



بررسی چقرمگی شکست مود یک بین لایه‌ای در ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار

سید امیر صفی پور، محمود حشمتی*

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی کرمانشاه، کرمانشاه، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۰/۳/۰۳
بازنگری: ۱۴۰۰/۰۹/۱۴
پذیرش: ۱۴۰۰/۰۹/۲۹
ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۱۰/۲۴

کلمات کلیدی:

ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار
جدایش بین لایه‌ای
چقرمگی شکست
انرژی کرنشی
مود یک شکست

خلاصه: در این پژوهش جدایش بین لایه‌ای ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار ساخته شده از الیاف شیشه تک جهته و رزین پلی‌استر مورد بررسی قرار گرفته است. نمونه‌ها با فرآیند لایه چینی دستی و مطابق با استاندارد ساخته شده و با استفاده از تست‌های آزمایشگاهی، نرخ انرژی کرنشی آزاد شده در مود یک با روش‌های رایج در زمینه شکست بین لایه‌ای، برای نمونه‌های موج‌دار کامپوزیتی محاسبه شده است. همچنین به کمک نرم افزار آباکوس و با خواص مکانیکی الیاف تک جهته شیشه/پلی‌استر، شبیه سازی نمونه‌ها بعنوان تیر یکسرگیردار دوبله انجام شده و نتایج حل عددی نیز بدست آمده است. سطوح شکست نمونه‌های آزمایشگاهی با میکروسکوپ الکترونی روبشی تحلیل و بررسی شده است و نمودارهای نیروجابه‌جایی حاصل از تست‌های آزمایشگاهی و شبیه سازی‌های عددی جهت بررسی رفتار ماده و محاسبه نرخ انرژی کرنشی آزاد شده برای نمونه‌های مختلف با سه طول پیش ترک ایجاد شده مورد مقایسه قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که ورق‌های موج‌دار در مقایسه با ورق‌های تخت، از مقاومت به رشد ترک بالاتر، نرخ انرژی کرنشی آزاد شده و چقرمگی شکست بین لایه‌ای بیشتری برخوردارند و نمونه چهار موج در طول ترک ۶۰ و ۶۵ میلی‌متر دارای بالاترین مقدار نرخ انرژی کرنشی آزاد شده به ترتیب برابر ۹۶۳/۷۷ و ۷۰۵/۹۵ ژول بر متر مربع می‌باشد.

۱- مقدمه

موج‌دار بودن به‌عنوان یک ابزار ساده و مؤثر برای ساخت سازه‌های سبک‌وزن با رفتار مکانیکی مطلوب، پایداری تحت بار کماتش و قابلیت جذب انرژی مورد استفاده قرار می‌گیرد. این موضوع در کاربردهای صنعتی متنوع و تحقیقات آکادمیک مورد توجه جدی است و ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار به دلیل کاربرد فراوان در صنایع هوا و فضا، صنایع دریایی، مخازن و ...، از میان سازه‌های ساخته شده با مواد مرکب، از اهمیت بالایی برخوردارند. ورق‌های کامپوزیتی موج‌دار رفتار مکانیکی غیر همسانگرد بالایی دارند، به این صورت که در جهت عرضی موج دارای سفتی معادل کششی و خمشی بالا هستند، درحالی‌که در راستای موج، سفتی کششی و خمشی مؤثر کمی دارند. با ساخت ورق‌های موج‌دار از جنس کامپوزیت درعین حال که می‌توان از خواص ذکر شده مواد مرکب استفاده کرد از ویژگی‌های منحصربه‌فرد موج‌دار بودن نیز می‌توان بهره برد. علاوه بر آن، پیشرفت‌های نوآورانه متعددی در مورد ساختارهای موج‌دار وجود داشته است و استفاده از آنها در سازه‌های پیشرفته نیز در حال گسترش است. فناوری مورفینگ نمونه‌ای از این کاربردهای

نوظهور در صنعت هوایی است. برای انجام یک پرواز خوب و ایده‌آل لازم است بال هواپیما در هر یک از شرایط پرواز هندسه متفاوتی داشته باشد لذا متخصصان پس از مطالعه و بررسی شیوه‌های پرواز پرندگان تصمیم به تولید بال‌هایی با توانایی عملیاتی بالا به منظور جایگزینی با بال‌های هواپیماهای کنونی گرفته‌اند که به بال مورفینگ معروفند. به طور کلی کلمه مورفینگ به معنی تغییر شکل بدون گسستگی از حالتی به حالت دیگر می‌باشد. به عبارت دیگر به سازه‌هایی که توانایی تغییر شکل و هندسه خود با توجه به شرایط گوناگون را دارند و از این طریق عملکرد سازه را افزایش می‌دهند سازه مورفینگ می‌گویند. استفاده از سازه‌های با فناوری مورفینگ به دلیل افزایش قدرت مانور هواپیما، سفینه‌ها و ماهواره‌ها رو به افزایش است. بنابراین لازم است این نوع سازه‌ها از نظر میزان تغییرشکل، استحکام و پایداری در برابر رشد ترک تحت بارگذاری‌های مختلف مورد تحلیل قرار گیرند. از این رو می‌توان با ساخت نمونه و انجام آزمایش یا شبیه سازی عددی بر روی آن‌ها، به این مهم دست پیدا کرد [۱۰-۱].

اولین کسانی که ورق‌های موج‌دار ساخته شده از کامپوزیت‌های کربن - اپوکسی را برای کاربرد در مورفینگ ارائه کردند، یوکوزکی و همکاران

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: M.heshmati@kut.ac.ir



بودند [۱۱]. با بررسی رفتار لبه انتهایی بال موجدار توسط تیل و همکاران با هندسه‌های سینوسی، دوزنقه‌ای و مثلثی در اعداد رینولدز مختلف دریافتند، خواص آئروپویزیتیکی به شدت به دامنه و گام امواج و عدد رینولدز وابسته است [۱۲]. رفتار مکانیکی با ناهمسانگردی زیاد ورق‌های کامپوزیتی شبه سینوسی بررسی شد. اثر لایه چینی و هندسه از مهم‌ترین مباحث در ساخت ورق‌های کامپوزیتی موجدار هستند، کرس این اثر را بر حداکثر تغییر شکل مجاز ورق‌های کامپوزیتی موجدار بررسی کرد و مقایسه بین نتایج شبیه‌سازی المان محدود با معادله‌های کرنش خطی برای بررسی اثر غیرخطی هندسه، انجام شد [۱۳]. در مواد کامپوزیتی ترک از آسیب‌هایی مانند جذب رطوبت، تنش، ضربه، حباب و... آغاز می‌شود. رشد ترک به تدریج در اثر نیروهای اعمالی صورت گرفته و تا جایی ادامه دارد که ماده دیگر قابلیت تحمل نیروهای اعمالی را نداشته و در نتیجه شکست رخ می‌دهد. اخیراً تلاش و تحقیق برای شناخت انواع مودهای آسیب در مواد کامپوزیتی صورت گرفته است [۱۴-۱۷]. پایه و اساس تحقیقات این یافته‌های این بود که ترک ایجادشده در ابعاد ماکروسکوپی در مواد کامپوزیتی، در اثر تجمع انواع آسیب در ابعاد میکروسکوپی می‌باشد.

جدایش بین لایه‌ای یکی از صور کسپختگی در کامپوزیتهای چند لایه می‌باشد. رشد ترکهای بین لایه‌ای می‌تواند به سه شیوه یا ترکیبی از آنها رخ دهد. نرخ رهایی انرژی کرنشی به عنوان معیاری که رشد ترک را پیش بینی می‌کند، مورد استفاده قرار می‌گیرد و زمانی که مقدار آن برابر با یک مقدار بحرانی شود، رشد ترک اتفاق می‌افتد. روش تیر یکسرگیردار دولبه، اصلی‌ترین راه برای یافتن نرخ رهایی انرژی کرنشی مود اول می‌باشد و جهت بیان مود اول شکست بین لایه‌ای کامپوزیت، این نمونه ساخته شده و مورد آزمایش قرار می‌گیرد [۱۸]. تیر یک سر گیر دار دو لبه نامتقارن نیز برای مطالعه جدایش ترکیبی مود اول و دوم می‌باشد. تی [۱۹] مطالعات انجام شده بر روی مودهای ترکیبی اول و دوم را مرور کرده است. شکریه و زین‌الدینی [۲۰] روش جدیدی را برای پیش بینی شیوه ترکیبی اول و دوم چقرمگی شکست بین لایه‌ای ارائه کردند. آن‌ها رابطه بین چقرمگی شکست تیرهای یک سر گیردار دولبه و تیر یک سر گیردار دو لبه نامتقارن را ارائه دادند. روش اجزاء محدود یکی دیگر از روش‌هایی است که برای پیش بینی چقرمگی شکست بر اساس بسته شدن مجازی ترک و مکانیک شکست مورد استفاده قرار می‌گیرد. کروگر [۲۱] روش بسته شدن مجازی ترک را مورد بررسی قرار داده است و معادله‌های مورد نیاز برای اجزای سه بعدی در محاسبات انرژی کرنشی را ارائه کرده است. پرومبوت و همکاران [۲۲] نیز با

استفاده از همین روش، جدایش چند لایه‌های کامپوزیتی را مورد بررسی قرار دادند. بنتی و همکاران [۲۳] رشد جدایش بین لایه‌ای را مورد مطالعه قرار داده و نتایج تحلیلی را با نتایج آزمایشگاهی مورد مقایسه قرار دادند. دالی و همکاران [۲۴] جدایش بین لایه‌ای مود یک در کامپوزیتهای تقویت شده با الیاف کربن بافته شده را مورد مطالعه قرار داده‌اند. جدایش بین لایه‌ای ترکیبی مودهای یک، دو و سه در کامپوزیتهای تقویت شده با الیاف طبیعی توسط زین‌الدینی و همکاران بررسی شد [۲۵]. نمونه‌های مورد بررسی با استفاده از زرین اپوکسی و الیاف طبیعی کتان ساخته شده و به کمک یک ستاپ جدید مورد آزمایش قرار گرفتند.

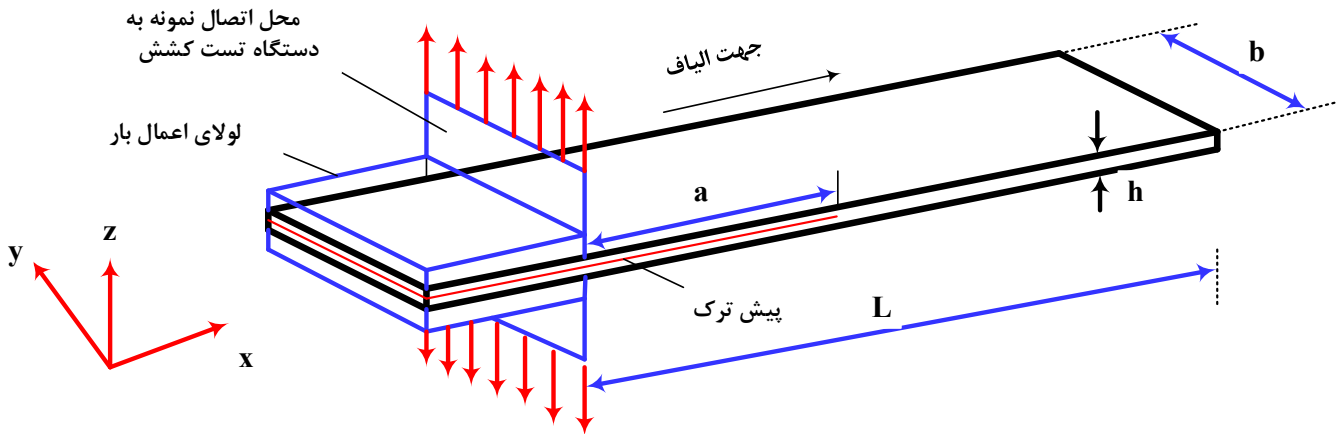
مرور مطالعات پیشین نشان می‌دهد که تاکنون اثر موجدار بودن بر روی چقرمگی شکست بین لایه‌ای در ورقهای کامپوزیتی بررسی نشده است. همچنین با توجه به کاربردهای روز افزون ورق‌های موجدار که در فوق به نمونه‌هایی از آنها اشاره شد، بررسی شکست و جدایش بین لایه‌ای در این نوع ورق‌ها امری ضروری است. بنابراین در این پژوهش جدایش بین لایه‌ای ورق‌های کامپوزیتی موجدار با هندسه‌های مختلف موج مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور هندسه‌های مختلفی در نظر گرفته شده و مدلسازیهای مورد نیاز با استفاده از نرم افزار آباکوس انجام گرفته و برای صحت‌گذاری این نتایج، مطالعات آزمایشگاهی نیز انجام شده است.

۲- روش‌های کلاسیک در ارزیابی جدایش بین لایه‌ای

روش انرژی و روش شدت تنش دو روش بنیادی در تحلیل مکانیک شکست می‌باشند. روش انرژی شرایط لازم را برای شکست ارائه می‌کند و بر اساس تعادل انرژی است. طبق روش شدت تنش، ترک موقعی رشد می‌کند که عامل شدت تنش به مقدار بحرانی در نوک ترک برسد. این روش بر اساس انباشتگی ضریب شدت تنش است. کاربرد این دو روش در حوزه مکانیک شکست الاستیک خطی است.

بر اساس روش انرژی، رشد ترک هنگامی رخ می‌دهد که اندازه انرژی موجود جهت رشد ترک به‌گونه‌ای باشد که توانایی غلبه بر مقاومت ماده در نوک ترک را داشته باشد. در مواد الاستیک خطی نرخ آزادسازی انرژی G ، به‌عنوان نرخ تغییر در انرژی پتانسیل نسبت به تغییر سطوح ترک در مواد ارائه می‌شود. هنگام شکست $G = G_c$ بوده که G_c نرخ کرنشی بحرانی آزاد شده است.

برای بدست آوردن نرخ انرژی کرنشی آزاد شده در مود اول شکست، مورا و همکاران [۲۶] از روش نرمی بر اساس نظریه تیر، در اتصالات الیاف

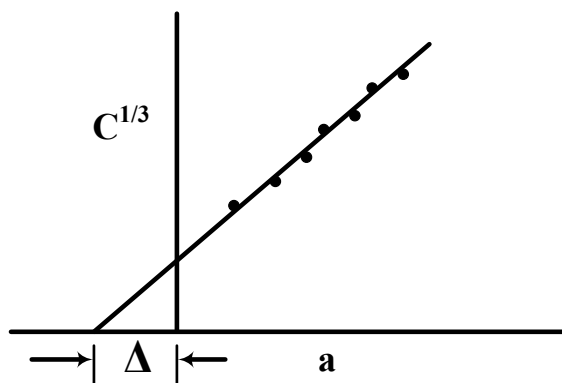


شکل ۱. نمونه تیر یکسرگیردار دولبه

Fig. 1. Double Cantilever Beam Specimen

$$G = \frac{3p\delta}{2ba} \quad (2)$$

برای اصلاح و حذف چرخش تیر یکسرگیردار مقدار اصلاحی $|\Delta|$ در معادله (۱) اضافه می‌شود که گویی دارای جدایش بین لایه‌ای کمی طولانی‌تر است $(|\Delta| + a)$. این مقدار اصلاحی $|\Delta|$ به‌طور تجربی از نمودار ریشه سوم نرمی $c = (\delta/p)$ به دست می‌آید. شکل ۲ به‌صورت شماتیک منحنی ریشه سوم نرمی $C^{1/3}$ بعنوان تابعی از طول جدایش بین لایه‌ای را نشان می‌دهد [۱۸].



شکل ۲. شماتیک منحنی $C^{1/3}$ برحسب طول جدایش بین لایه‌ای [۱۸]

Fig. 2. Schematic of the $C^{1/3}$ -curve versus delamination length

کربن استفاده کردند و مقادیر محاسبه شده از این طریق را با دیگر روش‌های تئوری مستقیم، نظریه تیر اصلاح‌شده و کالیبره کردن نرمی تطبیق و پس از آن جهت تأیید روش توصیه شده، نتایج را با روش المان چسبنده مقایسه کرده‌اند. تصویر شماتیکی از نمونه تیر یکسرگیردار دولبه برای مود اول شکست در شکل ۱ نشان داده شده است [۲۶]. در روش تئوری تیر اصلاح‌شده، نرخ رهایی انرژی کرنشی از معادله (۱) به دست می‌آید [۱۸].

$$Glc = \frac{3p_c\delta_c}{2b(a+|\Delta|)} \quad (1)$$

در روابط فوق a طول ترک اولیه، b عرض نمونه، p بار وارده، δ جابه‌جایی نقطه اعمال بار و $|\Delta|$ ضریب اصلاح طول ترک جهت بازشدگی و چرخش نوک ترک می‌باشد. روش تئوری تیر اصلاح‌شده^۱ محافظه‌کارانه‌ترین روش در محاسبه چقرمگی شکست بین لایه‌ای مد اول است. روش کاهش داده تئوری تیر اصلاح‌شده به‌طور متوسط در ۸۰ درصد از موارد بکار گرفته شده است [۲۷]. معادله (۲) نرخ انرژی کرنشی آزادشده برای یک تیر یکسرگیردار را نشان می‌دهد [۱۸]:

1 Modified beam theory



شکل ۳. برش فوم‌های پلی استایرن با دستگاه سیم داغ Hitachi

Fig. 3. Cutting polystyrene foams with Hitachi hot wire machine



شکل ۴. قالب‌های ساخته شده برای نمونه‌های مختلف

Fig. 4. Fabricated moulds for different specimens

ASTM-D۵۵۲۸ آماده می‌شوند. بدین منظور ابتدا هندسه‌های مورد نیاز بر روی فوم‌های پلی استایرن با چگالی 40 kg/m^3 با ابعاد $20 \text{ cm} \times 15 \text{ cm} \times 5 \text{ cm}$ به وسیله دستگاه سیم داغ پنج محور مطابق شکل ۳ انجام شد. سپس جهت عدم خوردگی فوم توسط رزین، بر روی سطوح چسب چوب زده می‌شود. این پوشش جهت محافظت بیشتر استفاده می‌شود. پس از گذشت زمان خشک شدن، سطوح مانند با سنباده‌های شماره ۴۰۰ و ۸۰۰ پرداخت می‌شوند (شکل ۴).

۳- ساخت نمونه‌ها و آزمایش

جهت بررسی چقرمگی شکست مود I بین لایه‌ای، نمونه‌های کامپوزیتی موج‌دار با هندسه شبه سینوسی ساخته شده‌اند. روش ساخت و آماده‌سازی قالب‌ها، لایه چینی نمونه‌ها و نحوه انجام آزمون‌ها در ادامه شرح داده شده است.

۳-۱- ساخت نمونه

نمونه‌های کامپوزیتی تیر یکسرگیردار دولبه^۱ بر اساس استاندارد

1 Double cantilever beam



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۵. نمونه‌های ساخته شده مطابق استاندارد

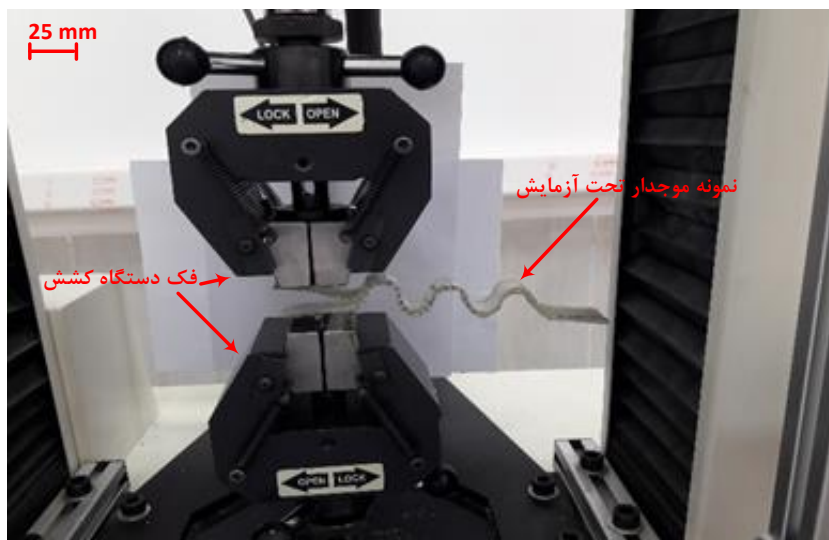
Fig. 5. Fabricated specimens according to the standard

۴ لایه بعدی قرار می‌گیرد. برای ساخت نمونه‌های تخت نیز از یک سطح شیشه استفاده می‌شود. پس از سپری شدن زمان پخت کامپوزیت، قطعه موج‌دار از قالب جدا می‌شود و در اندازه‌های مطابق استاندارد تهیه می‌شوند. شکل ۵ تهیه قطعات نهایی استاندارد را نشان می‌دهد.

بعد از آماده سازی قالب‌های مورد نیاز، صفحات کامپوزیتی با تعداد ۸ لایه و زاویه الیاف صفر درجه (الیاف تک جهت) به صورت لایه چینی دستی درون قالب‌ها ساخته می‌شوند. بعد از لایه گذاری، نیمی از لایه‌ها (چهار لایه) برای ایجاد پیش ترک، از یک طلق نازک از پیش آغشته شده به فیلم رهاساز استفاده می‌شود. این طلق نازک روی لایه چهارم قرار گرفته و پس از آن



(الف)



(ب)

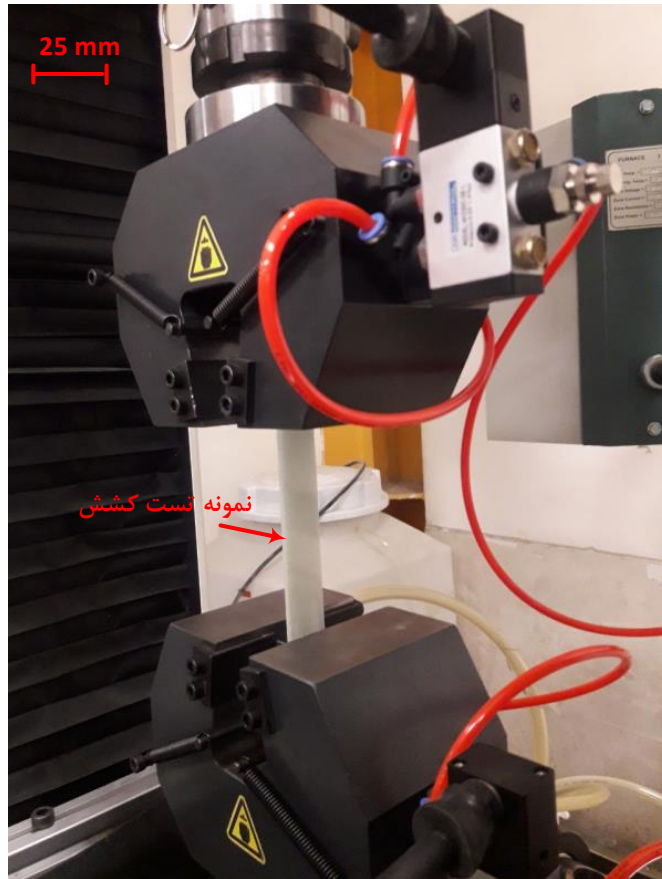
شکل ۶. نمونه تیر یکسرگیردار دولبه در دستگاه کشش. (الف) دستگاه کشش. (ب) نمای نزدیک از نمونه سه موج تحت آزمایش

Fig. 6. Double Cantilever Beam specimen under test (a) tensile test set-up (b) a close-up of the three-wave specimen under test

یونیورسال سنتام^۱ به طور پیوسته ثبت شده است. این آزمایش با سرعت ۲/۵ میلی‌متر بر دقیقه انجام شد، طول ترک با استفاده از دوربین فیلمبرداری سونی A7 R2 با بزرگنمایی ۷۰ برابر در حین رشد جدایش بین لایه‌ای ثبت گردید. شکل ۶ نمونه تیر یکسرگیردار دولبه در حال آزمایش را نشان می‌دهد.

۳-۲- زمون تیر یکسر گیردار دولبه

همانطور که قبلاً نیز بیان شد نمونه‌های آزمایش بر استاندارد ASTM-D۵۵۲۸ تهیه شده‌اند. نمونه تیر یکسر گیردار دولبه دارای طول ۱۹۵ میلی‌متر، عرض ۲۳ میلی‌متر، و ضخامت ۳/۵ میلی‌متر است. نمونه‌ها جهت انجام آزمایش داخل فیکسچر دستگاه قرار داده شده و بار به لبه بالایی نمونه اعمال می‌شود. بار اعمالی بر نمونه و جابه‌جایی توسط دستگاه آزمایش



شکل ۷. دستگاه تست کشش مورد استفاده به همراه نمونه تحت آزمایش

Fig. 7. Tensile testing machine and the specimen under test

۴- مدلسازی اجزا محدود

مدلسازی اجزاء محدود مود اول شکست در این پژوهش با نرم افزار آباکوس نسخه ۶-۱۶ به روش المان چسبناک انجام شده است. نمونه‌های سه‌موج، چهارموج و تخت، تیر یکسرگیردار دولبه به صورت دو بعدی در نرم افزار آباکوس مدلسازی شده‌اند. شبیه‌سازی ترک اولیه و نمونه از مدل پوسته صفحه‌ای^۱ استفاده شده است. لازم به ذکر است که برای انجام شبیه‌سازی‌های مورد نیاز، خواص مکانیکی لایه‌های کامپوزیتی مورد نیاز می‌باشد. لذا بدین منظور، نمونه‌های تست کشش نیز بر اساس استاندارد ASTM D۳۰۳۹ ساخته شده و تحت آزمایش کشش قرار گرفتند شکل ۷. جدول ۱ میانگین نتایج حاصل از تست کشش برای خواص مکانیکی نمونه‌های ساخته شده از الیاف تک جهته شیشه‌پلی استر را نشان می‌دهد. همچنین در این جدول، نتایج حاصل با نتایج موجود در مرجع [۲۵] مقایسه شده است و همخوانی بسیار خوبی بین نتایج مشاهده می‌شود.

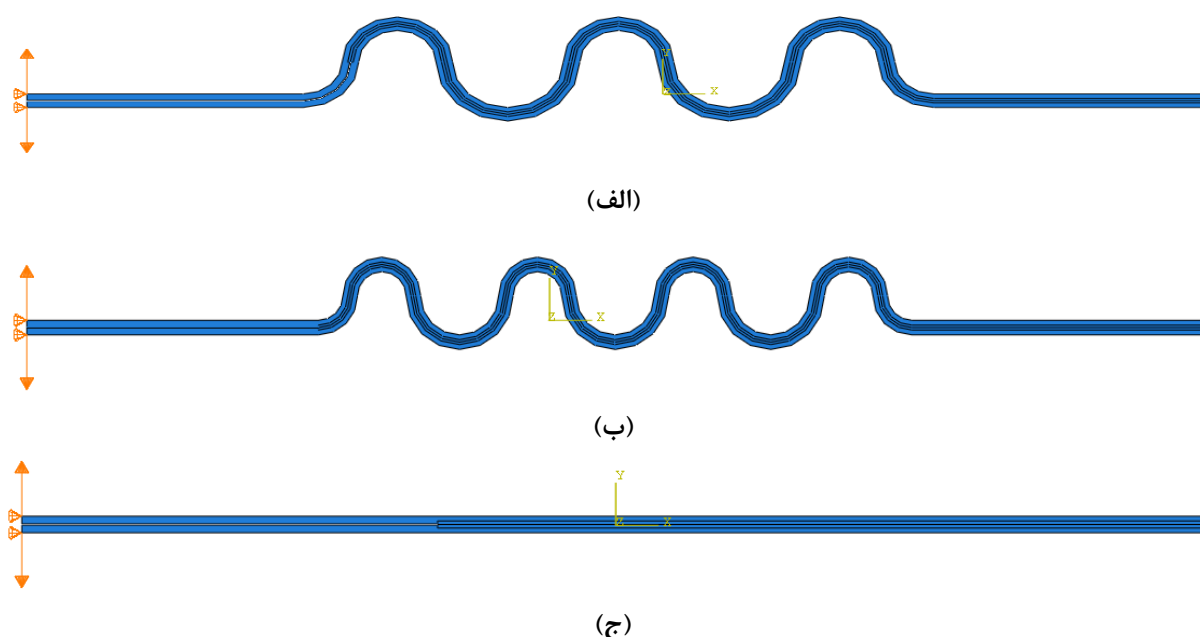
۴-۱- روش حل و شرایط مرزی

به دلیل جابه‌جایی‌های بزرگ در برخی مدل‌های ایجاد شده و ساختار غیرهمسانگرد ماده، ممکن است در روند حل اثرات غیرخطی بودن مشاهده می‌شود. با علم به موارد ذکر شده، برای بدست آوردن کمیت‌های میدانی مانند مولفه‌های مختلف تنش، جابه‌جایی و نیرو با در نظر گرفتن اثرات غیرخطی بودن از روش شبه‌استاتیکی استفاده شده است. شرایط مرزی ایجاد شده برای نمونه‌ها از نوع جابجایی می‌باشد (شکل ۸). پس از ترسیم مدل و تعیین خواص، روش حل و شرایط مرزی، نوبت به المان بندی آن می‌رسد. از مهمترین بخش‌ها برای انجام یک شبیه‌سازی قوی، المان بندی است. برای نمونه‌های سه‌موج، چهار موج و تخت از المان کرنش صفحه‌ای چهار گره‌ای^۲ استفاده شده است. این المان به سبب ویژگی‌هایی که دارد می‌تواند در مدلسازی جدایش بین لایه‌ای مورد استفاده قرار بگیرد. علاوه بر آن در بسیاری از پژوهش‌های پیشین نیز برای مدلسازی جدایش بین لایه‌ای در

جدول ۱. خواص مکانیکی نمونه‌های الیاف تک جهته شیشه/رزین پلی استر

Table 1. Mechanical properties of unidirectional glass fiber/polyester resin specimens

G_{rr} (گیگاپاسکال)	$G_{1r} = G_{r1}$ (گیگاپاسکال)	ν_{rr}	$\nu_{1r} = \nu_{r1}$	$E_r = E_r$ (گیگاپاسکال)	E_1 (گیگاپاسکال)	
۲/۸۳	۴/۳۴	۰/۵	۰/۲۷	۸/۵	۳۴/۷	مرجع [۲۵]
-	-	۰/۵	۰/۲۸	۸/۱	۳۳/۹	مطالعه حاضر



شکل ۸. شرایط مرزی تیر یک سرگیردار. (الف) نمونه سه موج. (ب) نمونه چهار موج. (ج) نمونه تخت

Fig. 8. Boundary conditions of cantilevered beam (a) three-wave specimen (b) four-wave specimen (c) flat specimen

۵- نتایج و بحث

نمودارهای نیروجابجایی برای نمونه‌های ساخته شده با انجام آزمایش‌های تجربی بدست آمده است. همچنین با استفاده از روابط تحلیلی، مقادیر نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی نیز بدست آمده و با نتایج تجربی مقایسه می‌شود. امکان مقایسه نتایج تجربی با نتایج عددی بوسیله محاسبه نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی و انجام مدل‌سازی‌های عددی فراهم شده است.

کامپوزیت‌ها، از این نوع المان استفاده شده است [۳۲-۲۸]. به منظور صحت سنجی مراحل مدل‌سازی عددی، جابه جایی دهانه ترک هنگام شروع و رشد جدایش بین لایه‌ای برای نمونه تخت با زاویه الیاف صفر با نتایج موجود در مرجع [۲۲] به ازای طول ترک‌های مختلف، در جدول ۲ مقایسه شده است. مقایسه نتایج نشان می‌دهد که برای نمونه تخت، همخوانی خوبی بین نتایج عددی به دست آمده و نتایج موجود در مرجع [۲۲] وجود دارد.

جدول ۲. جابه جایی دهانه ترک بر حسب میلیمتر در شروع جدایش بین لایه‌ای

Table 2. Displacement of crack opening in millimeters at the beginning of delamination

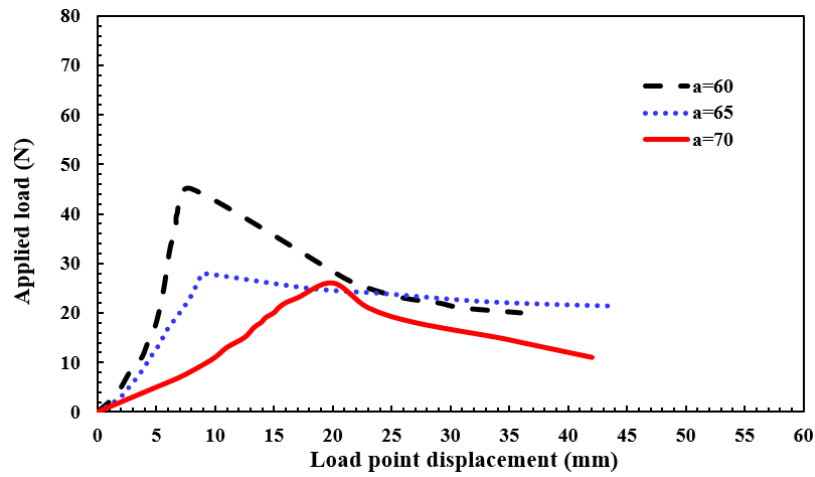
طول ترک (میلیمتر)	۴۵	۵۰	۵۵	۶۰	۶۵
مرجع [۲۲]	۵/۷۶	۷/۴۱	۹/۳۵	۱۱/۱۶	۱۱/۳۱
نتایج مدل‌سازی	۵/۵۸	۷/۲۷	۹/۱۲	۱۱/۳۳	۱۳/۸۵

۵-۱- نتایج تجربی

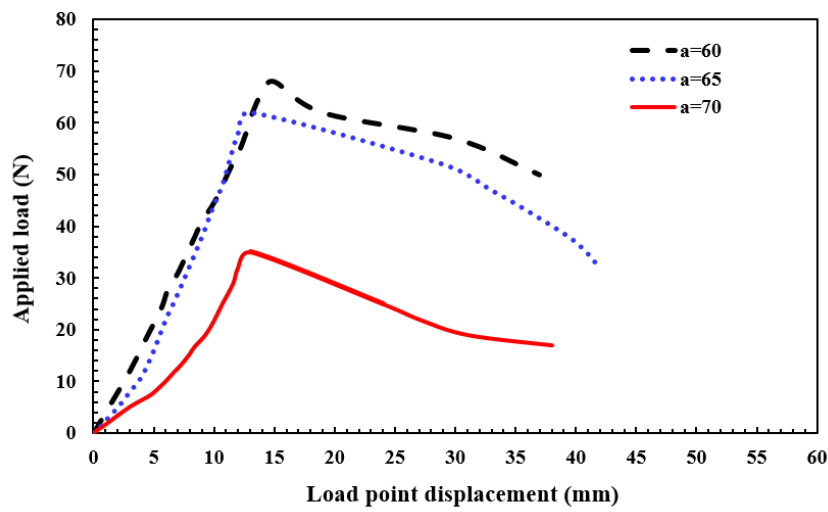
شکل ۹ نمودارهای تجربی نیرو-جابه‌جایی برای نمونه‌های سه موج، چهار موج و تخت با طول ترک‌های مختلف را نمایش می‌دهد. جهت محاسبه نرخ انرژی کرنشی آزاد شده، نقطه انحراف از حالت خطی (غیرخطی شدن) اهمیت دارد. این نقطه، نقطه بحرانی است. در ابتدای نمودار نیرو-جابه‌جایی، اندکی تغییرات غیرخطی داریم که به دلیل ساکن شدن بار رخ می‌دهد و نمی‌توان این نقطه را به عنوان نقطه بحرانی در نظر گرفت. پس از عبور از این روند غیرخطی، تغییرات نیرو-جابه‌جایی به صورت خطی ادامه پیدا می‌کند که نمایانگر رفتار الاستیک خطی ماده می‌باشد. پس از آن، نقطه انحراف از حالت خطی آغاز شده که به عنوان نقطه بحرانی در نظر گرفته می‌شود [۲۱] و جهت محاسبه نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی، این نقطه تعیین کننده است. این تغییرات تا رسیدن به نقطه ماکزیمم ادامه خواهد داشت و این مرحله، یعنی نقطه شروع رشد ترک تا رسیدن به نقطه ماکزیمم راه، اصطلاحاً محدوده رشد پایدار ترک می‌نامند. بعد از نقطه ماکزیمم، ناحیه ناپایدار رشد ترک مشاهده می‌شود و این بدان معناست که نیرو به سرعت کاهش یافته و رشد ترک یک رفتار بسیار ناپایدار خواهد داشت. همچنین شکل ۹ نشان می‌دهد که در اکثر نمونه‌ها، با افزایش طول ترک، مقدار نیروی بیشینه و شیب نمودار نیرو-جابه‌جایی نیز کاهش می‌یابد. اگر جدایش بین لایه‌ای در یک نمونه کامپوزیتی به عنوان یک آسیب در نظر گرفته شود، استحکام و خواص مکانیکی ماده کامپوزیتی با افزایش طول جدایش بین لایه‌ای، کاهش می‌یابد و تقریباً در اکثر نمونه‌ها، منحنی‌های نیرو-جابه‌جایی این رفتار را از خود نشان می‌دهند.

با توجه به رابطه $c=(\delta/p)$ و شکل ۵-۱ می‌توان منحنی $c^{1/3}$ بر حسب طول ترک را رسم کرد. نمودار ریشه سوم نرمی بر حسب طول ترک و خط برازش شده بر این داده در شکل ۱۰ نشان داده شده است. با محاسبه محل تقاطع خط برازش شده با محور افقی منحنی، می‌توان مقدار Δ را برای بدست آوردن مقادیر نرخ آزاد شدن انرژی کرنشی در روش تئوری اصلاح شده به کار برد. همچنین این شکل نشان می‌دهد با افزایش طول ترک، نرمی نیز افزایش یافته و یا عبارت دیگر سفتی کاهش می‌یابد. مقدار پارامتر Δ برای نمونه سه موج برابر با ۴/۱، برای نمونه چهارموج ۳/۵ و برای نمونه تخت برابر با ۵/۲ به دست آمده است. با استفاده از معادله (۱) و مقادیر گزارش شده می‌توان نرخ آزاد شدن انرژی کرنشی را بدست آورد. شکل ۱۱ مقادیر G_I بر حسب طول ترک‌های مختلف را در روش تئوری تیر اصلاح شده نشان می‌دهد. مقادیر محاسبه شده G_I در طول ترک‌های مختلف نمایانگر مقدار نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی لازم برای پیشروی ترک است. در طول ترک ۶۰ میلیمتر، ۶۵ میلیمتر، به ترتیب نمونه چهار موج دارای بالاترین مقدار G_I یعنی ۹۶۳/۷۷ ژول بر متر مربع و ۷۰۵/۹۵ ژول بر متر مربع می‌باشند و در طول ترک ۷۰ میلیمتر، نمونه سه موج دارای نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی ۴۲۱/۰۵ ژول بر متر مربع است. مقادیر به دست آمده برای G در نمونه‌های مختلف نشان می‌دهد که هر چه مقدار این کمیت بیشتر باشد یعنی مقاومت در برابر شروع رشد ترک و مقاومت به گسترش جدایش بین لایه‌ای بیشتر است.

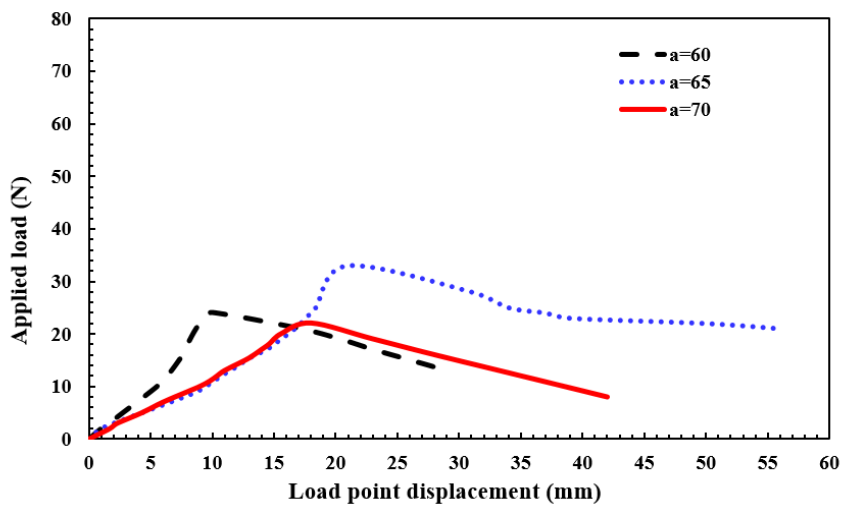
1 Load seating



(الف)



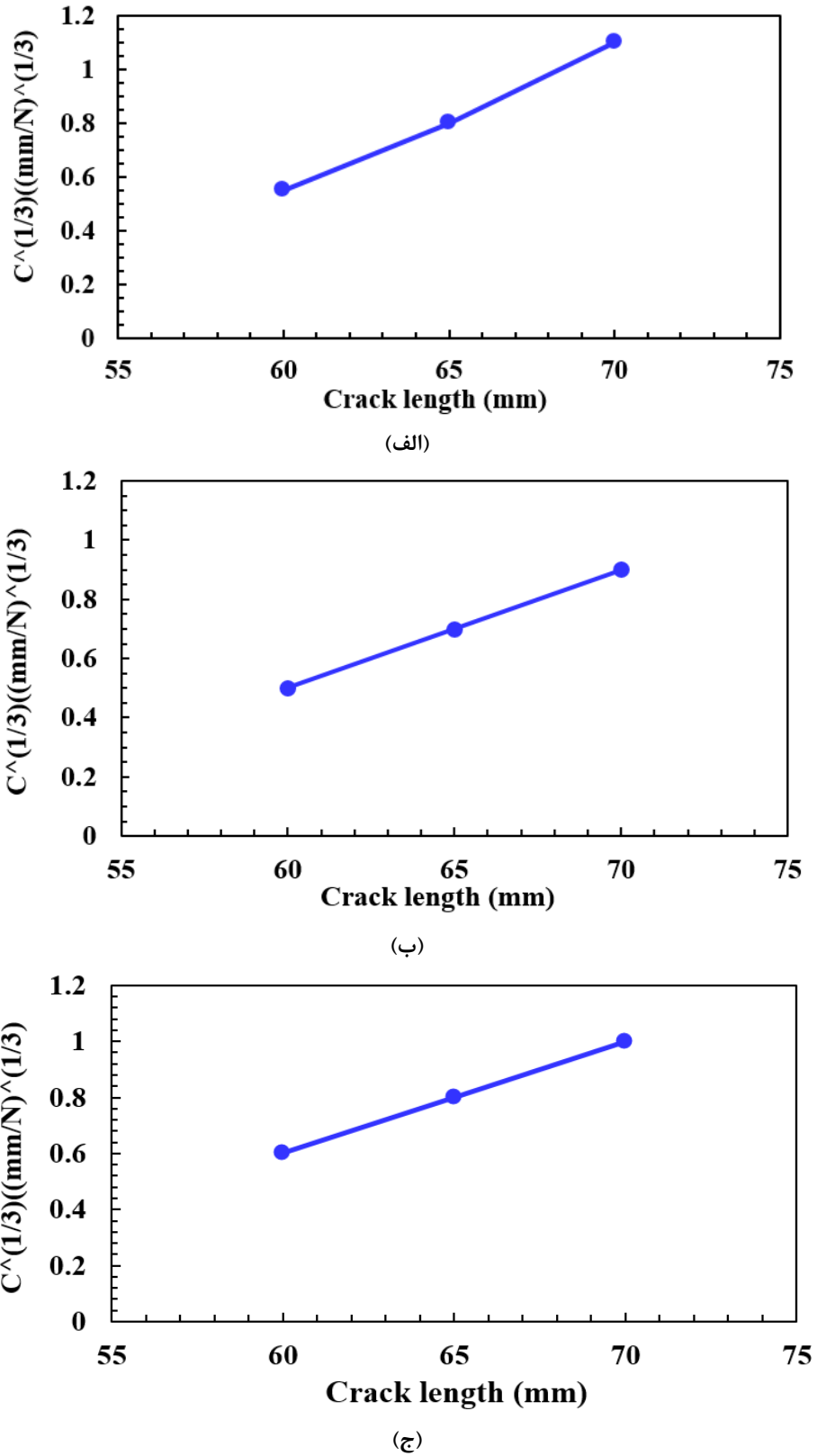
(ب)



(ج)

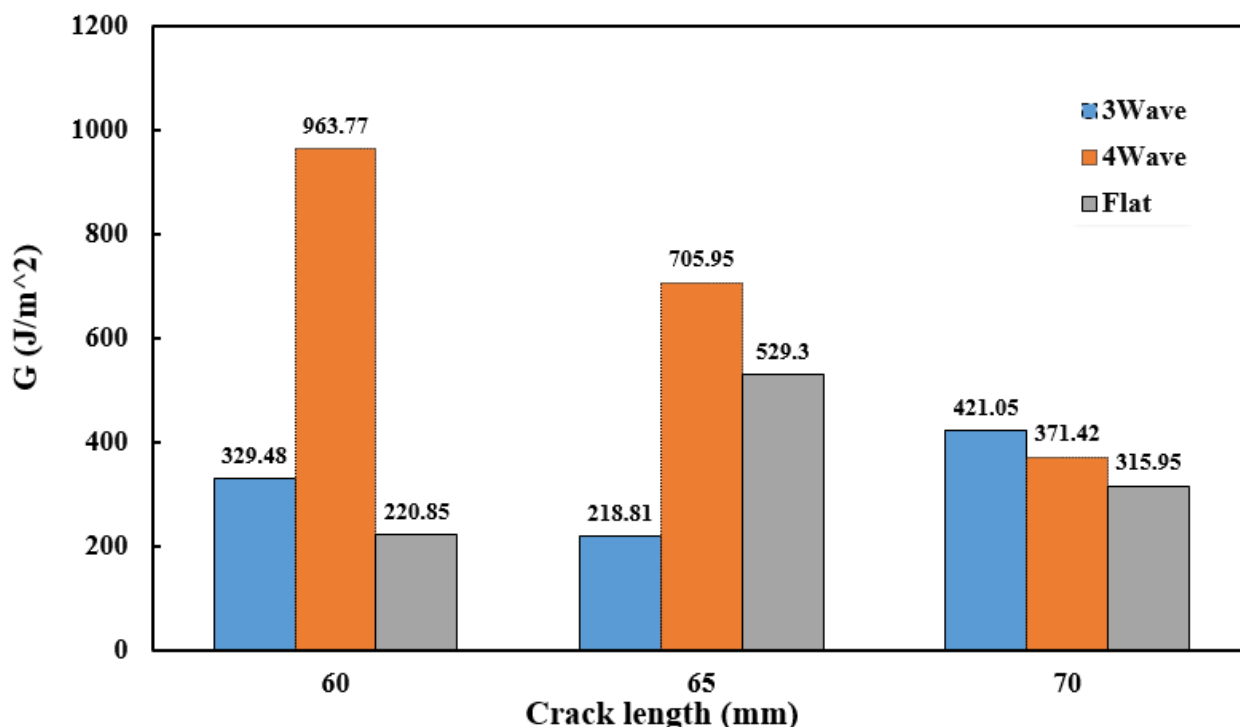
شکل ۹. نمودار تجربی نیرو-جابجایی. (الف) نمونه سه موج. (ب) نمونه چهار موج. (ج) نمونه تخت

Fig. 9. Load-displacement curve based on experiments (a) three-wave specimen (b) four-wave specimen (c) flat specimen



شکل ۱۰. تغییرات ریشه سوم نرمی. (الف) نمونه سه موج. (ب) نمونه چهار موج. (ج) نمونه تخت

Fig. 10. The cube root of compliance variations (a) three-wave specimen (b) four-wave specimen (c) flat specimen



شکل ۱۱. نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی تجربی در طول ترک‌های مختلف برای سه نمونه

Fig. 11. Experimental strain energy release rate at different cracks length for three specimens

می‌یابد و به مقدار بحرانی خود می‌رسد، رشد ترک آغاز خواهد شد. این پیشروی ترک به گونه‌ای است که ابتدا پدیده پل زنی الیاف اتفاق افتاده و سپس جدایش الیاف از ماتریس رخ می‌دهد. در ادامه، به دلیل گسیختگی ساختار ماده و جدا شدن الیاف از ماتریس، بار وارده بر الیاف، از استحکام آن فراتر می‌رود و منجر به شکست الیاف می‌شود. شکل ۱۳ تصاویر شکست میکروسکوپ الکترونی روبشی را نشان می‌دهد و سطح شکست ظاهری موجدار (راه راه) دارد.

۵-۲- نتایج عددی

شکل ۱۴ نمودارهای اجزا محدود نیرو-جابجایی برای نمونه‌های سه موج، چهار موج و تخت با طول ترک‌های مختلف را نمایش می‌دهد. با استفاده از مقادیر گزارش شده می‌توان نرخ آزاد شدن انرژی کرنشی را بدست آورد. شکل ۱۵ مقادیر G_I بر حسب طول ترک‌های مختلف را در روش عددی نشان می‌دهد.

۵-۱-۱- پل زنی الیاف

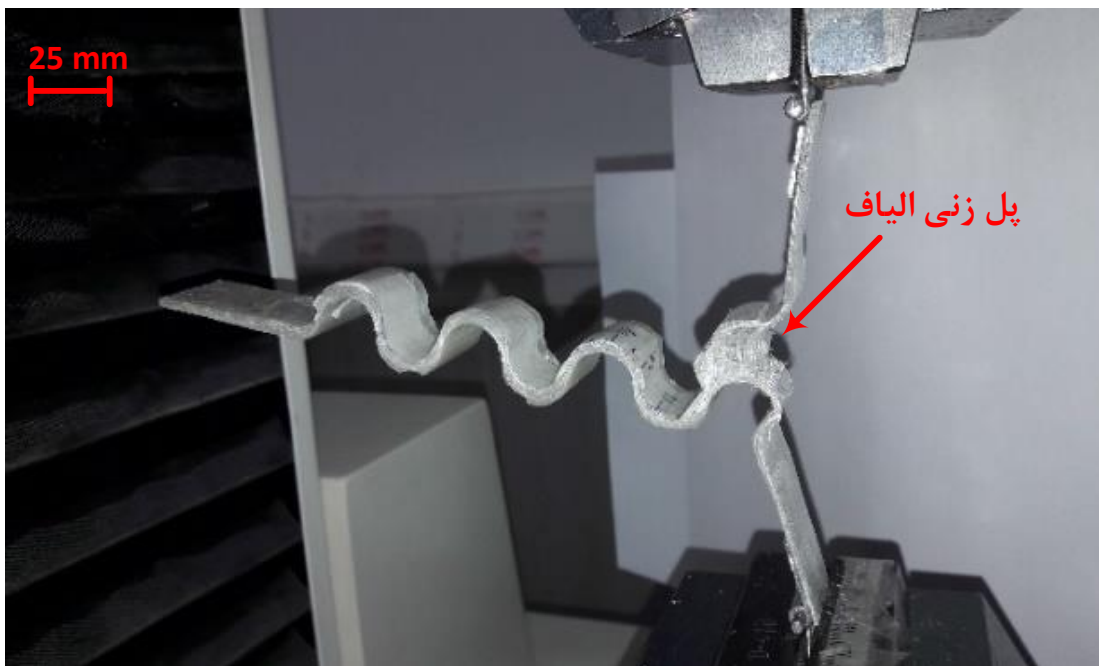
پدیده شکست بین لایه‌ای یا همان جدایش بین لایه‌ای در کامپوزیت‌های پلیمری تقویت شده با الیاف پیچیدگی‌هایی دارد، وجود دو فاز مختلف الیاف و ماتریس در این گونه مواد علت این پیچیدگی است. هنگامی که بارگذاری در سازه افزایش می‌یابد تنش در پیشانی ترک افزایش یافته تا به مقدار بحرانی برسد در این زمان، ترک در ماده شروع به پیشروی می‌کند. پیشروی ترک از فاز ماتریس صورت گرفته و الیاف در ناحیه پشت ترک درهم تنیده می‌شوند. به این پدیده پل زنی الیاف می‌گویند که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، این پدیده باعث می‌شود مقاومت ماده در برابر پیشروی ترک افزایش یابد. پس از رشد ترک به علت پل زنی الیاف میزان چقرمگی شکست بین لایه‌ای افزایش می‌یابد.

۵-۱-۲- مشاهده سطوح شکست با میکروسکوپ الکترونی روبشی

همان‌طور که قبلاً نیز بیان شد، زمانی که تنش در نوک ترک افزایش



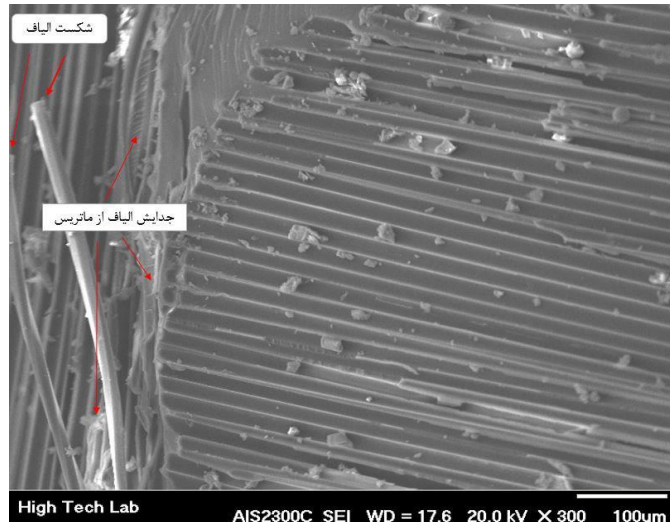
(الف)



(ب)

شکل ۱۲. پدیده پل زنی الیاف. (الف) نمونه سه موج. (ب) نمونه چهار موج.

Fig. 12. Fiber-bridging phenomenon (a) three-wave specimen (b) four-wave specimen



(الف)



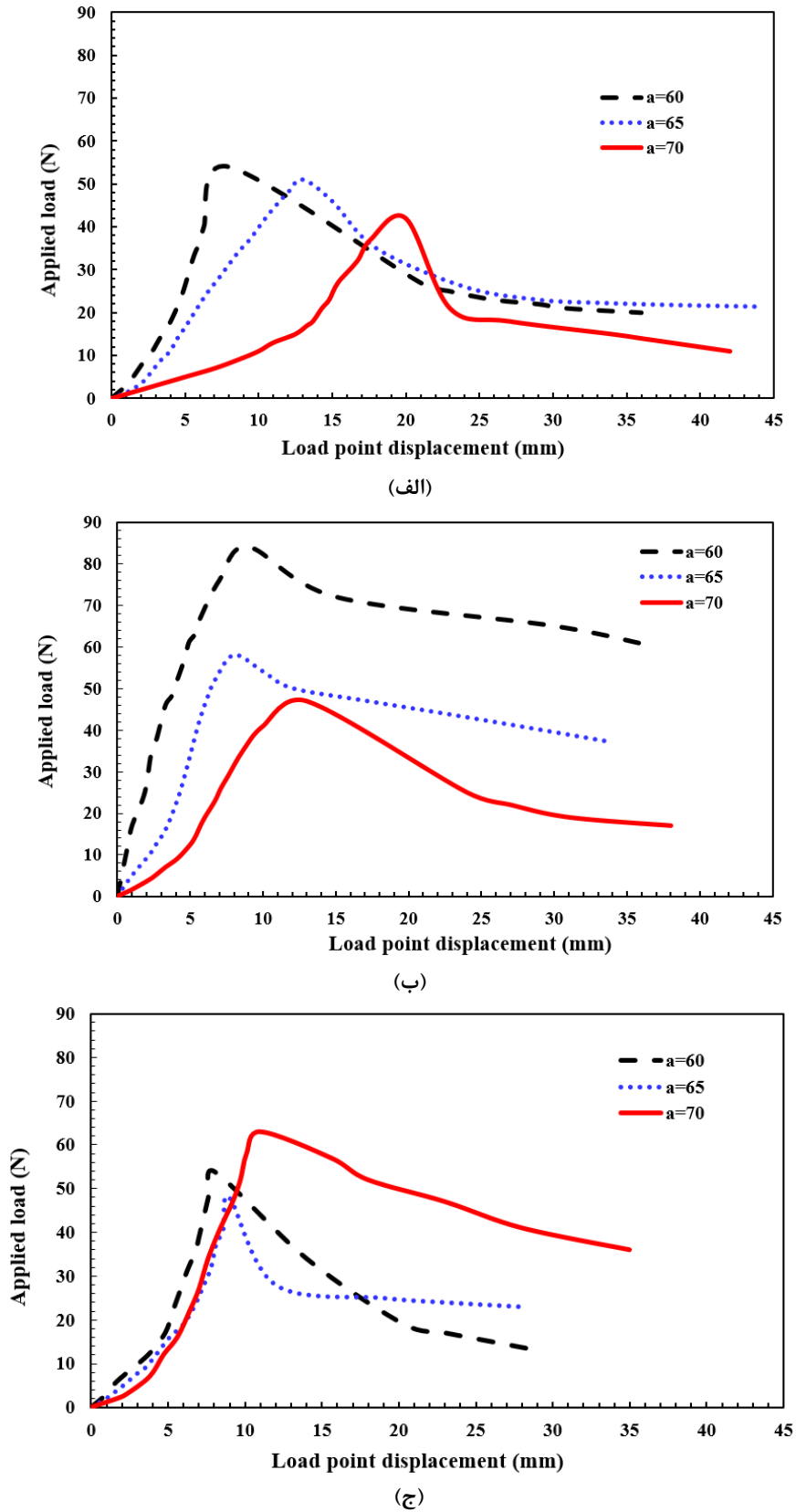
(ب)



(ج)

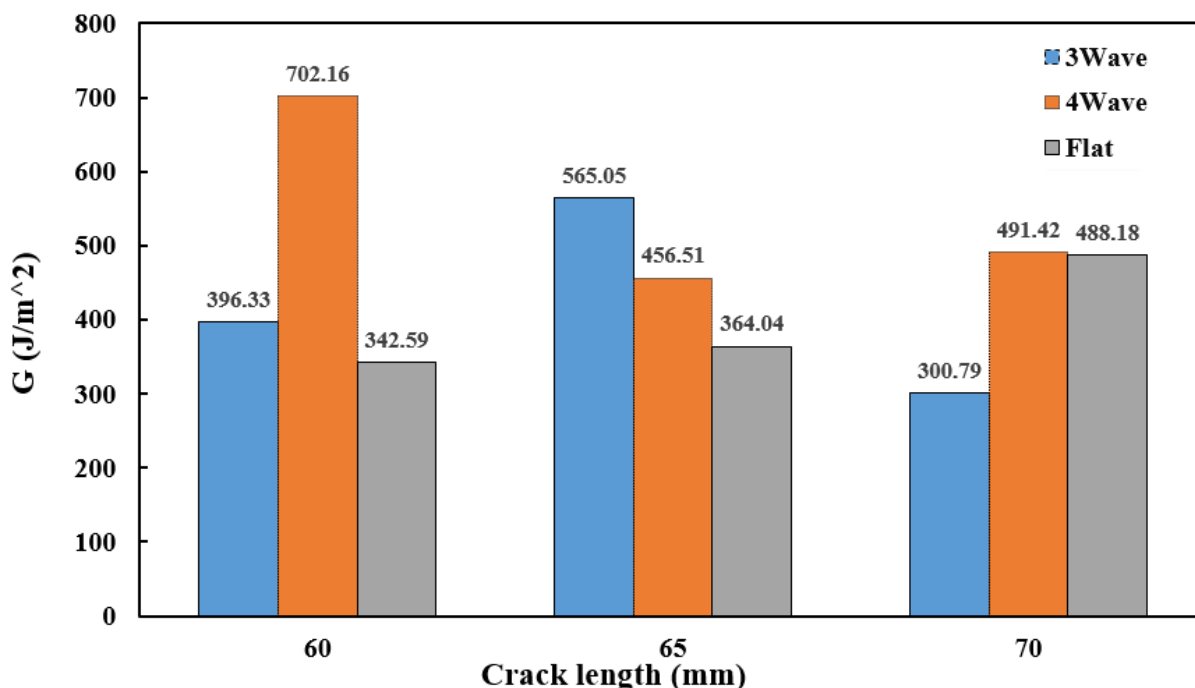
شکل ۱۳. تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی از جدایش بین لایه‌ای (الف) نمونه سه موج. (ب) نمونه چهار موج. (ج) نمونه تخت.

Fig. 13. SEM images of delamination (a) three-wave specimen (b) four-wave specimen (c) flat specimen.



شکل ۱۴. نمودار عددی نیرو-جابجایی. (الف) نمونه سه موج. (ب) نمونه چهار موج. (ج) نمونه تخت

Fig. 14. Load-displacement curve based on simulations (a) three-wave specimen (b) four-wave specimen (c) flat specimen



شکل ۱۵. نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی عددی در طول ترک‌های مختلف برای سه نمونه

Fig. 15. Strain energy release rate based on simulations at different cracks length for three specimen

در این قسمت توزیع بعضی از این المان‌ها که رفتار آسیب در ورق کامپوزیتی را توجیه می‌کنند نشان داده شده است. شکل ۱۶ نحوه توزیع تنش ماکزیمم اصلی در نرم افزار آباکوس را نشان می‌دهد. واحد تنش برحسب مگاپاسکال می‌باشد. تا حدود زیادی نمودارهای نیرو-جابجایی نتایج تجربی با نتایج عددی مشابه یکدیگر هستند. زمانی که نیرو به نمونه اعمال می‌شود، نیرو و جابه‌جایی به صورت خطی تغییر می‌کنند و هنگامی که نرخ رهایی انرژی کرنشی به میزان بحرانی خود برسد در یک جابه‌جایی ثابت نیرو اعمالی به طور ناگهانی افت می‌کند و این مرحله، مرحله رشد ترک است. در شکل ۱۷ مقایسه متوسط نرخ انرژی کرنشی آزاد شده در نمونه‌ها در روش آزمایشگاهی و روش عددی آورده شده است. می‌توان گفت که نتایج تجربی سازگاری خوبی را با نتایج عددی نشان می‌دهند. بیشترین مقادیر خطا مربوط به نمونه با تعداد موج بیشتر است. با توجه به نحوه اعمال شرایط مرزی، مقدار جابه‌جایی بحرانی با افزایش طول ترک افزایش می‌یابد. بنابراین این امکان وجود دارد که تعداد موج‌های بیشتر و طول ترک‌های بزرگتر اثر بیشتری بر روند حل عددی داشته و موجب بالا رفتن خطای عددی شوند.

مقادیر محاسبه شده G_I در طول ترک‌های مختلف نمایانگر مقدار نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی لازم برای پیشروی ترک است. در طول ترک ۶۰ میلی‌متر، نمونه چهار موج دارای بالاترین مقدار G_I یعنی $702/16$ ژول بر متر مربع می‌باشد. در طول ترک ۶۵ میلی‌متر، نمونه سه موج دارای بالاترین مقدار نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی با مقدار $565/05$ ژول بر متر مربع و در طول ترک ۷۰ میلی‌متر، نمونه چهار موج دارای بالاترین مقدار G_I یعنی $491/42$ ژول بر متر مربع است. در برخی منابع، چقرمگی شکست و نمودار مقاومت به رشد ترک به عنوان ثابتی از ماده تعریف شده‌اند که ارتباطی با مشخصات هندسی از جمله طول ترک اولیه ندارند و نتایج حاصل را شاید بتوان به این دلیل توجیه کرد.

۵-۲-۱- توزیع تنش

محاسبه توزیع المان‌های گوناگون در توصیف بهتر رفتار آسیب سازه‌های کامپوزیتی اهمیت بالایی دارد. با این تفاسیر، از آغاز و پیشروی ترک می‌توان درک کرد که کدام المان تانسور تنش، نقش مهمتری در رشد ترک دارد.

۶- نتیجه گیری

در این مقاله جدایش بین لایه‌های مود اول در ورق‌های کامپوزیتی موجدار با تعداد موج مختلف و همچنین ورق تخت به صورت تجربی و عددی مورد ارزیابی قرار گرفت. نمونه‌های آزمایشگاهی با الیاف شیشه تک جهته و رزین پلی استر تهیه شده و تحت آزمایش قرار گرفتند. مقادیر نرخ انرژی کرنشی آزاد شده با روابط تحلیلی محاسبه شد. مقایسه نتایج تجربی با نتایج عددی با در نظر گرفتن تعداد موج و طول ترک‌های مختلف همخوانی خوبی دارا می‌باشد. همچنین نتایج حاصله نشان داد که:

- مقدار نیروی بحرانی با افزایش طول جدایش بین لایه‌های کاهش می‌یابد اما جابه‌جایی متناظر با آن افزایش می‌یابد.
- نمودار نیرو-جابه‌جایی با افزایش طول جدایش بین لایه‌های به سمت پایداری بیشتر میل می‌کند.
- نتایج نشان داد که در تمامی نمونه‌ها رشد جدایش بین لایه‌های پایدار وجود دارد و فقط ترک بین لایه‌هایی که در نزدیکی پیش ترک قرار دارند رشد کرده است.
- با تحلیل نمودارهای نرخ انرژی کرنشی آزاد شده در هر دو روش تجربی و روش عددی، می‌توان دریافت نمونه چهار موج دارای بالاترین مقدار نرخ انرژی کرنشی آزاد شده می‌باشد.
- با مقایسه نتایج و بررسی نمودارهای نرخ انرژی کرنشی آزاد شده این موضوع را اثبات می‌کند که ورق‌های موجدار نسبت به ورق‌های تخت، مقاومت به رشد ترک بالایی دارند و نرخ انرژی کرنشی آزاد شده در ورق‌های موجدار بیشتر از ورق تخت است.

منابع

- of morphing aircraft based on q-learning, Chinese Journal of Aeronautics, 32(2) (2020) 15.
- [5] T. He, G.G. Zhu, S.S.M. Swei, W. Su, Smooth-switching LPV control for vibration suppression of a flexible airplane wing, Aerospace Science and Technology, 84 (2019) 8.
- [6] Y. Liu, F. Zhang, J. Leng, T.W. Chou, Microstructural design of 4D printed angle-ply laminated strips with tunable shape memory properties, Materials Letters 285 (2021).
- [7] T.G. Thuruthel, E. Falotico, F. Renda, C. Laschi, Model-based reinforcement learning for closed-loop dynamic control of soft robotic manipulators, IEEE Transactions on Robotics, 35(1) (2018) 10.
- [8] F. Wang, C. Yuan, D. Wang, D.W. Rosen, Q. Ge, A phase evolution based constitutive model for shape memory polymer and its application in 4D printing, Smart Materials and Structures, 29(5) (2020).
- [9] Q. Wang, L.G. Gong, C.Y. Dong, K.W. Zhong, Morphing aircraft control based on switched nonlinear systems and adaptive dynamic programming, Aerospace Science and Technology, 93 (2019).
- [10] L. Zhang, L. Nie, B. Cai, S. Yuan, D. Wang, Switched linear parameter-varying modeling and tracking control for flexible hypersonic vehicle, Aerospace Science and Technology, 95 (2019).
- [11] T. Yokozeki, S. Takeda, T. Ogasawara, T. Ishikawa, Mechanical Properties of Corrugated Composites for Candidate Materials of Flexible Wing Structures, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 37 (2006) 8.
- [12] C. Thill, J.D. Downsborough, J. Lais, I.P. Bond, P. Jones, Aerodynamic Study of Corrugated Skins for Morphing Wing Applications, Aeronautical Journal, 114 (2010) 7.
- [13] G. Kress, M. Winkler, Corrugated Laminate Homogenization Model, Composite Structures, 92(3) (2010) 15.
- [14] E. Friedrich, Applications of Fracture Mechanics to Composite Materials, Elsevier, 1989.
- [15] I.L. Kalinin, Cracks and Defects in Carbon Fibres, In:
- [1] M. Azimi, G. Sharifi, A hybrid control scheme for attitude and vibration suppression of a flexible spacecraft using energy-based actuators switching mechanism, Aerospace Science and Technology, 82-83 (2018) 8.
- [2] Z. Ding, C. Yuan, X. Peng, T. Wang, H. J. Qi, M. L. Dunn, Direct 4D printing via active composite materials, Science Advances, 3(4) (2017).
- [3] P. Ghabezi, M. Golzar, Investigation of Mechanical Behavior of Quasi-sinusoidal Corrugated Composite Skins, Iranian Journal of Polymer Science and Technology, 24 (2011) 10.
- [4] L.G. Gong, Q. Wang, C.H. Hu, C. Liu, Switching control

- of stable and unstable crack propagation techniques, *Engineering Fracture Mechanics*, 214 (2019) 21.
- [25] A. Zeinedini, M.H. Moradi, H. Taghibeigi, J. J., On the mixed mode I/II/III translaminar fracture toughness of cotton/epoxy laminated composites, *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 109 (2020).
- [26] M. De Moura, R. Campilho, J.P.M. Gonçalves, Crack equivalent concept applied to the fracture characterization of bonded joints under pure mode I loading, *Composite Science and Technology*, 68(10) (2008).
- [27] T.L. Anderson, *Fracture mechanics: fundamentals and applications*, CRC press, 2005.
- [28] <https://abaqus.uclouvain.be/English/SIMACAEBMKRefMap/simabmkcalfanodelamination.htm>, in.
- [29] G. Alfano, M.A. Crisfield, Finite Element Interface Models for the Delamination Analysis of Laminated Composites: Mechanical and Computational Issues, *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 50 (2001) 35.
- [30] E.A. Bonifaz, Cohesive zone modeling to predict failure processes, *Canadian Journal on Mechanical Sciences & Engineering*, 2(3) (2011).
- [31] P. Robinson, T. Besant, H. D., Delamination Growth Prediction Using a Finite Element Approach, in: 2nd ESIS TC4 Conference on Polymers and Composites, Les Diablerets, Switzerland, 1999.
- [32] A.A. Saeid, S.L. Donaldson, Experimental and finite element evaluations of debonding in composite sandwich structure with core thickness variations, *Advances in Mechanical Engineering*, 8(9) (2016) 18.
- Strength and fracture of composite materials, (1983) 8.
- [16] M. Lomonov, *Deformation, Fracture and Strength of Polymer Composite Materials*, Report Institute of Mechanics, 1988.
- [17] U.V. Sokolkin, T.A. A., *Statistical Models of Deformation and Fracture of Composites*, *Mechanics of Composite Materials*, 5 (1984) 5.
- [18] Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites ASTM D5528, in, *Annual Book of ASTM Standards*, 2007, pp. 12.
- [19] T.E. Tay, Characterization and Analysis of Delamination Fracture in Composites: An Overview of Developments from 1990 to 2001, *Applied Mechanics Reviews*, 56 (2003) 31.
- [20] M.M. Shokrieh, Z. A., A Novel Procedure for Prediction of Mixed Mode I/II in Fracture Toughness of Laminate Composites, *Iranian Journal of Polymer Science and Technology*, 27 (2014) 9.
- [21] R. Krueger, *the Virtual Crack Closure Technique: History, Approach and Applications*, 2002.
- [22] P. Prombut, M. L., L. F., B. J.J., Delamination of Multidirectional Composite Laminates at 0// Θ Ply Interfaces, *Engineering Fracture Mechanics*, 73 (2006) 15.
- [23] S. Bennati, C. M., C. D., V. P.S., An Enhanced Beam-Theory Model of the Asymmetric Double Cantilever Beam (ADCB) Test for Composite Laminates, *Composites Science and Technology*, 69 (2009) 10.
- [24] D. Dalli, G. Catalanotti, L.F. Varandas, B.G. Falzon, S. Foster, Mode I intralaminar fracture toughness of 2D woven carbon fibre reinforced composites: A comparison

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

S. A. Safipour, M. Heshmati, Investigation of Interlaminar Mode-I Fracture Toughness of Corrugated Composite Plates, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 54(2) (2022) 415-432.

DOI: 10.22060/mej.2022.20071.7163

