

شبیه‌سازی نرخ آزادسازی انرژی کرنشی مود I برای صفحه مستطیلی کامپوزیت لایه‌ای توسط یک مدل ساده اجزاء محدود

محمود مهرداد شکریه^۱، محسن قاجار^۲
Shokrieh@iust.ac.ir

پذیرش مقاله: ۸۹/۰۶/۲۸

دریافت مقاله: ۸۹/۰۴/۲۳

چکیده

در تحقیق حاضر نرخ آزادسازی انرژی کرنشی بحرانی برای کامپوزیت لایه‌ای کربن-اپوکسی T300/913 تک جهته با استفاده از نرم‌افزار اجزاء محدود ANSYS بر اساس روش بسته شدن مجازی ترک (VCCT) مورد بررسی قرار گرفته است. برای تحلیل‌های عددی از نمونه کشش فشرده (CT) استفاده شده است و ابعاد آن از مراجع موجود استخراج گردیده است. نتایج بدست آمده از تحلیل اجزاء محدود با نتایج آزمایشگاهی موجود در مقالات مقایسه شدند. توافق خوبی بین نرخ رهایی انرژی بحرانی بدست آمده از تحلیل اجزاء محدود با نتایج آزمایشگاهی وجود دارد. دقت و سادگی مدل ارائه شده، آن را برای پیش‌بینی و یا تکمیل تحقیقات آزمایشگاهی مناسب می‌سازد. نوآوری ارائه شده در این مقاله، سادگی مدل ارائه شده در این تحقیق می‌باشد که از مزایای آن در مدل‌سازی نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی مود I برای کامپوزیت‌های لایه‌ای به حساب می‌آید.

کلیدواژه:

نرخ آزادسازی انرژی کرنشی - مود I - بسته شدن مجازی ترک (VCCT) - نمونه کشش فشرده (CT) - اجزاء محدود - نرم‌افزار ANSYS

۱- استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

۲- دانشجوی کارشناسی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، ghajar.mohsen@gmail.com

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر پلیمرهای تقویت شده با الیاف^۱ به طور وسیعی برای ساخت سازه‌ها و همچنین نوسازی سازه‌های موجود استفاده می‌شده‌اند. کامپوزیت ماده‌ای شامل دو یا چند فاز است که کارایی و خواص مکانیکی آن به گونه‌ای طراحی شده‌اند که از خواص انفرادی هر یک از مواد که به طور مستقل عمل می‌کنند برترند. به خاطر خواص ناهمگن اجزاء تشکیل دهنده و فرآیند تولید، این مواد درجه بالایی از تغییرپذیری را نشان می‌دهند. علاوه بر این، آزمون نمونه‌ها در مقیاس کامل از نظر اقتصادی امکان‌پذیر نمی‌باشد، بنابراین تحقیقات آزمایشگاهی زیادی با مدل‌های مقیاس کوچک انجام گرفته است. به همین دلایل، روشی قطعی همچون قانون شناخته شده مخلوط‌ها نمی‌تواند منجر به نتایج رضایت‌بخش شود. برای کسب اطمینان، این روش نیازمند اطلاعاتی از طبیعت آماری و مدل‌های قابل اطمینان می‌باشد. به آسانی می‌توان فهمید که چرا پیش‌بینی تصادفی استحکام شکست مواد کامپوزیتی، موضوع تحقیقات علمی برای چهار دهه اخیر بوده است.

یکی از معمول‌ترین مودهای شکست برای سازه‌های کامپوزیتی، شکست الیاف است. مکانیک شکست کامپوزیت‌ها عموماً بر اساس نرخ آزادسازی انرژی کرنشی است و چقرمگی شکست به عنوان کار انجام شده برای شکست بیان می‌شود. به منظور اندازه‌گیری انرژی شکست و بررسی شکست الیاف از آزمایش کشش فشرده^۲ (CT) که از جمله روش‌های متداول برای اندازه‌گیری شکست در شرایط بارگذاری نوع I مطابق استاندارد ASTM E1922 [۱] می‌باشد، استفاده می‌گردد. در اغلب موارد این نمونه برای محاسبه مقادیر چقرمگی شکست بین لایه‌های^۳ استفاده شده است [۲ - ۴]. آزمون‌های نوع کشش فشرده تعبیه شده‌اند تا مودهای آسیب فرعی به حداقل برسند و ترک ترد از شکاف پیش ماشین شده پیشروی کند تا چقرمگی شکست در جهت لایه یا الیاف قابل محاسبه گردد [۴].

الحجّار و حاج علی [۵] برای کامپوزیت پولترود شده E-glass/polyester با استفاده از نمونه کشش شکاف تک لبه‌ای^۴ (ESE (T))، ۴۵ نمونه را مورد آزمایش قرار دادند. در آزمایشات از دو روش استفاده شده است. ۲۸ نمونه با روش A مطابق با استاندارد ASTM E1922 [۱] می‌باشند و ۱۷ نمونه با روش B بر اساس استاندارد ASTM E399 [۶] می‌باشند. داسیوس و همکارانش [۷] منحنی R را برای کامپوزیت بافته شده کربن/کربن برای دو نمونه کشش فشرده (CT) و شکاف دو لبه^۵ (DEN) بدست آوردند که قسمت

صعودی منحنی R برای هر دو نمونه مشابه بود. لی و همکارانش [۸] با استفاده از آزمون کشش فشرده ارتفاع زیاد^۶ (OCT)، هشت لایه‌چینی مختلف با لایه‌های پراکنده و بلوکی را با هم مقایسه کردند. در این آزمایش از کربن/اپوکسی IM7/8552 پیش‌آغشته استفاده شده است. آن‌ها با استفاده از استاندارد ASTM E399 [۶] که برای مواد ایزوتروپیک معتبر است، چقرمگی شکست را برای لایه‌چینی‌های مختلف محاسبه کردند. خوزه و همکارانش [۲] با کاربرد روش انتگرال بسته شدن ترک اصلاح شده^۷ (MCCI) که در اجزاء محدود استفاده می‌شود، چقرمگی شکست مود I را برای کربن/اپوکسی M55J/M18 با لایه‌چینی^{۱۵} [0/90] و همچنین زیر لایه‌های تشکیل دهنده آن یعنی [0]₃₀ و [90]₃₀ با آزمایش نمونه‌های CT بررسی کردند. پرهیزگار و همکارانش [۹] به این نتیجه رسیدند که چقرمگی شکست بین لایه‌ای به جهت الیاف وابسته است. وقتی زاویه الیاف از صفر تا ۹۰ درجه تغییر می‌کند، مقدار آن دو برابر می‌شود. این بدان علت است که شکست الیاف (در لایه ۹۰ درجه) بسیار دشوارتر از شکست ماتریس (در لایه صفر درجه) می‌باشد. گارگ [۱۰] بیان کرده است که برای نمونه CT، ضخامت اثری روی K_{Ic} ندارد. پینهو و همکارانش [۴] نیز بررسی‌هایی روی کامپوزیت لایه‌ای کربن/اپوکسی T300/913 انجام داده‌اند.

در این مقاله یک نمونه CT به روش اجزاء محدود مورد بررسی قرار گرفت و نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی مود I برای کامپوزیت‌های لایه‌ای محاسبه شد. به منظور تأیید اعتبار، نتایج حاصل از تحلیل اجزاء محدود با نتایج موجود در نوشتجات [۴] مقایسه شدند. مدل بکار رفته در روش اجزاء محدود بسیار ساده بوده و بدست آوردن نتایج بسیار سریع و آسان می‌باشد.

۲- مدل‌سازی و تحلیل اجزاء محدود

پیشرفت‌ها در روش‌های محاسباتی و نرم‌افزارها، در عمل روش اجزاء محدود را به وسیله بسته‌های تحلیل اجزاء محدود غیرخطی همه منظوره توسط یکی از پرکاربردترین آن‌ها یعنی نرم‌افزار ANSYS [۱۱] در دسترس هر دو گروه محققین دانشگاهی و مهندسين قرار داده است. این برنامه بازه وسیعی را در خصوص انواع المان‌ها، رفتار مواد و کنترل حل عددی و نیز میانجی‌های کاربر گرافیکی^۸ (GUI)، شبکه‌بندی خودکار و پس‌پردازنده‌ها و گرافیک‌های پیچیده برای تسریع کردن تحلیل‌ها ارائه می‌نماید. تحلیل‌های عددی انجام گرفته در این تحقیق با استفاده از کد اجزاء محدود ANSYS می‌باشند. هدف توسعه مدل‌های عددی، ارائه نتایج عددی مناسب و مقایسه

1- Fiber reinforced polymer (FRP)

2- Compact Tension (CT)

3- Intra-laminar

4- Single-edge-notch tension (ESE (T))

5- Double-edge-notch (DEN)

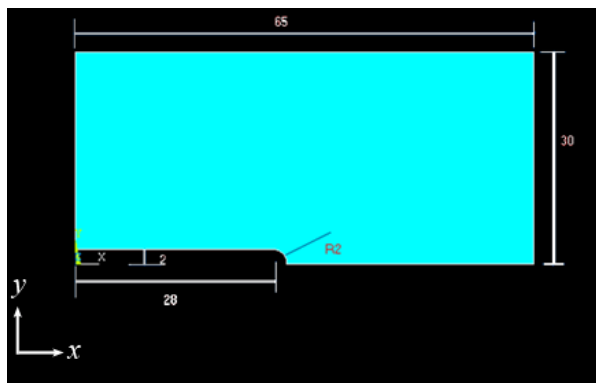
6- Over-height compact tension (OCT)

7- Modified crack-closure integral (MCCI)

8- Graphical User Interface (GUI)

جدول (۱): خواص مکانیکی لایه‌های تک جهت T300/913 [۴]

ضریب پواسون اصلی	مدولها (GPa)		
	برشی	عرضی	طولی
۰/۳۲	۴/۶	۸/۸	۱۳۱/۷



شکل (۲): مدل اجزاء محدود نمونه CT (ابعاد به mm)

۲-۳- ایجاد ترک و شبکه‌بندی

در این مرحله ضلع پایینی مدل به دو قسمت تقسیم می‌شود. این کار جهت جدا کردن قسمت مربوط به ترک از قسمت‌های دیگر است. در ادامه برای شبکه‌بندی، هر ضلع به دو برابر اندازه خود تقسیم می‌شود. یعنی طول ضلع هر المان ۰/۵ میلی‌متر (شبکه متوسط (I) در [۴]) می‌باشد. از آنجا که کاربرد المان‌های زیاد در مدل ممکن است منجر به کاهش شدید بازده محاسباتی شود، تعداد المان‌ها به گونه‌ای انتخاب شدند که هر دو بازده محاسباتی و هندسی را در بر بگیرند. چون اندازه شبکه به میزان لازم ریز است و زمان محاسبه نیز مناسب می‌باشد، نیازی به درشت کردن المان‌های دور از ترک وجود ندارد. تعداد کل المان‌های مدل کشش فشرده که در نرم‌افزار ANSYS استفاده شده است ۷۸۵۳ و تعداد گره‌ها ۲۳۹۳۴ می‌باشد. افزایش تعداد المان‌ها تأثیر چندانی روی نتایج ندارد اما زمان محاسبه را به طور چشم‌گیری افزایش می‌دهد.

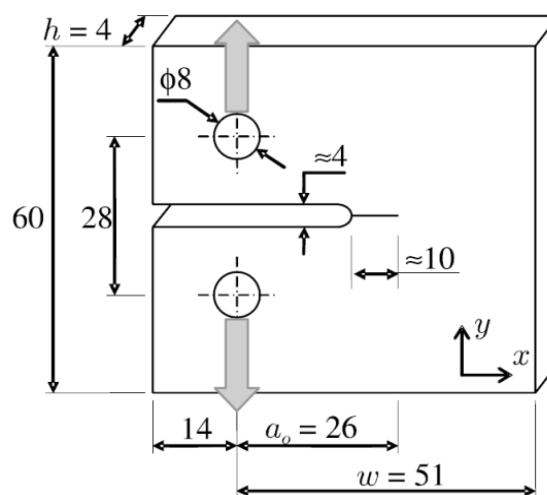
۲-۴- شرایط مرزی و بارگذاری

در خصوص شرایط مرزی، با توجه به آن که نصف نمونه CT مدل شده است، باید ضلع پایین مدل (که به قسمت ترک مربوط نمی‌شود) در جهت محور y ثابت گردد. برای اعمال بار روی مدل، نزدیک‌ترین گره به نقطه (14,14) را که مرکز سوراخ بارگذاری (شکل (۱)) است، انتخاب کرده و مقدار نیروی شکست در جهت محور y وارد می‌شود (شکل (۳)). نیروی شکستی که در تحلیل فوق استفاده شده است، با استفاده از مقدار G_{TC} موجود در [۴]، معادلات (۱ و ۲) [۴] و جدول (۲) بدست آمد.

این نتایج با اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی متناظر بود. بسته به پی‌آمد این مقایسه، مدل‌های عددی توسعه یافته می‌توانند ارزیابی، معتبر و برای استفاده در مطالعات پارامتری مربوطه آماده شوند.

۲-۱- ابعاد و مدل‌سازی

اولین مرحله در مدل‌سازی شامل ایجاد یک نمایه دقیق و کامل از نمونه کشش فشرده می‌باشد. شکل (۱) طرح کلی نمونه CT استفاده شده در مرجع [۴] را نشان می‌دهد. نمونه دارای ۳۲ لایه هر یک با ضخامت اسمی ۰/۱۲۵ میلی‌متر با لایه‌چینی $[0/90]_{8s}$ می‌باشد.



شکل (۱): ابعاد نمونه‌های کشش فشرده استفاده شده در مرجع [۴] (ابعاد به mm)

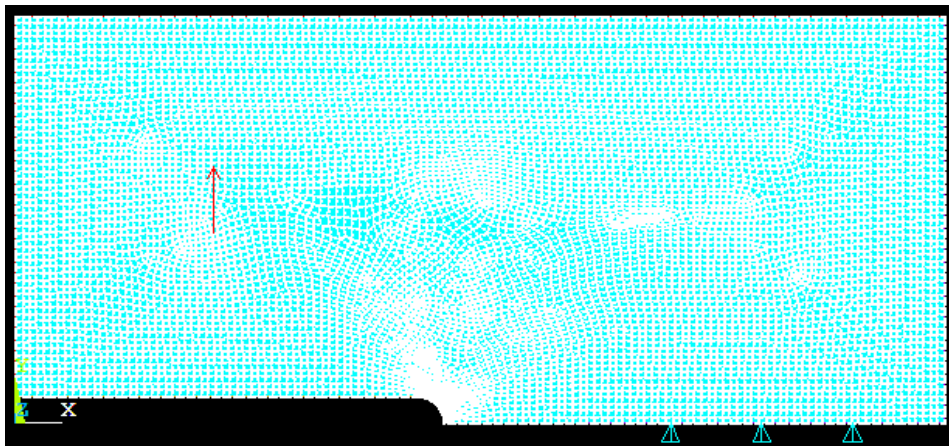
در این مرحله به خاطر استفاده از مزیت تقارن در اجزاء محدود، فقط نیمی از نمونه CT در روش اجزاء محدود مدل شد. در مدل اجزاء محدود، x در جهت عرض نمونه، y در جهت طول نمونه و همچنین در جهت بارگذاری و z در جهت ضخامت آن می‌باشد. در این مدل به خاطر ساده‌تر شدن شبکه‌بندی و عدم ایجاد تمرکز تنش، دایره محل بارگذاری مدل نشده است (شکل (۲)).

۲-۲- نوع المان و خواص ماده

مدل‌های اجزاء محدود شامل المان‌های پوسته‌ای سه بعدی با هشت گره و شش درجه آزادی در هر گره (SHELL99) می‌باشند. این المان برای مدل‌سازی صفحات و پوسته‌های نازک و تا حدی ضخیم برای نسبت کناره به ضخامت حدود ۱۰ و بیشتر طراحی شده است. در تحلیل اجزاء محدود، از کربن - اپوکسی T300/913 تک جهت پیش‌آغشته استفاده شده است. خواص ماده مورد نیاز در جدول (۱) در جهت‌های مادی اصلی ارائه شده‌اند.

جدول (۲): ضرایب درون‌یابی $f(a)$ برای بازه‌های مختلف طول ترک a (mm) و حداکثر خطا [۴]

	c_3	c_2	c_1	c_0	Error
$19 \leq a < 24$	1.1250E-8	-5.08821E-7	9.7590E-6	-4.4897E-5	0.01%
$24 \leq a < 29$	4.0880E-8	-2.6721E-6	6.2522E-5	-4.7474E-4	0.01%
$29 \leq a < 34$	1.7282E-7	-1.4396E-5	4.1001E-4	-3.9105E-3	0.08%
$34 \leq a < 39$	1.1264E-6	-1.1389E-4	3.8722E-3	-4.4084E-2	0.14%
$39 \leq a < 44$	1.6611E-5	-1.9748E-3	7.8429E-2	-1.0399E0	0.80%



شکل (۳): شرایط مرزی و بارگذاری مدل CT

یک از کدهای اجزاء محدود تجاری بزرگ مانند Msc Nastran، Abaqus، Ansys، Aska، Permas یا Samcef اجرا نشده است. در حال حاضر به نظر می‌رسد، FRANC2D (ایجاد شده توسط گروه شکست کرنل (CFG)^{۱۳} در دانشگاه کرنل) تنها کد اجزاء محدود تخصصی در دسترس عموم است که از روش بسته شدن مجازی ترک استفاده می‌کند [۱۲-۱۴]. در این مقاله نیز با توجه به معادله مربوط به روش بسته شدن مجازی ترک، ابتدا مقادیر نیرو و جابجایی را با استفاده از نرم‌افزار ANSYS بدست آورده و با جاگذاری آن‌ها در معادله مقادیر محاسبه می‌شوند. روش بسته شدن مجازی ترک عمدتاً توسط دانشمندان در دانشگاه‌ها، مؤسسات تحقیقاتی و آزمایشگاه‌های دولتی استفاده می‌شود و معمولاً در کدهای تخصصی خود آن‌ها اجرا یا در رویه‌های پس‌پردازش مربوط به کدهای اجزاء محدود معمول استفاده می‌گردد. اخیراً علاقه مضاعف در استفاده از روش پایه‌ای مکانیک شکست برای ارزیابی تحمل آسیب سازه‌های کامپوزیتی در فاز طراحی و در حین تصدیق^{۱۴}، علاقه به روش بسته شدن مجازی ترک را احیا کرده است. تلاش‌ها برای به هم پیوستن این روش‌ها در Composites

$$G_{Ic}/t_{lam} = \left(\frac{P}{h}\right)^2 f(a) \quad (1)$$

$$f(a) = c_3 a^3 + c_2 a^2 + c_1 a + c_0 \quad (2)$$

در معادلات فوق a طول ترک، P نیروی شکست و h ضخامت نمونه (۴ میلیمتر) می‌باشند. ابتدا با استفاده از جدول (۲)، مقدار طول ترک و معادله (۲)، $f(a)$ محاسبه می‌شود، سپس با جاگذاری آن در معادله (۱) مقدار نیروی شکست بدست می‌آید.

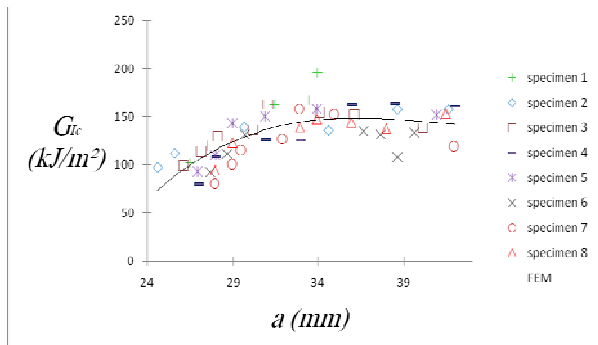
۲-۵- محاسبه نرخ آزادسازی انرژی بحرانی

برای محاسبه G_{Ic} از روش بسته شدن مجازی ترک^{۱۰} (VCCT) استفاده شده است. روش بسته شدن مجازی ترک (VCCT) به طور گسترده‌ای برای محاسبه نرخ‌های انرژی رها شده بر اساس نتایج حاصل از تحلیل‌های اجزاء محدود پیوستار^{۱۱} (2D) و سه بعدی^{۱۲} (3D) استفاده می‌شود. اگر چه سابقه علمی روش VCCT به ربع قرن گذشته برمی‌گردد، هنوز روش بسته شدن مجازی ترک در هیچ

13- Cornell Fracture Group (CFG)
14- Certification

10- Virtual crack closure technique (VCCT)
11- Continuum
12- Solid

می‌باشد که مقدار خطای آن 0.03955 درصد است. سایر نتایج بدست آمده برای هر هشت نمونه‌ای که در [۴] آمده‌اند، در جداول (۳) تا (۱۰) قابل مشاهده هستند. در شکل (۵) نیز نتایج حاصل از روش اجزاء محدود به صورت یک تابع درجه سه رسم شده‌اند. ملاحظه می‌شود که منحنی از میان مقادیر تجربی عبور می‌کند. همان گونه که در شکل معلوم است، با افزایش طول ترک ابتدا منحنی صعودی است و سپس نزولی می‌شود.

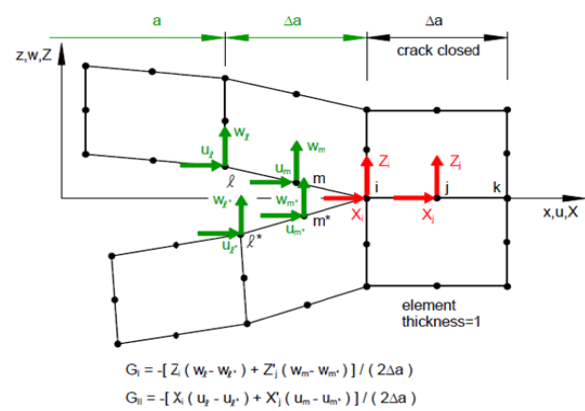


شکل (۵): مقایسه نرخ آزاد سازی انرژی بحرانی بدست آمده از روش اجزاء محدود با نتایج آزمایشگاهی آزمون کشش فشرده تهیه شده توسط پینهو [۴]

۳- بحث و نتیجه گیری

در این تحقیق یک نمونه CT به روش اجزاء محدود مورد بررسی قرار گرفت و نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی مود I برای کامپوزیت‌های لایه‌ای محاسبه شد. به منظور تأیید اعتبار، نتایج حاصل از تحلیل اجزاء محدود با نتایج موجود در نوشتجات [۴] مقایسه شدند. مدل به کار رفته در روش اجزاء محدود بسیار ساده بوده و بدست آوردن نتایج بسیار سریع و آسان می‌باشد. مقایسه نتایج عددی حاصل از تحلیل اجزاء محدود حاضر با نتایج آزمایشگاهی مربوطه [۴]، توافق خوبی بین مدل اجزاء محدود با داده‌های آزمایشگاهی نشان می‌دهد. شبیه‌سازی تقریب معقولی از پاسخ متوسط داده‌های آزمایشگاهی فراهم کرده است. نتایج حاصل از تحلیل‌های اجزاء محدود نشان می‌دهند که معادلات ارائه شده توسط پینهو و همکارانش [۴] یعنی معادلات (۱) و (۲) قابل قبول بوده و با روش VCCT نیز همخوانی دارد. همان طور که در نتایج مشاهده می‌شود، اختلاف و درصد خطای بین نتایج حاصل از آزمایش تجربی و نتایج حاصل از تحلیل عددی بسیار اندک و ناچیز است و روش اجزاء محدود و VCCT نتایج قابل اطمینانی را بدست می‌دهند. این که در طول ترک‌های بزرگ‌تر، درصد خطا از طول ترک‌های کوچک‌تر بیشتر است، برمی‌گردد به معادله (۲) و جدول (۲) که این معادله در طول ترک‌های بزرگ‌تر از دقت کم‌تری برخوردار است. یک برازش نمودار خوب از منحنی R، بین مقادیر تجربی و تحلیل عددی در شکل (۵) نشان داده شده است. همان

Material MIL-17 Handbook در دست اقدام است [۱۵]. روش بسته شدن مجازی ترک بر اساس یادداشتهای ایروین^{۱۵} از رشد ترک برگشتی برای محاسبه نرخ آزادسازی انرژی استوار است. روش بسته شدن ترک اصلاح شده^{۱۶} (MCCT) برای کاهش تلاش‌های محاسباتی استفاده می‌شود. این روش تنها برای مسائل الاستیک خطی قابل کاربرد است و برای مدل کردن نوک ترک شبکه متعامد مورد نیاز است [۱۶]. در محاسبه G ، نیروهای گره‌ای معادل و جابجایی‌های گره‌ای توأم با آن‌ها در المان‌های اطراف نوک ترک که در روش اجزاء محدود محاسبه شده‌اند، استفاده می‌شوند. جابجایی‌های گره‌ای متغیرهای اصلی در روش اجزاء محدود هستند و نیروهای گره‌ای معادل خیلی دقیق‌تر از تنش‌های نوک ترک محاسبه خواهند شد [۱۳]. همان طور که در شکل (۴) مشاهده می‌شود، با داشتن جابجایی‌ها در چهار گره مشخص و همچنین نیروها در دو گره معلوم دیگر به سادگی G محاسبه می‌گردد.



شکل (۴): روش بسته شدن مجازی ترک برای المان جامد دو بعدی با هشت گره [۱۳]

با توجه به این که این معادله برای ضخامت واحد مطرح و فقط نیمی از نمونه CT مدل شده است، این معادله برای مدل مطرح شده در این مقاله به صورت زیر تغییر می‌کند:

$$G_{Ic} = \frac{1}{h\Delta a} (F_{y,t} U_{y,t} + F_{y,j} U_{y,m}) \quad (3)$$

که h ضخامت نمونه برابر ۴ میلی‌متر، Δa طول المان برابر ۰/۵ میلی‌متر، F_y نیرو در جهت y و U_y جابجایی در جهت y می‌باشند. همچنین i, j, m, k گره‌های مشخص شده در شکل (۴) هستند. به این ترتیب نرخ آزادسازی انرژی بحرانی برای طول ترک‌های مختلف بدست می‌آید. به عنوان مثال برای نمونه ۱ در طول ترک ۲۵/۴۸۷۱ میلی‌متر، مقدار G_{Ic} بدست آمده از روش اجزاء محدود برابر ۷۸/۳۸۱۵ (kJ/m^2) و از روش تجربی برابر ۷۸/۳۷۸۴

ارائه شده در این مقاله، سادگی مدل ارائه شده در این تحقیق می‌باشد که از مزایای آن در مدل‌سازی نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی مود I برای کامپوزیت‌های لایه‌ای به حساب می‌آید.

طور که مشخص است، G_{Ic} با افزایش طول ترک تا مقدار مشخصی افزایش پیدا می‌کند اما در ادامه کاهش می‌یابد. این رفتار با مطالب موجود در نوشتجات مربوط به مکانیک شکست سازگار است. نوآوری

جدول (۳): طول ترک، بار شکست، نرخ آزادسازی انرژی بحرانی تجربی و عددی و درصد خطا برای نمونه ۱

Specimen 1	a (mm)	P (N)	G_{Ic} (exp) (kJ/m ²)	G_{Ic} (FEM) (kJ/m ²)	Error (%)
1	25.49	4.58	78.38	78.38	0.0040
2	26.48	4.97	102.03	102.70	0.6593
3	27.49	5.10	120.27	119.66	0.5035
4	31.48	4.63	162.84	164.05	0.7431
5	33.48	4.02	167.57	168.15	0.3486
6	33.98	4.17	195.95	195.71	0.1185

جدول (۴): طول ترک، بار شکست، نرخ آزادسازی انرژی بحرانی تجربی و عددی و درصد خطا برای نمونه ۲

Specimen 2	a (mm)	P (N)	G_{Ic} (exp) (kJ/m ²)	G_{Ic} (FEM) (kJ/m ²)	Error (%)
1	24.60	5.33	97.30	97.74	0.4535
2	25.59	5.45	112.16	112.73	0.5095
3	29.60	4.85	139.19	140.19	0.7198
4	34.60	3.24	135.81	132.18	2.6707
5	38.61	2.30	157.43	154.98	1.5569
6	41.61	1.52	157.43	159.38	1.2380

جدول (۵): طول ترک، بار شکست، نرخ آزادسازی انرژی بحرانی تجربی و عددی و درصد خطا برای نمونه ۳

Specimen 3	a (mm)	P (N)	G_{Ic} (exp) (kJ/m ²)	G_{Ic} (FEM) (kJ/m ²)	Error (%)
1	26.11	4.99	99.32	99.71	0.3929
2	27.13	5.07	114.19	113.76	0.3730
3	28.09	5.12	129.73	129.77	0.0323
4	30.12	4.65	136.49	136.82	0.2448
5	31.11	4.75	162.84	163.39	0.3369
6	34.18	3.61	154.73	151.48	2.0980
7	36.11	2.99	152.03	148.12	2.5731
8	40.12	1.77	138.51	135.89	1.8954

جدول (۶): طول ترک، بار شکست، نرخ آزادسازی انرژی بحرانی تجربی و عددی و درصد خطا برای نمونه ۴

Specimen 4	a (mm)	P (N)	G_{Ic} (exp) (kJ/m ²)	G_{Ic} (FEM) (kJ/m ²)	Error (%)
1	27.00	4.29	80.41	80.54	0.1693
2	27.99	4.72	108.78	108.76	0.0187
3	31.00	4.21	126.35	127.80	1.1489
4	33.01	3.62	125.68	125.23	0.3541
5	36.00	3.12	162.84	159.44	2.0875
6	38.50	2.38	163.51	160.24	2.0006
7	42.02	1.43	160.81	162.29	0.9167

جدول (۷): طول ترک، بار شکست، نرخ آزادسازی انرژی بحرانی تجربی و عددی و درصد خطا برای نمونه ۵

Specimen 5	a (mm)	P (N)	G_{Ic} (exp) (kJ/m ²)	G_{Ic} (FEM) (kJ/m ²)	Error (%)
1	26.93	4.63	93.24	93.24	0.0080
2	27.94	4.76	110.14	109.77	0.3307
3	28.94	5.12	143.24	142.01	0.8602
4	30.94	4.62	150.68	151.05	0.2503
5	33.96	3.76	158.11	159.11	0.6362
6	40.96	1.66	152.03	154.79	1.8099

جدول (۸): طول ترک، بار شکست، نرخ آزادسازی انرژی بحرانی تجربی و عددی و درصد خطا برای نمونه ۶

specimen 6	a (mm)	P (N)	G_{Ic} (exp) (kJ/m ²)	G_{Ic} (FEM) (kJ/m ²)	Error (%)
1	27.64	4.44	92.57	93.15	0.6240
2	28.63	4.60	111.49	111.33	0.1382
3	29.65	4.71	131.76	132.18	0.3245
4	36.65	2.67	135.14	132.18	2.1887
5	37.64	2.36	131.76	129.06	2.0434
6	38.63	1.90	108.11	106.17	1.7952
7	39.65	1.85	133.78	130.27	2.6291

جدول (۹): طول ترک، بار شکست، نرخ آزادسازی انرژی بحرانی تجربی و عددی و درصد خطا برای نمونه ۷

Specimen 7	a (mm)	P (N)	G_{Ic} (exp) (kJ/m ²)	G_{Ic} (FEM) (kJ/m ²)	Error (%)
1	27.92	4.07	80.41	80.19	0.2681
2	28.91	4.30	100.68	100.81	0.1370
3	29.41	4.48	115.54	115.85	0.2656
4	31.91	3.96	127.03	127.46	0.3398
5	32.92	4.09	158.11	157.13	0.6209
6	34.93	3.34	152.70	148.22	2.9346
7	41.93	1.25	119.60	120.43	0.6946

جدول (۱۰): طول ترک، بار شکست، نرخ آزادسازی انرژی بحرانی تجربی و عددی و درصد خطا برای نمونه ۸

Specimen 8	a (mm)	P (N)	G_{Ic} (exp) (kJ/m ²)	G_{Ic} (FEM) (kJ/m ²)	Error (%)
1	27.94	4.41	94.59	94.28	0.3278
2	28.96	4.74	122.97	122.68	0.2364
3	32.97	3.82	139.19	139.85	0.4745
4	33.96	3.63	147.30	148.23	0.6355
5	35.96	2.95	143.92	142.31	1.1207
6	37.97	2.33	137.84	134.67	2.2965
7	41.48	1.54	153.38	155.06	1.0951

Propagation in Over-Height Compact Tension Tests. Composites: Part a 2009.

۵- مراجع

- [9] Parhizgar, S., Zachary, L. W., Sun, C. T., "Application of the Principles of Linear Elastic Mechanics to Composite Materials", International Journal of Fracture, Vol. 20, 1982, pp. 3-15.
- [10] Garg Amar, C., "Intralaminar and Interlaminar Fracture in Graphite/Epoxy Laminates. Eng Fract Mech", Vol. 23, No. 4, 1986, pp. 719-733.
- [11] ANSYS Multiphysics 10.0. ANSYS Inc., Houston, Vol. IV, theory ed., 2005.
- [12] Raju, I. S., "Calculation of Strain-Energy Release Rates with Higher Order and Singular Finite Elements", Eng Fract Mech, Vol. 28, 1987, pp. 251-274.
- [13] Krueger, R., "The Virtual Crack Closure Technique: History, Approach and Applications", NASA/CR-2002-211628, ICASE Report No. 2002-10, April 2002.
- [14] Bonhommea, J., Argüelles, A., Viña, J., and Viñ, I., "Numerical and Experimental Validation of Computational Models for Mode I Composite Fracture Failure", Computational Mat Sci 2009, Vol. 45, 2009, pp. 993-998.
- [15] <http://www.mil17.org/>
- [16] Hosseini-Toudeshky, H., Mohammadi, B., Sadeghi, G., and Daghyani, H. R., "Numerical and Experimental Fatigue Crack Growth Analysis in Mode-I for Repaired Aluminum Panels Using Composite Material", Composites: Part A 2007, Vol. 38, 2007, pp. 1141-8.
- [1] ASTM E 1922, Standard Test Method for Translaminar Fracture Toughness of Laminated Polymer Matrix Composites. Annual Book of ASTM Standards; 1997.
- [2] Jose, S., Ramesh Kumar, R., Jana, M. K., and Venkateswara Rao, G., "Intralaminar Fracture Toughness of a Cross-Ply Laminate and Its Constituent Sub-Laminates", Compos Sci Technol, Vol. 61, No. 8, 2001, pp. 1115-1122.
- [3] Cowley, K. D., Beaumont, PWR., "The Interlaminar and Intralaminar Fracture Toughness of Carbon Fibre/Polymer Composites: The Effect of Temperature", Compos Sci Technol 1997, Vol. 57, No. 11, 1997. pp. 1433-1444.
- [4] Pinho, S. T., Robinson, P., and Iannucci, L., "Fracture Toughness of the Tensile and Compressive Fibre Failure Modes in Laminated Composites", Compos Sci Technol 2006, Vol. 66, No. 13, 2006, pp. 2069-2079.
- [5] El-Hajjar, R. F., Haj-Ali, R. M., "Mode-I Fracture Toughness Testing of Thick Section FRP Composite Using the ESE (T) Specimen", Eng Fract Mech 2005, Vol. 72, 2005, pp. 631-643.
- [6] Standard Test Method for Plane-Strain Fracture Toughness of Metallic Materials, ASTM E399-90, Annual Book of ASTM Standards 03.01 1993, pp. 407-528.
- [7] Dassios, K. G., Kostopoulos, V., and Steen, M., Intrinsic Parameters in the Fracture of Carbon/Carbon Composites, Compos Sci Technol 2005, Vol. 65, pp. 883-97.
- [8] Li, X., Hallett S. R., Wisnom, M. R., Zobeiry, N., Vaziri, R., Poursartip, A., Experimental Study of Damage