness using a new loading device, *Polymer Engineering Science*, Vol. 54, Issue 9, 2086–2096, 2014.

[31] *ABAQUS User's Manual Version 6.5*, Pawtucket, USA, Hibbitt, Karlesson, Sorensen, 2004.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-29]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.11.17.3]