



مطالعه عددی پدیده جدایش بین لایه‌ای در سوراخکاری کامپوزیت کربن/اپوکسی و بررسی سهم مود II شکست

مهدی گنجیانی^{1*}، حسین عروجی²، مجید صفرآبادی فراهانی³

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

3- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

* صندوق پستی 141556619، ganjiani@ut.ac.ir، تهران

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 31 فروردین 1396
پذیرش: 10 تیر 1396
ارائه در سایت: 18 مرداد 1396

کلید واژگان:

جدایش بین لایه‌ای
تحلیل المان محدود
سوراخکاری کامپوزیت
روش بستن مجازی ترک

چکیده

از جمله مهم‌ترین عیوبی که در سوراخکاری کامپوزیت‌ها بوجود می‌آید جدایش بین لایه‌ای است که باعث کاهش استحکام قطعه می‌شود. محققین زیادی روی جدایش بین لایه‌ای در حین سوراخکاری کامپوزیت‌ها کار کرده‌اند و سعی کرده‌اند با ارائه مدل‌های تحلیلی، عددی و تجربی این پدیده را فرموله کنند. در مدل‌های ارائه شده تا به امروز، فقط اثرات مود I و III شکست در نظر گرفته شده است و از اثر مود II در این مدل‌ها صرف نظر شده است لذا هدف از این پژوهش بررسی اثر مود II شکست به روش المان محدود در گسترش ترک‌های بین لایه‌ای در حین سوراخکاری چندلایه‌های کامپوزیتی است. به همین منظور، تحلیل عددی جدایش بین لایه‌ای در سوراخکاری کامپوزیت تک‌جهته کربن/اپوکسی با انجام اصلاحاتی روی مدل‌های عددی قبلی صورت گرفت. روش مورد استفاده جهت تحلیل عددی گسترش ترک و بدست آوردن نرخ آزادسازی انرژی مود I و II، روش بستن مجازی ترک است. این تحلیل هم برای گسترش ترک زیر جان مته، وقتی که هنوز مته از قطعه کار بیرون نیامده است و هم برای گسترش ترک زیر لبه‌های برنده، وقتی که جان مته از قطعه کار بیرون آمده است انجام شد. با بدست آمدن نرخ آزادسازی انرژی مود I و II و مقایسه آن‌ها با مقادیر بحرانی، علاوه بر محاسبه نیروی بحرانی که منجر به جدایش بین لایه‌ای می‌شود، در مورد اثرگذاری هر مودها بحث شده است. در پایان مشخص گردید که اثرگذاری مود I در تمامی موارد از مود II بیشتر بوده و مود غالب گسترش ترک، مود I است بطوریکه بیش از 95 درصد از پارامتر گسترش ترک در معیار توانی، ناشی از نرخ آزادسازی انرژی مود I است.

Numerical study of delamination in drilling of Glass/Polyester and investigation of mode II fracture contribution

Mahdi Ganjiani*, Hossein Oruji, Majid Safarabadi Farahani

School of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran

*P.O.B 141556619, Tehran, Iran, ganjiani@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 20 April 2017
Accepted 01 July 2017
Available Online 09 August 2017

Keywords:
Delamination
Finite element Analysis (FEA)
Composite drilling
Virtual crack closure technique

ABSTRACT

Delamination is one of the most important defects that reduces the strength of a part. Many researchers have studied delamination in drilling of composite materials and they tried to formulate this phenomenon by developing of analytical, numerical and experimental models. In these models up to now, only effect of model I and model III of crack propagation is considered and effect of model II is neglected. The goal of this research is determination of model II effect on propagation of interlaminar cracks during drilling of multilayered composites by means of finite element analysis (FEA). Thus the numerical analysis of delamination of unidirectional Carbon/epoxy composite during drilling is performed by modification of previous numerical models. The numerical method used for determination of strain energy release rates in model I and model II is Virtual Crack Closure Technique (VCCT). This analysis is performed for crack propagation under chisel edge when the drill has not come out from the workpiece and for crack propagation under cutting edges when the drill has come out from the workpiece. By determining strain energy release rates in model I and model II and comparing them with critical values G_{Ic} and G_{IIc} , the critical thrust force that causes delamination is determined and contribution of each crack propagation mode in delamination is discussed. At the end of this research, it was found that the effect of model I is more than model II in all of cases such that more than 95 percent of crack propagation parameter in power law criteria is due to strain energy release rates in mode I.

1- مقدمه

استفاده از یک نوع ماده که همه خواص مورد نظر را برآورده سازد، وجود ندارد. برای مثال در صنایع هوا فضا به موادی نیاز است که ضمن داشتن

امروزه در بسیاری از کاربردهای مهندسی، تلفیق خواص مواد نیاز است و امکان

Please cite this article using:

M. Ganjiani, H. Oruji, M. Safarabadi Farahani, Numerical study of delamination in drilling of Glass/Polyester and investigation of mode II fracture contribution, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 8, pp. 173-181, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

ب) مود دوم (برشی): در این حالت نسبت به یکدیگر در جهت عمود بر ترک می‌لغزند.

ج) مود سوم (پارگی): معرف تغییر شکل سطوح ترک به موازات ترک است. هر چند استدلال‌های برخی از محققین و مشاهدات آزمایشگاهی نظیر آنچه دیپائلو و همکاران [3] گزارش کرده‌اند از حضور همزمان مدهای I و III در گسترش ترک در پدیده جدایش بین لایه‌ای خبر داده‌اند اما تحلیل‌های موجود غالباً فقط بر اساس گسترش ترک در مود I فرمولبندی شده‌اند. در زمینه جدایش بین لایه‌ای پژوهشگران زیادی با ارائه مدل‌های تحلیلی، عددی و ... سعی در درک هرچه بیشتر این پدیده داشته‌اند. اولین مدل تحلیلی بررسی جدایش بین لایه‌ای توسط هوچنگ و همکاران [4] ارائه شد. مطابق این مدل، اگر نیروی پیشروی⁵ از نیروی پیشروی بحرانی بیشتر شود، جدایش بین لایه‌ای اتفاق خواهد افتاد. این مدل ایجاد و رشد جدایش بین لایه‌ای در کامپوزیت‌ها را در مود I گسترش ترک مورد بررسی قرار داده است. هوچنگ و تسائو [5] در پژوهشی دیگر کامپوزیت را به صورت یک ماده ایزوتروپ در نظر گرفتند و به صورت تحلیلی نیروی پیشروی بحرانی را بدست آوردند. چن [6] ملاحظه کرد که تاثیر سرعت برشی بر نیروی سوراخکاری در مته‌های مشابه، ناچیز است و نیروی سوراخکاری در سرعت‌های پیشروی پایین کاهش می‌یابد. به علاوه چن نتیجه گرفت که به منظور بهبود کیفیت سوراخ‌ها در خروجی مته، نرخ پیشروی در خروجی بایستی کمتر از نرخ پیشروی در حین فرآیند باشد. در تحقیقی دیگر تسائو و هوچنگ [7] تاثیر عدم هم‌مرکزی جان مته⁶ با سوراخ ایجاد شده را روی نیروی بحرانی پیشروی بررسی کردند. در بیشتر پژوهش‌های قبلی از تئوری خمش خالص صفحات مدور نازک استفاده شده بود و به همین دلیل اثر نیروهای برشی دیده نشده است [8]. زیتان و همکاران [9] در پژوهشی مدلی عددی برای بدست آوردن نیروی عمودی بحرانی سوراخکاری کامپوزیت‌های با الیاف پیوسته که باعث جدایش بین لایه‌ای در لایه‌های پایانی می‌شود ارائه دادند. این مدل هندسه نوک مته و همچنین اثر نیروهای برشی را نیز در نظر گرفته است. تسائو و هوچنگ [10، 11] در تحقیقاتی دیگر اثر گشتاور خمشی القایی ناشی از استفاده از استپ دریل⁷ را بررسی کردند تا اثر این گشتاور القایی را روی جدایش بین لایه‌ای بدست بیاورند. نتایج آن‌ها نشان داد که نیروی پیشروی بحرانی در این حالت نسبت به حالتی که این گشتاور در نظر گرفته نشود، کمتر خواهد بود. کار بعدی را دوئارو و همکاران [12] انجام دادند. تمرکز اصلی این پژوهش روی بدست آوردن نیروی عمودی بحرانی جدایش بین لایه‌ای به روش آزمایشگاهی بود. نتیجه کار آن‌ها این بود که آسیب ناشی از جدایش بین لایه‌ای، با نرخ پیشروی ابزار رابطه مستقیم دارد. همچنین مشخص شد که با کاهش ضخامت ماده زیر مته (پیشروی بیشتر مته درون قطعه کار) احتمال جدایش بین لایه‌ای افزایش می‌یابد که توسط مدل‌های تحلیلی نیز قابل پیش‌بینی بود. ریم و همکاران [13] سوراخکاری یک کامپوزیت ضخیم توسط یک مته با قطر بالا را مورد بررسی قرار دادند. مدل ارائه شده مدلی تحلیلی بر اساس مود I است که نیروی عمودی بحرانی را اندازه‌گیری می‌کند. نتایج بدست آمده از این مدل تحلیلی با نتایج تست‌های تجربی و عددی سازگاری داشته و در نهایت نرخ پیشروی بحرانی مته را بدست می‌دهد. ایزبیلیر [14] در پژوهشی دیگر به مدلسازی سه‌بعدی فرآیند سوراخکاری و گسترش ترک در حین آن با استفاده از روش المان محدود پرداخته است. او با استفاده از این مدل

استحکام بالا، سبک باشند، مقاومت سایشی و مقاومت در برابر ماوراء بنفش خوبی داشته باشند و در دماهای بالا استحکام خود را از دست ندهند. از آنجا که نمی‌توان ماده‌ای یافت که همه خواص فوق را دارا باشد، پس باید به دنبال روشی برای ترکیب خواص مواد بود. این راه حل همان مواد کامپوزیتی است. مواد مرکب رده‌ای از مواد پیشرفته هستند که در آن‌ها از ترکیب مواد ساده به منظور ایجاد موادی جدید با خواص مکانیکی و فیزیکی برتر استفاده شده است. اجزای تشکیل دهنده ویژگی خود را حفظ کرده در یکدیگر حل نشده و با هم ممزوج نمی‌شوند. با ظهور کامپوزیت‌ها و استفاده وسیع از آن‌ها، لازم گردید تا صفحات جهت استفاده و مونتاژ، سوراخکاری¹ شوند. سوراخکاری کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف در حال حاضر سوالات زیادی را برای مهندسين و دانشمندان به وجود آورده است [1]. جدایش بین لایه‌ای² متداول‌ترین مشکل موجود در حین ماشین‌کاری چندلایه‌های کامپوزیتی است. این پدیده باعث گسیختگی بین ماتریس و الیاف کامپوزیت می‌شود. در اثر جدایش بین لایه‌ای استحکام ماده کاهش یافته و باعث رشد ترک و در نهایت موجب شکست ماده مرکب می‌شود. بطور کلی جدایش بین لایه‌ای در سوراخکاری در صفحات ورودی و خروجی قطعه کار اتفاق می‌افتد که به صورت شماتیک در شکل 1 نشان داده شده است. این‌ها جدایش بین لایه‌ای بیرون زدگی³ و پوسته شدن⁴ نامیده می‌شوند [2].

برای تعریف یک ترک نیاز است که حالت‌های مختلف، برای تغییر شکل نسبی سطوح ترک نیز تعریف گردد که به این حالت‌ها اصطلاحاً، مود می‌گویند. سه مود رشد ترک در شکل 2 مشخص است.

الف) مود اول (بازشوندگی): متداول‌ترین فرم گسیختگی در اثر رشد ترک است. در این مود سطوح ترک به طور عمود برهم در جهت مخالف یکدیگر تغییر مکان می‌دهند.

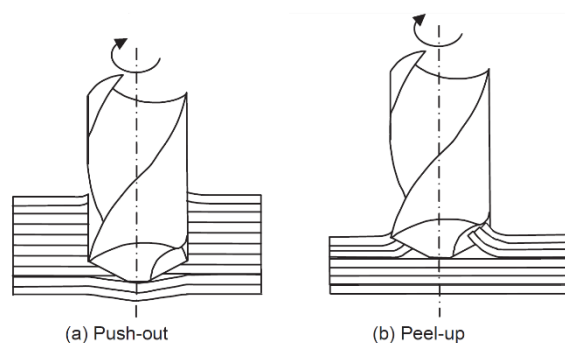


Fig. 1 Delamination a) Push out b) Peel up [2]

شکل 1 جدایش بین لایه‌ای (a) بیرون زدگی، (b) پوسته شدن [2]

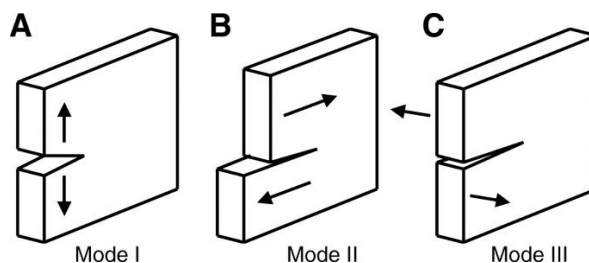


Fig. 2 Crack propagation modes [2]

شکل 2 مدهای گسترش ترک [2]

⁵ Thrust force

⁶ Chisel edge

⁷ Step drill

¹ Drilling

² Delamination

³ Push down

⁴ Peel up

کامپوزیت مورد تحلیل یک مدل سه بعدی می‌باشد. روش مورد استفاده برای مدل کردن گسترش ترک و به دست آوردن پارامترهای مربوطه، روش VCCT است که در ادامه توضیحاتی راجع به آن داده خواهد شد. برای پیش-بینی شروع جدایش بین لایه‌ای در کامپوزیت‌ها می‌توان از معیارهای گسیختگی کامپوزیت‌ها نظیر معیار هاشین³، تسای وو⁴ یا معیارهای دیگری که در این زمینه وجود دارد استفاده نمود اما با توجه به ماهیت مساله مورد مطالعه که بررسی اثر مود II شکست در جدایش بین لایه‌ای است، استفاده از یک معیار گسترش ترک نظیر معیار گسترش ترک توانی که در روش VCCT مورد استفاده قرار می‌گیرد، کمک بیشتری به حل مساله مورد نظر می‌کند. در ادامه به مدل سازی فرآیند گسترش ترک در حین سوراخکاری یا همان جدایش بین لایه‌ای پرداخته شد و G_I و G_{II} در طول ترک محاسبه گردید. سپس برای اطمینان از صحت نتایج بدست آمده، مقادیر محاسبه شده با مقادیر عددی و تجربی که زیتان [9] در پژوهشی مشابه بدست آورده است مقایسه گردید.

2-1- روش بستن مجازی ترک

یکی از روش های متداول و در عین حال قدرتمند در زمینه جدایش بین لایه-ای کامپوزیت‌ها و گسترش ترک‌های بین لایه‌ای در آن روش بستن مجازی ترک یا به اختصار VCCT می‌باشد. این روش بر مبنای انتگرال بستن ترک ابروین [20] طرح ریزی شده است. در این روش فرض می‌شود که مقدار انرژی ΔE که در حین گسترش ترک به اندازه Δa از a به $a + \Delta a$ آزاد می‌شود برابر با انرژی است که برای بستن ترک بین نقاط l و i احتیاج است. (شکل 3) در این روش یک فرض دیگر نیز وجود دارد و آن این است که به گسترش ترک از $a + \Delta a$ (گره i) به $a + 2\Delta a$ (گره k) وضعیت نوک ترک⁵ تغییر زیادی نمی‌کند. برای همین وقتی که نوک ترک در گره k قرار دارد مقدار جابجایی پشت نوک ترک در گره i به طور تقریبی برابر است با مقدار جابجایی در گره l وقتی که نوک ترک در موقعیت گره i است. با این فرض و در حالت دو بعدی و هنگامی که از المان های 4 گره‌ای استفاده شود، مقدار کار ΔE که برای بستن ترک در طول یک المان احتیاج است به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\Delta E = \frac{1}{2} [X_i \Delta u_l + Z_i \Delta w_l] \quad (1)$$

که در آن X_i و Z_i به ترتیب نیروهای برشی و بازشوندگی هستند و

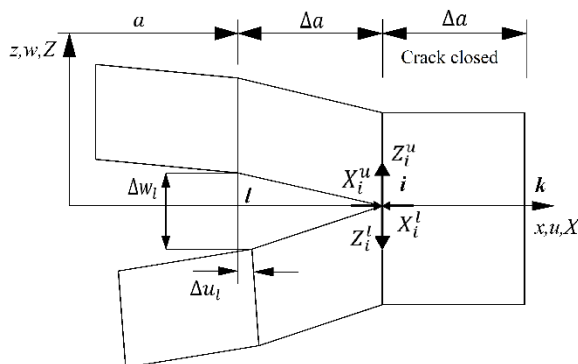


Fig. 3 Forces and displacements used in VCCT [21]

شکل 3. نیروها و جابجایی‌های گره‌ای مورد استفاده در VCCT [21]

هندسه مناسب ابزار برای کاهش عیوب قطعه حین سوراخکاری را مشخص نمود. در پژوهشی دیگر فیتو و همکارانش [15] دو مدل عددی برای جدایش بین لایه‌ای ارائه دادند که یکی شامل تمامی مراحل از جمله چرخش ابزار، براده برداری و ... بود و دیگری مدل ساده‌ای بود که فقط نیروی پیشروی ابزار را در نظر می‌گرفت. در تحقیقی که توسط ژن چائو [16] صورت گرفت مدلی تحلیلی برای پیش‌بینی نیروی پیشروی بحرانی در سوراخکاری صفحات کامپوزیتی متصل به صفحه آلومینیومی ارائه گردید و زیتان [17] در تحلیلی مشابه این بار به صورت عددی نیروی پیشروی بحرانی را به دست آورد. هدف از انجام این پژوهش این است که تاثیر مود II در فرایند سوراخکاری کامپوزیت‌ها و گسترش ترک ناشی از آن به روش عددی بررسی شود. لزوم این تحقیق هنگامی مشخص می‌گردد که تا به حال هیچ پژوهشگری تاثیرات مود II را در جدایش بین لایه‌ای حین سوراخکاری چندلایه‌های کامپوزیتی لحاظ نکرده است. جهت تحلیل عددی گسترش ترک روش‌های متعددی وجود دارد از جمله روش بستن مجازی ترک¹ که پژوهشگران داخلی با استفاده از این روش، تحقیقات گسترده‌ای را در زمینه گسترش ترک در کامپوزیت‌ها انجام داده‌اند. از جمله می‌توان به پژوهش صورت گرفته توسط حسینی تودشکی [18] اشاره کرد. او در این کار شروع و رشد ترک در ماتریس و جدایش بوجود آمده از آن را تا گسیختگی کامل چندلایه کامپوزیتی به روش عددی و با استفاده از روش بستن مجازی ترک مورد بررسی قرار داد و نتایج بدست آمده از تحلیل عددی را با نتایج تجربی مقایسه کرد و مشخص نمود که تفاوت بین نتایج تجربی و نتایج حاصل از کار او بین 18% تا 37% است. در پژوهشی دیگر که توسط حسینی تودشکی و همکاران [19] انجام شد تحلیل اجزای محدود سه بعدی گسترش ترک برای یک صفحه ترک‌دار که یک سمت آن با چندلایه کامپوزیتی شیشه/اپوکسی تقویت شده بود صورت گرفت و نرخ آزادسازی انرژی در مودهای I، II و III با استفاده از روش اصلاح شده بستن مجازی ترک بدست آمد و مشخص گردید که نتایج شبیه سازی با نتایج آزمایشگاهی مطابقت خوبی دارد. همچنین مشخص شد که لایه چینی کامپوزیت تقویت کننده اثر زیادی روی جهت رشد ترک و عمر قطعه تحت بارگذاری خستگی دارد.

در این پژوهش، ابتدا مدلی عددی به منظور بررسی پدیده جدایش بین-لایه‌ای توسعه داده شد که مبنای آن کار صورت گرفته توسط زیتان [9] بود و سپس اصلاحاتی روی آن انجام گردید تا دقت مدل بالاتر رفته و با نتایج تجربی همخوانی بیشتری داشته باشد و سپس به منظور مشخص شدن سهم مود II در جدایش بین لایه‌ای، تحلیل عددی فرایند سوراخکاری با استفاده از نرم افزار آباکوس² نسخه 6.14 انجام گردید. روش عددی مورد استفاده نیز روش بستن مجازی ترک است. پس از انجام تحلیل عددی نرخ آزادسازی انرژی بدست آمده با مقادیر بحرانی مقایسه شد و چگونگی شروع رشد ترک و پدیده جدایش بین لایه‌ای و سهم هر کدام از مودها در بوجود آمدن آن بررسی گردید.

2-2 تحلیل عددی گسترش ترک در فرایند سوراخکاری

جهت شبیه سازی عددی گسترش ترک و بدست آوردن مقادیر نرخ آزادسازی انرژی کرنشی مود I (G_I) و نرخ آزادسازی انرژی کرنشی مود II (G_{II}) و بررسی تاثیر مود II در گسترش ترک و بوجود آمدن جدایش بین لایه‌ای، شروع به توسعه مدلی در این زمینه شد. مدل مورد استفاده به دلیل ناهمسانگردی

³ Hashin

⁴ Tsai-Wu

⁵ Crack Tip

¹ Virtual Crack Closure Technique

² Abaqus

همین زمینه انجام شده است، با احتساب زمان بسیار زیاد مورد نیاز برای انجام تحلیل دینامیکی نسبت به حالت استاتیکی و همچنین نتایج نزدیک این دو تحلیل در زمینه بررسی جدایش بین لایه‌ای در سوراخکاری کامپوزیت‌ها، می‌توان نتیجه گرفت که با انجام تحلیل استاتیکی نیز نتایج بدست آمده از دقت خوبی برخوردارند. همچنین نتایج بدست آمده نظیر نیروی بحرانی جدایش بین لایه‌ای در حالت استاتیکی، محافظه کارانه تر هستند. همچنین از چرخش ابزار در این مدل صرف نظر شده است و به همین دلیل اثری از مود III در بین نتایج دیده نمی‌شود.

در این شبیه سازی قطعه کار به صورت یک هندسه دایروی مدل می‌شود که شعاع خارجی آن R_e و شعاع داخلی R_i است که برابر با قطر سوراخ می‌باشد. شکل 4b تصویر شماتیکی از سطح مقطع مدل ارائه شده در صفحه YZ را نشان می‌دهد که در آن R_e و a به ترتیب شعاع جان مته و طول ترک اولیه می‌باشند. البته لازم به ذکر است که قطر مته 4.8 mm، قطر جان مته 1.2mm

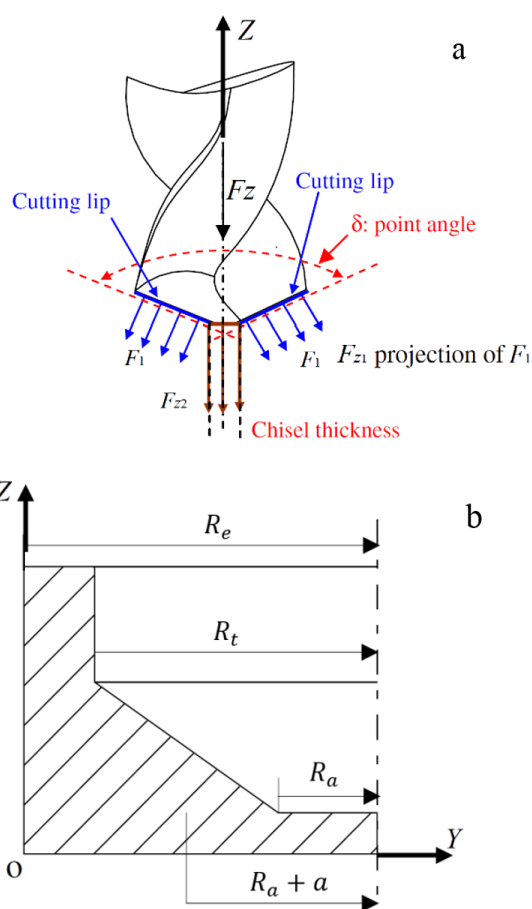


Fig. 4 Schematic of drill, forces and model geometry [9]

شکل 4 شماتیک مته، نیروها و هندسه مدل [9]

جدول 1 خواص مکانیکی T700/M21 [9]

Table 1 Mechanical properties of T700/M21 [9]			
مقدار	خاصیت مکانیکی	مقدار	خاصیت مکانیکی
4000	$G_{23}(\text{MPa})$	142000	$E_1(\text{MPa})$
0.3	ν_{12}	8400	$E_2(\text{MPa})$
0.44	$G_{1c}(\text{N/mm})$	8400	$E_3(\text{MPa})$
1.4	$G_{IIc}(\text{N/mm})$	5000	$G_{12}(\text{MPa})$
0.59	V_f	4000	$G_{13}(\text{MPa})$

و Δw_l میزان جابجایی افقی و عمودی در گره l هستند. مقدار این نیروها و جابجایی‌ها با انجام یک تحلیل المان محدود یک مرحله ای بدست می‌آیند. مقدار G که همان نرخ آزاد سازی انرژی در حین گسترش ترک است به صورت $\Delta E/\Delta A$ تعریف می‌شود. مقادیر نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی در مود اول و دوم G_I و G_{II} به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$G_I = -\frac{1}{2\Delta a} Z_i (w_l - w_{l*}) \quad (2)$$

$$G_{II} = -\frac{1}{2\Delta a} X_i (u_l - u_{l*}) \quad (3)$$

که در این حالت Δa طول المان‌ها در اطراف نوک ترک می‌باشد و مقادیر نیروها و جابجایی‌ها از تحلیل المان محدود قابل محاسبه هستند. مقدار سطحی که از گسترش ترک ایجاد می‌شود برابر با ΔA است که در حالت دو بعدی و با فرض ضخامت واحد برابر با همان Δa خواهد شد. نرخ آزادسازی انرژی کلی G_T برابر با جمع نرخ آزادسازی انرژی هر کدام از مدها به صورت جداگانه است.

$$G_T = G_I + G_{II} + G_{III} \quad (4)$$

که در حالت دو بعدی G_{III} برابر با صفر است. البته در مسئله مورد بررسی ما از المان‌های سه بعدی استفاده می‌شود که جهت طولانی نشدن میحث خوانندگان در صورت لزوم می‌توانند به مرجع معرفی شده رجوع نمایند [21].

2-2- تحلیل المان محدود گسترش ترک حین سوراخکاری

در این قسمت با استفاده از نرم افزار آباکوس اقدام به مدل سازی عددی مسئله، یعنی گسترش ترک در سوراخکاری کامپوزیت شد. برای این منظور و در جهت حصول اطمینان از مدل ارائه شده، ابتدا کاری که توسط زیتان [9] در همین زمینه انجام شده بود، مجدداً شبیه سازی گردید. کار صورت گرفته توسط او روی کامپوزیت کربن/اپوکسی T700/M21 با لایه چینی شبه ایزوتروپ¹ بود که خواص آن در جدول 1 آورده شده است. با مقایسه نتایج بدست آمده از کار زیتان و نتایج تجربی ارائه شده توسط او با نتایج بدست آمده از تحقیق حاضر به اعتبارسنجی مدل ارائه شده پرداخته شد. لازم به ذکر است که با انجام اصلاحاتی که در ادامه بیان خواهند شد، دقت مدل پیشنهادی از مدل عددی زیتان بیشتر گردید. سپس با وارد کردن خواص کامپوزیت مورد نظر یعنی کربن/اپوکسی که در طی پژوهش صورت گرفته توسط زیتان [9] بدست آمده است، نتایج مورد نظر بدست آمد. مدل ارائه شده در این بخش دو مزیت نسبت به مدل های تحلیلی و در بعضی موارد نسبت به بعضی مدل های عددی دیگر دارد:

1. از نیروها و تنش های برشی صرف نظر نمی گردد.
2. از هندسه ی مخروطی نوک مته صرف نظر نمی گردد.
3. طول ترک اولیه با توجه به تعداد لایه های باقی مانده زیر مته تغییر می کند.

نیروی وارد شده توسط ابزار به قطعه کار F_z همانگونه که در شکل 4a مشخص است به دو بخش تقسیم بندی می گردد که یک بخش آن توسط جان مته F_{z2} و بخش دیگر توسط لبه های برنده² F_{z1} به قطعه کار اعمال می - گردند ($F_z = F_{z1} + F_{z2}$). شبیه سازی صورت گرفته در این پژوهش به صورت استاتیکی انجام می شود. هر چند می توان تحلیل عددی را به صورت دینامیکی نیز انجام داد ولی با توجه به پژوهش صورت گرفته توسط فیتو [15] که در

¹ Quasi isotropic

² Cutting lip

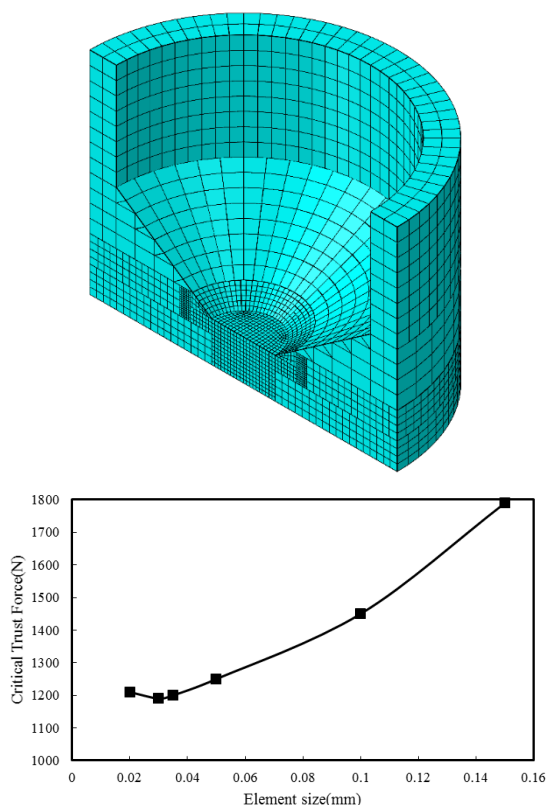


Fig. 5 Elements distribution in proposed model and mesh convergence
شکل 5 توزیع المان‌ها در مدل ارائه شده و همگرایی المان‌بندی

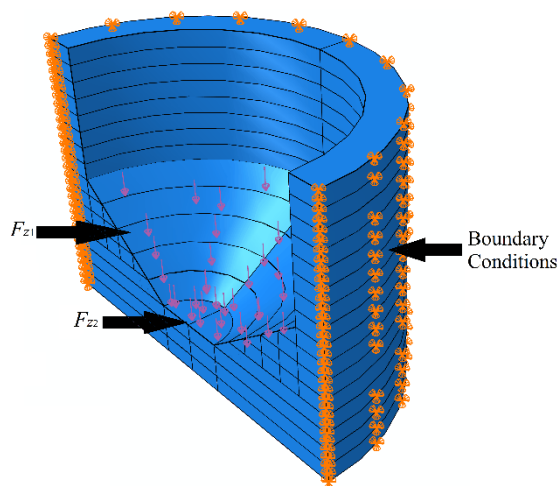


Fig. 6 Forces and boundary conditions implementation

شکل 6 اعمال نیروها و شرایط مرزی

نتایج حاصله با نتایج تجربی همخوانی بهتری داشته باشد. دلیل تغییر طول ترک در ضخامت‌های مختلف قطعه‌کار کامپوزیتی این است که با پیشروی مته درون قطعه‌کار، هرچه به لایه‌های پایینی نزدیک‌تر می‌شویم، ترک بوجود آمده در حین سوراخکاری نیز بیشتر رشد کرده و به طول آن افزوده می‌شود که در مدل زیتان [9] این اثر دیده نشده بود و تأثیر آن در نظر گرفته نشده بود. طول ترک با پیشروی ابزار درون قطعه‌کار افزایش می‌یابد و برای بالا بردن دقت در شبیه‌سازی عددی و همچنین حل تحلیلی این مسئله باید با کاهش تعداد لایه‌ها در زیر مته، طول ترک اولیه را افزایش دهیم [3]. ترک در حین اعمال نیروی پیشروی هنگامی رشد می‌کند که نرخ

و زاویه سر مته 118° می‌باشد. لایه‌چینی کامپوزیت مورد بررسی از نوع تک‌جهته است و این بدان معناست که الیاف کربن موجود در تمامی لایه‌ها در یک جهت (جهت 0°) قرار دارند. جهت‌گیری هر لایه به صورت جداگانه به آن اعمال می‌شود تا در صورت نیاز برای تحلیل لایه‌چینی‌های دیگر، بتوان زاویه هر لایه را تغییر داد. همچنین تعداد لایه‌های کامپوزیت 16 لایه است که هر لایه نیز تقریباً 0.25 mm ضخامت دارد. ابتدا حالتی در نظر گرفته شد که 3 لایه از کامپوزیت زیر مته باقی مانده باشد و گسترش ترک و بدست آوردن سایر پارامترهای مربوط به آن، برای این حالت بررسی شد.

در مرحله بعد با در دست داشتن هندسه مدل، المان‌بندی مدل انجام شد. در این مدل از المان‌های 3 بعدی مکعبی 8 گره ای استفاده شده است. البته در بعضی قسمت‌های مدل به علت مطابقت بهتر با هندسه مدل، از المان‌های گوه‌ای¹ استفاده شده است تا نسبت ابعاد² المان‌ها در محدوده مناسبی قرار گیرد. با توجه به ماهیت تحلیل که بررسی ترک و پارامترهای مربوط به آن است، سائز المان‌ها در نزدیکی نوک ترک باید به اندازه کافی کوچک باشد تا دقت بیشتری در حل مسئله حاصل شود. بررسی همگرایی نیروی بحرانی جدایش بین لایه‌ای با تغییر سائز المان‌ها در نزدیکی نوک ترک (برای حالتی که سه لایه زیر مته باقی مانده باشد) نیز برای تحلیل ذکر شده صورت گرفت و با درنظر گرفتن چند سائز مختلف از المان‌ها و بررسی نتایج بدست آمده از مطالعه همگرایی، مشخص گردید که سائز المان 0.035 mm برای تحلیل مناسب است. در شکل 5 المان‌بندی مدل و نتایج بدست آمده از مطالعه همگرایی را مشاهده می‌کنید.

بر اساس پژوهش صورت گرفته توسط ریم [13] قطر خارجی مدل که محل اعمال شرایط مرزی است باید به اندازه‌ای انتخاب شود که گشتاور خمشی مقاومی وجود نداشته باشد و شرایط به گونه‌ای باشد که شرایط تکیه گاه ساده برای نوک ترک برقرار گردد تا نتایج شبیه‌سازی به نتایج تجربی نزدیک گردد. همچنین زیتان [9] و ریم [13] هرکدام به صورت جداگانه نشان دادند که طی سوراخکاری مواد کامپوزیتی تقریباً 40 درصد نیروی پیشروی توسط جان مته و 60 درصد توسط لبه‌های برنده به قطعه‌کار اعمال می‌شود. شرایط مرزی اعمال شده به این گونه است که جابجایی قسمت بیرونی قطعه (شعاع R_e) به صورت درگیر درنظر گرفته می‌شود ($u = v = w = 0$). تماس مته با قطعه کار نیز فقط توسط نیروی پیشروی که مته در حین سوراخکاری به قطعه‌کار اعمال می‌کند مدل می‌شود. نیروی اعمال شده به دو قسمت تقسیم می‌گردد که بخشی از آن توسط لبه‌های برنده و بخشی از آن بوسیله ی جان مته اعمال می‌شود. در شکل 6 نیروهای اعمال شده و شرایط مرزی را مشاهده می‌کنید. همچنین تحقیقات صورت گرفته توسط زیتان [9] نشان داد که توزیع نیروی محوری سوراخکاری در قسمت جان مته و لبه‌های برنده به نرخ پیشروی³ مته بستگی دارد. البته نیروی عمودی لبه‌های برنده با تغییرات نرخ پیشروی تقریباً ثابت می‌ماند ولی نیروی اعمال شده توسط جان مته به صورت خطی افزایش می‌یابد و به تبع آن نیروی کل که برابر با جمع نیروی جان مته و لبه‌های برنده است نیز به صورت خطی با افزایش نرخ پیشروی افزایش می‌یابد [9].

در تحلیل‌های صورت گرفته، هنگامی که تعداد لایه‌های زیر مته کاهش می‌یابد آن گونه که دی پائولو [3] نشان می‌دهد، طول ترک اولیه نیز تغییر می‌کند و در نظر گرفتن این پدیده در مدل‌سازی عددی، باعث می‌شود که

¹ Wedge element

² Aspect ratio

³ Feed rate

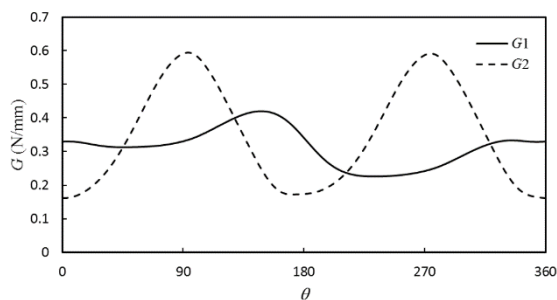


Fig.7 G_I and G_{II} distribution along crack tip (quasi-isotropic, number of plies under drill 3 plies)

شکل 7 توزیع G_I و G_{II} در طول ترک (کامپوزیت با لایه‌چینی شبه ایزوتروپ، تعداد لایه‌های زیر مته 3 لایه)

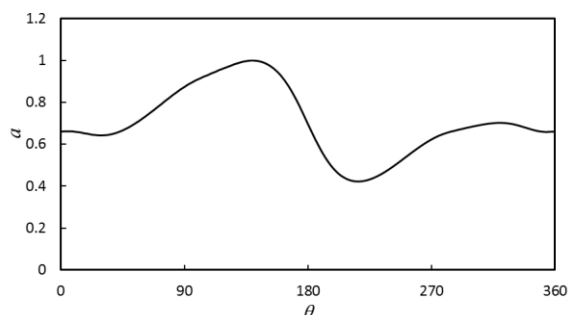


Fig.8 Power law crack propagation criteria parameter

شکل 8 پارامتر معیار گسترش ترک توانی در طول ترک

همانگونه که در شکل 9 نیز مشخص است نتایج بدست آمده از مدل عددی این پژوهش نسبت به مدل عددی زیتان خطای کمتری دارد و این نشان از دقت بالای این مدل در پیش‌بینی نیروی بحرانی و نرخ آزادسازی انرژی در موده‌های مختلف دارد.

3- نتایج بدست آمده از تحلیل عددی کامپوزیت کربن/اپوکسی تک جهته

با داشتن خواص مکانیکی و خواص شکست ماده مورد نظر، می‌توان تحلیل المان محدود گسترش ترک را انجام داد. تحلیل صورت گرفته در دو بخش صورت می‌پذیرد:

1. گسترش ترک زیر جان مته وقتی نوک مته هنوز درون قطعه کار است.
2. گسترش ترک زیر لبه‌های برنده وقتی که جان مته از قطعه کار خارج شده است.

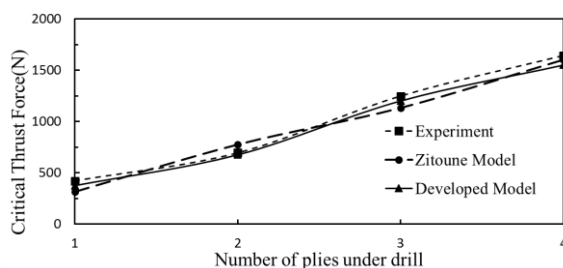


Fig. 9 Delamination critical force vs number of plies under drill (Crack propagation under chisel edge, Quasi-Isotropic layup)

شکل 9 نیروی بحرانی جدایش بین لایه‌ای در برابر تعداد لایه‌های باقی‌مانده زیر مته (گسترش ترک زیر جان مته، لایه‌چینی شبه ایزوتروپ)

آزادسازی انرژی از حدی بیشتر شود یا به عبارتی دیگر معیار گسترش ترک برآورده شود. یکی از معیارهای گسترش ترک، معیار توانی¹ است که به این صورت تعریف می‌شود:

$$\left(\frac{G_I}{G_{Ic}}\right)^{\alpha_1} + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIc}}\right)^{\alpha_2} + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIc}}\right)^{\alpha_3} = 1 \quad (5)$$

که در آن α_1 ، α_2 و α_3 ضرایب مربوط به ماده هستند. طبق کارهای انجام گرفته توسط سایر محققین مشخص گردید که مقدار این ضرایب برای کامپوزیت‌ها یکسان بوده و مقدار آن عددی بین 1 تا 2 است. طبق مطالعات صورت گرفته مشخص گردید که برای ماده مورد نظر ما برابر با 1.6 می‌باشد [17]. روند بارگذاری بدین صورت است که نیروی پیشروی را زیاد می‌کنیم و سپس معیار گسترش ترک را بررسی می‌نماییم. اگر آن نیرو کمتر از حدی باشد که معیار را برآورده کند در مرحله بعد درصدی نیرو را افزایش می‌دهیم تا جایی که نرخ آزادسازی انرژی که از این نیرو حاصل می‌گردد معیار را برآورده نماید و این نیرو را به عنوان نیروی بحرانی جدایش بین لایه‌ای یا گسترش ترک ثبت می‌نماییم. این کار برای حالتی که تعداد لایه‌های متفاوتی در زیر مته باقی مانده باشد نیز صورت گرفت و نتایج در بخش‌های بعدی آمده است.

2-3- نتایج بدست آمده از تحلیل المان محدود

با انجام مراحل قبلی و آماده شدن مدل، اقدام به حل آن گردید و توزیع G_I و G_{II} در طول ترک برای حالتی که 3 لایه زیر مته باقی مانده باشد و نیرو نیز به حد بحرانی خود رسیده باشد، بدست آمد و در شکل 7 نمودارهای مربوطه را مشاهده می‌کنید. البته لازم به ذکر است که مقدار G_{III} نسبت به نرخ آزادسازی انرژی کرنشی در دو مود دیگر بسیار کمتر است و از آن صرف نظر می‌گردد. نیروی بحرانی در این حالت برابر با 1200 N می‌شود.

با مشاهده تصاویر 7 و 8 مشخص می‌شود که در این حالت از بارگذاری و لایه چینی، مقدار $G_{II, \max}$ از مقدار $G_{I, \max}$ بیشتر است. در شکل 8 پارامتر معیار گسترش ترک توانی در طول ترک a به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$a = \left(\frac{G_I}{G_{Ic}}\right)^{1.6} + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIc}}\right)^{1.6} \quad (6)$$

در نگاه اول اینگونه به نظر می‌رسد که گسترش ترک و جدایش بین لایه‌ای تحت اثر مود II رخ می‌دهد اما توجه به دو نکته در این باره ضروری است. اولین نکته آن است که محل رخ دادن $G_{I, \max}$ و $G_{II, \max}$ با یکدیگر متفاوت است و نمی‌توان اثر این دو را به صورت خطی با یکدیگر جمع نمود. نکته دوم این است که مقاومت این ماده کامپوزیتی در برابر گسترش ترک تحت مود II شکست همانند اکثر کامپوزیت‌های پایه پلیمری نسبت به مود I بیشتر است و ترک‌های بین لایه‌ای در این مواد کامپوزیتی تحت اثر مود I بسیار راحت‌تر گسترش می‌یابند. با توجه به نکات گفته شده و شکل 8 مشخص می‌گردد با وجود اینکه $G_{II, \max}$ از $G_{I, \max}$ بیشتر است اما باز هم ترک تحت اثر مود I گسترش می‌یابد و جدایش بین لایه‌ای پدید آمده، ناشی از مود I بارگذاری است. این نتیجه‌گیری برای ارائه مدل‌های تحلیلی در این زمینه بسیار سودمند است زیرا می‌توان از اثر مود II در گسترش ترک صرف‌نظر کرد بی آنکه خطایی در نتایج بدست آمده نسبت به مقادیر تجربی به وجود بیاید.

با انجام مراحل قبلی برای حالتی که تعداد لایه‌های زیر مته تغییر نماید، نیروی بحرانی جدایش بین لایه‌ای P_{cr} در هر مرحله محاسبه گردید و نتایج با تحلیل عددی زیتان و نتایج تجربی حاصل از پژوهش او [9] مقایسه شد. نتایج را در شکل 9 مشاهده می‌کنید.

¹ Power law

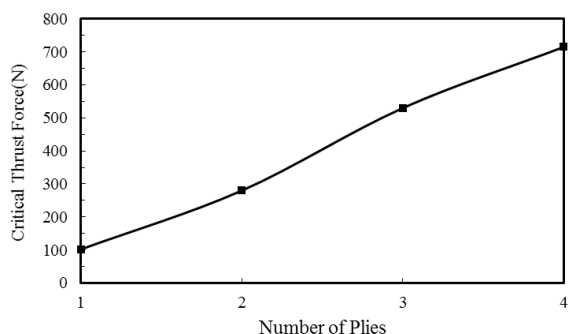


Fig.11 Critical thrust force vs number of plies(Crack propagation under chisel edge, Unidirectional layup)

شکل 11 نیروی عمودی بحرانی در برابر تعداد لایه‌های باقی‌مانده (گسترش ترک زیر جان مته، لایه‌چینی تک‌جهته)

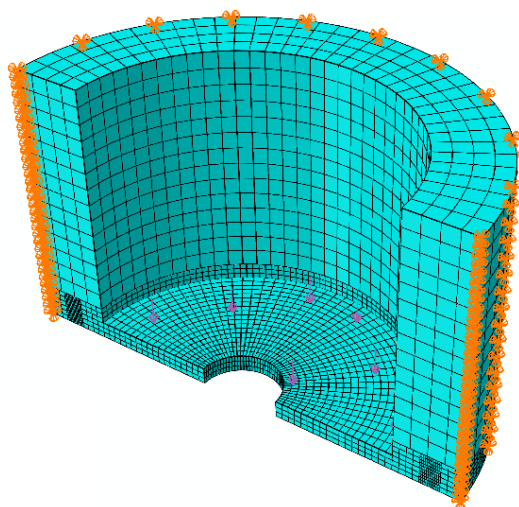


Fig.12 Model mesh pattern and force and boundary conditions implementation(Crack propagation under cutting edges)

شکل 12 مش بندی مدل و اعمال نیروها و شرایط مرزی (گسترش ترک زیر لبه‌های برنده)

گشتاور خمشی مقاومتی وجود نداشته باشد و شرایط تکیه‌گاه ساده برای نوک ترک بوجود بیاید.

بعد از انجام تمام مراحل که در قسمت‌های قبلی ذکر گردید، اقدام به حل مدل نمودیم و نیروی بحرانی متناظر با شروع جدایش بین لایه‌ای و همچنین توزیع G_I ، G_{II} و G_{III} بدست آمد. همانند گسترش ترک زیر جان مته، بازهم مقدار G_{III} ناچیز است و از رسم نمودار توزیع آن صرف‌نظر می‌گردد. در این حالت نیروی بحرانی برابر با 135 N شد و توزیع G_I و G_{II} نیز در شکل 13 آورده شده است. با توجه در نمودار شکل 13 مشخص است که محل رخ دادن $G_{I,max}$ با جهت قرارگیری الیاف مطابقت دارد. دلیل این امر این است که تنش بیشینه‌ای که باعث باز شدن لبه‌های ترک می‌شود در همین راستا یعنی جهت قرارگیری الیاف رخ می‌دهد و این به خاطر ماهیت ارتوتروپ ماده مورد مطالعه است که خواص آن در جهت‌های مختلف متفاوت است. در شکل 14 توزیع تنش ون مایز را برای این حالت مشاهده می‌نمایید. حتی شکل کلی نمودارهای توزیع G_I و G_{II} نیز که توزیعی شبیه نمودارهای سینوسی دارد نیز از همین ماهیت ارتوتروپ حاصل می‌شود. همانند قسمت قبلی این بار نیز بحرانی‌ترین لایه، لایه آخر است زیرا با نیروی کمتری در آستانه جدایش بین لایه‌ای قرار می‌گیرد که این امر در نمودار آورده شده در شکل 15 به خوبی نمایان است.

بخش اول تحلیل در کار صورت گرفته توسط زیتان نیز وجود داشت و با لحاظ نمودن یک سری از اصلاحات، تنها دقت آن افزایش یافته و نتایج حاصل از آن به نتایج تجربی نزدیک گردید اما در قسمت دوم گسترش ترک در زیر لبه‌های برنده بررسی می‌گردد که این بخش از تحلیل توسط زیتان انجام نگرفته است. اهمیت تحلیل گسترش ترک و بدست آوردن نیروی بحرانی جدایش بین لایه‌ای در حالتی که جان مته از قطعه‌کار خارج شده است، از این روست که در صورتی که ترک رشد کند و موقعیت آن از قطر سوراخ فراتر رود، این ترک بوجود آمده حتی بعد از اتمام سوراخکاری در سازه باقی می‌ماند و استحکام سازه را در برابر نیروهایی که در حین استفاده به آن وارد می‌شود، کاهش می‌دهد.

برای خواص مکانیکی و شکستی که در انجام تحلیل مورد نیاز است، از پژوهش صورت گرفته توسط زیتان [9] استفاده گردید. در کاری که توسط او انجام شده بود دو کامپوزیت T700/M21 و T2H-EH25 مورد بررسی قرار گرفت که برای تحقیق حاضر، خواص کامپوزیت تک‌جهته T700/M21 مورد استفاده قرار گرفته است که در جدول 1 قابل مشاهده است. قسمت اول دقیقاً همانند حالتی است که در بخش‌های پیشین انجام شد و نتایج بدست آمده از آن را در شکل‌های 10 و 11 مشاهده می‌کنید.

همانطور که شکل 11 نشان می‌دهد، بحرانی‌ترین لایه، لایه آخر است زیرا با نیروی کمتری در آستانه جدایش بین لایه‌ای قرار می‌گیرد. همچنین با توجه به نموداری که در شکل 10 آمده است مشخص می‌گردد که مود غالب گسترش ترک و شروع جدایش بین لایه‌ای، مود I می‌باشد. به این علت که اولاً $G_{I,max}$ از $G_{II,max}$ بیشتر است و ثانیاً ماده کامپوزیتی مورد بررسی در مود I گسترش ترک، بسیار راحت‌تر دچار شکست می‌شود و مقاومت آن در برابر گسترش ترک در مود I پایین‌تر است.

در قسمت دوم، گسترش ترک و جدایش بین لایه‌ای بعد از بیرون آمدن جان مته از قطعه‌کار و هنگامی است که فقط لبه‌های برنده با قطعه در تماس هستند. در شکل 12 مدل ارائه شده را در حالتی که تنها 1 لایه زیر مته باقی مانده است مشاهده می‌نمایید.

در این مدل از هندسه مخروطی سر مته صرف‌نظر شده است زیرا طی پژوهشی که ریم [13] در همین زمینه انجام داده است مشخص شده است که برای تحلیل گسترش ترک زیر لبه‌های برنده، در صورت صرف‌نظر کردن از هندسه سر مته، تفاوت قابل توجهی در نتایج نسبت به حالت اصلی پدید نمی‌آید. طول ترک اولیه در این حالت نیز مثل قسمت قبل (گسترش ترک زیر جان مته) 0.5 mm در نظر گرفته شده است و باز هم همانند قسمت قبلی، لبه بیرونی مدل که شرایط مرزی در آنجا اعمال می‌شود، به گونه ایست که

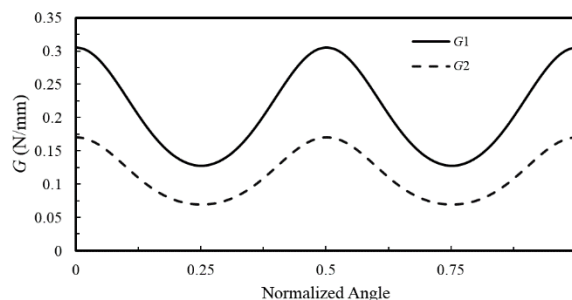


Fig.10 G_I and G_{II} distribution along crack tip(Crack propagation under chisel edge, 1 ply under drill)

شکل 10 توزیع G_I و G_{II} در طول ترک (گسترش ترک زیر جان مته، 1 لایه باقی‌مانده زیر مته)

نامیده می‌شوند) در سوراخکاری مواد کامپوزیتی علی‌الخصوص کامپوزیت تک جهته کربن/اپوکسی بود تا مشخص گردد که آیا مود II هیچگونه تأثیری در گسترش ترک و جدایش بین لایه‌ای دارد یا خیر و اگر پاسخ این سؤال مثبت است، سهم آن در این پدیده حین سوراخکاری کامپوزیت‌های چندلایه چه میزان است. بعد از اطمینان از صحت مدل عددی ارائه شده که با مقایسه نتایج آن با نتایج تجربی که از کار دیگر پژوهشگران بدست آمده بود حاصل گردید، با وارد کردن خواص ماده مورد نظر در این مدل تصحیح شده، توزیع G_I و G_{II} در طول ترک برای حالت‌های مختلف بدست آمد که به علت ناچیز بودن مقادیر G_{III} ، از آن صرف نظر شده است. مشخص گردید که در اکثر تحلیل‌های صورت گرفته در حالات مختلف، مقدار $G_{I,max}$ از مقدار $G_{II,max}$ بیشتر است. در بعضی لایه چینی‌ها $G_{II,max}$ از $G_{I,max}$ بیشتر می‌شود اما به دو دلیل باز هم مود غالب شکست همان مود I است. این دو دلیل عبارت‌اند از:

1. متفاوت بودن محل رخ دادن $G_{I,max}$ و $G_{II,max}$
 2. کمتر بودن مقاومت کامپوزیت کربن/اپوکسی در برابر گسترش ترک در مود I (G_{Ic}) از مقدار مشابه در مود II (G_{IIc})
- متفاوت بودن محل رخ دادن بیشینه G_I و G_{II} سبب می‌شود که نتوان اثر هر دو مود شکست را در معیار توانی گسترش ترک $(\frac{G_I}{G_{Ic}})^{1.6} + (\frac{G_{II}}{G_{IIc}})^{1.6} = 1$ با یکدیگر جمع نمود و کمتر بودن مقدار G_{Ic} نسبت به G_{IIc} برای ماده مورد بررسی، که مقدار آن تقریباً یک سوم G_{IIc} است، سبب می‌گردد تا گسترش ترک و جدایش بین لایه‌ای از جایی شروع شود که مقدار G_I به حداکثر خود می‌رسد و تنها G_{Ic} عامل تعیین کننده در مقدار نیروی عمودی بحرانی در سوراخکاری باشد. پس با توجه به نتایج بدست آمده از تحلیل عددی حاضر می‌توان به صورت مستند نتیجه گرفت که مود II در فرآیند گسترش ترک بین لایه‌ای در سوراخکاری مواد کامپوزیتی بی تأثیر است.

برای درک بهتر فرآیند گسترش ترک و ایجاد جدایش بین لایه‌ای در حین سوراخکاری صفحات کامپوزیتی می‌توان کارهای زیر را انجام داد:

1. ارائه یک مدل سه بعدی از چگونگی گسترش ترک در کامپوزیت حین سوراخکاری با در نظر گرفتن هندسه مته و اعمال گشتاور برای بررسی اثر مود III (مود پارگی) و بدست آوردن سهم هر کدام از مودهای I و II در جدایش بین لایه‌ای
2. استفاده از روش اجزاء محدود توسعه یافته¹ برای بررسی دقیق تر گسترش ترک و بدست آوردن پارامترهای مربوطه
3. انجام یک تحلیل المان محدود گسترش ترک و مشخص کردن محدوده رشد ترک و مقایسه با نتایج تجربی
4. استفاده از هندسه‌های مختلف مته در تحلیل المان محدود و بررسی مقادیر G_I و G_{II} بوجود آمده و در صورت اثبات بسط دادن نتیجه بدست آمده در این پژوهش به تمامی هندسه‌های مختلف مته

5- فهرست علائم

E	مدول الاستیک (MPa)
G	مدول برشی (MPa)
G_{Ic}	نرخ آزادسازی انرژی بحرانی مود I (N/mm)
G_{IIc}	نرخ آزادسازی انرژی بحرانی مود II (N/mm)

¹ Extended Finite Element Method (XFEM)

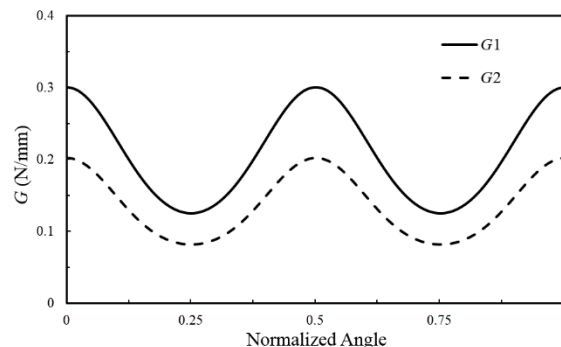


Fig.13 G_I and G_{II} distribution along crack tip (Crack propagation under cutting edges, 1 ply under drill)

شکل 13 توزیع G_I و G_{II} در طول ترک (گسترش ترک زیر لبه‌های برنده، 1 لایه باقی مانده زیر مته)

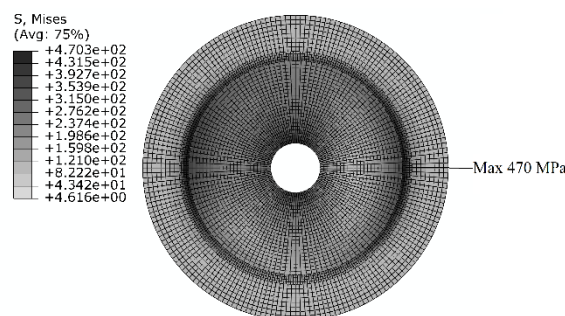


Fig.14 Von mises stress distribution along crack tip (Crack propagation under cutting edges, 1 ply under drill)

شکل 14 توزیع تنش ون میز در طول ترک (گسترش ترک زیر لبه‌های برنده، 1 لایه باقی مانده زیر مته)

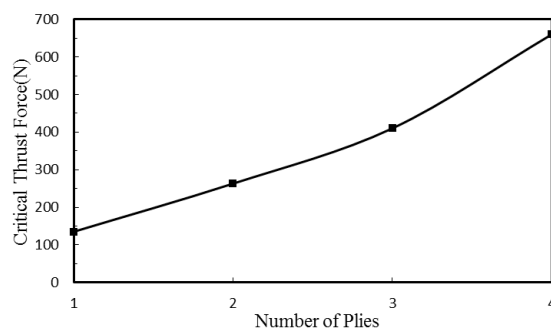


Fig.15 Critical thrust force vs number of plies (Crack propagation under cutting edges, Unidirectional layout)

شکل 15 نیروی عمودی بحرانی در برابر تعداد لایه‌های باقی مانده (گسترش ترک زیر لبه‌های برنده، لایه چینی تک جهته)

همانند قسمت قبل (گسترش ترک در زیر جان مته) در این قسمت نیز به همان دلایلی که ذکر شد، مود غالب در بروز پدیده جدایش بین لایه‌ای، مود I یا همان مود بازشوندگی است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که صرف نظر از اینکه جان مته هنوز درون قطعه کار باشد یا از آن بیرون آمده باشد، مود I باعث گسترش ترک و بروز جدایش بین لایه‌ای می‌شود و مود II یا مود برشی تأثیر آنچنانی در بروز این پدیده و اثرات ناشی از آن در سازه ندارد.

4- بحث و نتیجه گیری

هدف از انجام این پژوهش استفاده از مدلی عددی به منظور پیش بینی سهم هر کدام از مودهای I و II شکست (که به ترتیب مود بازشوندگی و مود برشی

- [9] R. Zitoun, F. Collombet, Numerical prediction of the thrust force responsible of delamination during the drilling of the long-fibre composite structures, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 38, No. 3, pp. 858-866, 2007.
- [10] C. Tsao, Effect of induced bending moment (IBM) on critical thrust force for delamination in step drilling of composites, *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, Vol. 59, No. 2, pp. 1-5, 2012.
- [11] C. Tsao, H. Hocheng, Effects of peripheral drilling moment on delamination using special drill bits, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 201, No. 1, pp. 471-476, 2008.
- [12] L. M. P. Durão, J. M. R. Tavares, V. H. C. De Albuquerque, J. F. S. Marques, O. N. Andrade, Drilling damage in composite material, *Materials*, Vol. 7, No. 5, pp. 3802-3819, 2014.
- [13] P. Rahme, Y. Landon, F. Lachaud, R. Piquet, P. Lagarrigue, Delamination-free drilling of thick composite materials, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 72, No. 3, pp. 148-159, 2015.
- [14] O. Isbilir, E. Ghassemieh, Numerical investigation of the effects of drill geometry on drilling induced delamination of carbon fiber reinforced composites, *Composite Structures*, Vol. 105, No. 2, pp. 126-133, 2013.
- [15] N. Feito, J. López-Puente, C. Santiuste, M. Miguélez, Numerical prediction of delamination in CFRP drilling, *Composite Structures*, Vol. 108, No. 5, pp. 677-683, 2014.
- [16] Z. Qi, K. Zhang, Y. Li, S. Liu, H. Cheng, Critical thrust force predicting modeling for delamination-free drilling of metal-FRP stacks, *Composite Structures*, Vol. 107, No. 3, pp. 604-609, 2014.
- [17] R. Zitoun, V. Krishnaraj, F. Collombet, S. Le Roux, Experimental and numerical analysis on drilling of carbon fibre reinforced plastic and aluminium stacks, *Composite Structures*, Vol. 146, No. 6, pp. 148-158, 2016.
- [18] H. Hosseini-Toudeshky, B. Hamidi, B. Mohammadi, H. Ovesi, Finite element based prediction of failure in laminated composite plates, *Fracture of Nano and Engineering Materials and Structures: Proceedings of the 16th European Conference of Fracture*, Alexandroupolis, Greece, July 3-7, 2006.
- [19] H. Hosseini-Toudeshky, M. Saber, B. Mohammadi, Finite element crack propagation of adhesively bonded repaired panels in general mixed-mode conditions, *Finite Elements in Analysis and Design*, Vol. 45, No. 2, pp. 94-103, 2009.
- [20] D. Broek, *Elementary Engineering Fracture Mechanics*, pp. 120-132, New York: Springer Science & Business Media, 2012.
- [21] R. Krueger, Virtual crack closure technique: history, approach, and applications, *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 57, No. 2, pp. 109-143, 2004.

G_I نرخ آزادسازی انرژی مود I (N/mm)
 G_{II} نرخ آزادسازی انرژی مود II (N/mm)

زیر نویس‌ها

max بیشینه
 min کمینه
 1 جهت قرارگیری الیاف
 2 جهت عمود بر قرارگیری الیاف
 3 جهت لایه چینی کامپوزیت

6- مراجع

- [1] J. P. Davim, P. Reis, C. C. Antonio, Experimental study of drilling glass fiber reinforced plastics (GFRP) manufactured by hand lay-up, *Composites Science and Technology*, Vol. 64, No. 2, pp. 289-297, 2004.
- [2] J. Y. Sheikh-Ahmad, *Machining of Polymer Composites*, pp. 150-160, New York: Springer, 2009.
- [3] G. DiPaolo, S. Kapoor, R. DeVor, An experimental investigation of the crack growth phenomenon for drilling of fiber-reinforced composite materials, *Journal of Engineering for Industry*, Vol. 118, No. 1, pp. 104-110, 1996.
- [4] H. Hocheng, C. Tsao, Effects of special drill bits on drilling-induced delamination of composite materials, *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, Vol. 46, No. 12, pp. 1403-1416, 2006.
- [5] H. Hocheng, C. Tsao, Comprehensive analysis of delamination in drilling of composite materials with various drill bits, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 140, No. 1, pp. 335-339, 2003.
- [6] F. Shen, K. Lee, T. Tay, Modeling delamination growth in laminated composites, *Composites Science and Technology*, Vol. 61, No. 9, pp. 1239-1251, 2001.
- [7] C. Tsao, H. Hocheng, Effect of eccentricity of twist drill and candle stick drill on delamination in drilling composite materials, *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, Vol. 45, No. 2, pp. 125-130, 2005.
- [8] S. P. Timoshenko, S. Woinowsky-Krieger, *Theory of Plates and Shells*, pp. 115-123, New York: McGraw-hill, 1959.