



## مدل سازی و تحلیل رفتار مکانیکی چندلایه‌های کامپوزیتی دریل کاری شده تحت بار کششی و فشاری

مهناز ذاکری<sup>1\*</sup>، هادی قسمتی کوچکی<sup>2</sup>، مجیدرضا آیت‌اللهی<sup>3</sup>

1- دانشیار، آزمایشگاه پژوهشی سازه‌های پیشرفته، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

2- فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

3- استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

\* تهران، صندوق پستی 16765-3381، m.zakeri@kntu.ac.ir

### چکیده

### اطلاعات مقاله:

در این مقاله، ابتدا روند مدل‌سازی تورق ناشی از فرآیند دریل کاری سنتی با مته دریل پیچشی در چندلایه‌های کامپوزیتی در بستر اجزاء محدود، شرح داده شده و نتایج دریل کاری در یک چندلایه بررسی می‌گردد. سپس رفتار مکانیکی این چندلایه حاوی تورق، تحت بارگذاری تک‌محوری مورد مطالعه قرار گرفته و نتایج تحلیل حاضر با ادبیات موجود مورد مقایسه قرار می‌گیرد. برای این تحلیل، ویژگی‌ها و رفتار مکانیکی و استحکامی لایه‌های کامپوزیت به ترتیب با نگارش قوانین ساختاری مواد ناهمسانگرد و معیار آسیب هاشین، در قالب زیرروال وی یومت در نرم‌افزار آباکوس به لایه‌ها اختصاص داده می‌شود. به منظور پایش پدیده تورق، بین لایه‌ها از المان‌های چسبندۀ تابع قانون کشش-جدایش دو خطی استفاده می‌شود. بین نتایج تحلیل اجزاء محدود حاضر و نتایج پژوهش‌های پیشین تطابق خوبی برقرار است. در ادامه، رفتار چندلایه کامپوزیتی سوراخ‌دار حاوی تورق اولیه ناشی از دریل کاری، تحت بار کششی و فشاری مورد بررسی قرار می‌گیرد. نتایج نشان می‌دهد در حالتی که تورق اولیه در اطراف سوراخ اعمال شود، نسبت به حالتی که صفحه سوراخ‌دار بدون توجه به تورق اولیه تحلیل شود، استحکام کششی و فشاری قطعه به ترتیب به طور میانگین به میزان 5.5 و 19.5 درصد کاهش یافته است. هر چه اندازه ناحیه تورق بیشتر باشد، افت استحکام نیز بیشتر خواهد بود.

دریافت: 1401/09/27

پذیرش: 1402/01/09

### کلیدواژگان

کامپوزیت‌های چندلایه، سوراخکاری، تورق، بار تک‌محوری، تحلیل اجزاء محدود

## Modeling and analysis of drilled laminated composites mechanical behavior subjected to tensile and compressive loads

Mahnaz Zakeri<sup>1\*</sup>, Hadi Ghesmati-Kucheki<sup>2</sup>, Majid Reza Ayatollahi<sup>2</sup>

1- Advanced Structures Research Laboratory, Aerospace Engineering Department, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

2- School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

\* P.O.B. 16765-3381, Tehran, Iran, m.zakeri@kntu.ac.ir

### Keywords

Laminated composites, drilling, delamination, uniaxial loading, finite element analysis

### Abstract

In this paper, first, the process of modeling the delamination due to the traditional drilling process with twist bit in composite laminates in the finite element bed has been described and the drilling results in a laminate have been investigated. Then, the mechanical behavior of this laminate containing the delamination was studied under uniaxial loading and the results of the analysis were compared with the literature. For this analysis, the mechanical and strength properties and behavior of the composite layers were assigned by writing the structural laws of anisotropic materials and the Hashin damage criterion, respectively, in the form of VUMAT subroutine in ABAQUS software. To monitor the delamination phenomenon, cohesive elements between the layers were used based on the bilinear traction-separation law. There was a good agreement between the results of the present finite element analysis and the previous researches. In the following, the behavior of drilled composite laminate containing primary drilling-induced delamination under tensile and compressive loads was investigated. The results show that in the case where the initial delamination was applied around the hole, the tensile and compressive strength of the laminate decrease by 5.5 and 19.5 percent on average, respectively, compared to the case where the drilled plate was analysed regardless of the initial delamination. The larger the delamination area, the greater the strength drop.

Please cite this article using:

برای ارجاع به مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Zakeri, M., Ghesmati-Kucheki, H., Ayatollahi, M. R., "Modeling and analysis of drilled laminated composites mechanical behavior subjected to tensile and compressive loads." In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 9, No. 3, pp. 2033-2045, 2023.  
https://doi.org/10.22068/JSTC.2023.558291.1796

## 1- مقدمه

چندلایه‌های کامپوزیتی به علت داشتن ویژگی‌های منحصر به فردی مانند نسبت مقاومت به وزن بالا، مقاوم بودن در برابر عناصر خوردنده، استحکام مناسب در برابر بارهای نوسانی و جذب انرژی بالا، طی سال‌های اخیر مورد توجه صنایع مختلف قرار گرفته‌اند [1]. عملیات ماشین‌کاری قطعات، بخش جدایی‌ناپذیری از فرآیند تولید محصولات صنعتی می‌باشد. عواملی مانند ساختار لایه‌های کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف، خاصیت سایندگی بالای الیاف و مقاومت حرارتی پایین ماده زمینه یا ماتریس، منجر به پیچیدگی و دشواری عملیات ماشینکاری این نوع از مواد، می‌شود [2].

دریل کاری<sup>1</sup> یکی از متداول‌ترین انواع ماشین‌کاری قطعات صنعتی می‌باشد. در وسایل حمل و نقلی مانند هواپیما، این فرآیند جهت ایجاد بستر برای اتصال اجزاء مختلف و سرهم‌بندی آن‌ها و همچنین ایجاد بستر روی دیواره‌ها جهت عبور شیلنگ‌های هیدرولیک، کابل‌های الکتریکی و ... از یک بخش به بخش دیگر، بکار گرفته می‌شود. از آنجا که قطعه کامپوزیتی، از لایه‌های الیاف محصور در ماتریس تشکیل شده است، اعمال بار چرخه‌ای و ضربه، می‌تواند منجر به جدایی این لایه‌ها از هم شود. در صنعت و علوم مهندسی، این پدیده، با اصطلاح تورق<sup>2</sup> شناخته شده و یکی از چالش‌های مهم در زمینه سوراخکاری چندلایه-های کامپوزیتی می‌باشد. شکل‌گیری این پدیده اغلب غیر قابل مشاهده با چشم غیر مسلح بوده و به طور قابل ملاحظه‌ای قابلیت بارپذیری سازه را کاهش می‌دهد [3].

بنابه گزارش محققین، علت عدم تأیید حدود شصت درصد از قطعات کامپوزیتی سوراخکاری شده در صنایع هوافضایی، تورق ناشی از سوراخکاری می‌باشد [4]. در هر هواپیمای مسافربری، ایجاد یک الی دو میلیون سوراخ جهت سرهم‌بندی اجزای مختلف نیاز است؛ این عدد در هر بال حدود پنج هزار سوراخ، می‌باشد. از طرفی بنابه گزارش‌های موجود، حدود پنجاه درصد از هزینه‌ها در صنایع تولیدی هوافضایی، مربوط به بخش سرهم‌بندی می‌باشد. بنابراین واکاوی دقیق رخداد آسیب ناشی از ماشینکاری به منظور جلوگیری از هدر رفت سرمایه، از الزامات تحقیقاتی بخش سازه، تلقی می‌شود [5-7].

متغیرهای مختلفی بر کیفیت سوراخ ایجاد شده و میزان وقوع آسیب ناشی از دریل کاری مؤثر هستند؛ هندسه مته دریل<sup>3</sup>، نرخ تغذیه ابزار<sup>4</sup>، سرعت برش، تأثیر ساییده شدن ابزار، حرارت تولیدی ناشی از تماس ابزار و قطعه، زاویه الیاف از جمله مهم‌ترین این عوامل می‌باشند، که باید قبل از بکارگیری این فرآیند در سازه‌های بزرگی مانند هواپیما، تأثیر هر کدام از این عوامل بر کیفیت سوراخ مورد بررسی قرار گیرد [8,3]. هزینه بالای ساخت چندلایه‌های کامپوزیتی و گران‌قیمت بودن ابزار برش، تعداد آزمایش‌های در زمینه دریل کاری این نوع مواد را محدود می‌کند. بدین منظور سال‌هاست که محققین به دنبال ابزارهای جایگزین و مطمئن می‌باشند. از آنجایی که چندلایه کامپوزیتی ذاتاً خاصیت غیر همسانگرد دارد و طی فرآیند دریل کاری عوامل مختلفی درگیر هستند، لذا ارائه روابط تحلیلی فرم بسته برای پیش‌بینی آسیب ناشی از دریل کاری به طوری که جایگزین یا مکمل مناسبی برای آزمون‌های تجربی باشد، تقریباً غیرممکن به نظر می‌رسد.

با توجه به این قضیه و در نظرگیری پیشرفت چشم‌گیر رایانه‌ها با توان پردازشی بالا طی سال‌های اخیر، روش‌های عددی یک گزینه مناسب جهت

پیش‌بینی آسیب ناشی از فرآیند دریل کاری چندلایه‌های کامپوزیتی بشمار می‌روند. طی سال‌های اخیر پژوهش‌های متعددی توسط محققین مختلف انجام شده است. فادنیس و همکاران [9] با نگارش معیار آسیب هاشین-پاک<sup>5</sup> در قالب زیر روال وی یومت<sup>6</sup> و تخصیص آن به چندلایه تقویت شده با الیاف کربن و همچنین بکارگیری المان‌های چسبنده<sup>7</sup> مابین لایه‌ها، گزارش دادند که مدل اجزاء محدود با دقت مناسبی نیروی پیشروی<sup>8</sup> و گشتاور پیچشی را پیش‌بینی می‌کند. همچنین ابعاد تورق ناشی از سوراخکاری در ورودی مته با دقت خوبی پیش‌بینی کرده، هر چند ابعاد تورق در خروجی مته را کمی بیشتر از اندازه بدست آمده از آزمون تجربی، ارائه می‌دهد.

ایسبیلر و قاسمی [10,11] با نگارش معیار آسیب هاشین در قالب زیر روال وی یومت و تخصیص آن به چندلایه تقویت شده با الیاف کربن و همچنین بکارگیری سطح چسبنده<sup>9</sup> مابین لایه‌ها، گزارش کردند که مدل عددی توانایی خوبی در پیش‌بینی ابعاد تورق، نیروی پیشروی و گشتاور را داشته و می‌توان تأثیر تغییر هندسه مته و نرخ تغذیه و سرعت برش بر ابعاد تورق را به خوبی با مدل‌سازی اجزاء محدود بررسی کرد. فیتو و همکاران [12-14] در مجموعه تحقیقاتی که انجام دادند، گزارش کردند که مدل اجزاء محدود در پیش‌بینی نیروی پیشروی ابزار و ابعاد تورق به خوبی عمل کرده و اختلاف اندکی با نتایج حاصل از آزمایش‌های تجربی دارد. این محققین ذکر کردند که روش اجزاء محدود توانایی بالایی برای کاهش هزینه‌های آزمایش در جهت بررسی تأثیرگذاری متغیرهای مختلف بر پدیده تورق و نیز بررسی فرآیند سوراخکاری چندلایه در شرایط و هندسه‌های پیچیده، می‌تواند داشته باشد.

با توجه به اینکه قطعات کامپوزیتی سوراخ شده در وسایل حمل و نقل مانند هواپیما، به طور پیوسته تحت انواع بار از جمله بارهای کششی و فشاری قرار می‌گیرند، لازم است رفتار مکانیکی این قطعات تحت بار محوری مورد مطالعه قرار گیرد. در حوزه بررسی رفتار مکانیکی قطعات کامپوزیتی حاوی سوراخ اولیه، تحت بار کششی و فشاری مطالعات زیادی توسط محققین مختلف صورت گرفته است. چنگ و لسارد [15]، یکی از اولین افرادی بودند که به صورت تجربی، تحلیلی و عددی رفتار قطعات کامپوزیتی سوراخ‌دار تحت بار فشاری را مورد مطالعه قرار دادند. این محققین مدل آسیب پیشرونده به منظور پیش‌بینی مودهای خرابی و استحکام قطعات ارائه دادند که بنابه گزارش ایشان، تطابق خوبی با نتایج حاصل از آزمون تجربی داشته است.

ستیانارایانا و رزیکپ<sup>10</sup> [16]، با نگارش معیار آسیب هاشین-روت<sup>11</sup> در قالب زیرروال وی یومت، نوع و بار خرابی قطعات کامپوزیتی سوراخ‌دار تحت کشش با تعداد لایه و قطر سوراخ متغیر را در نرم‌افزار آباکوس مورد بررسی قرار دادند. طبق گزارش این محققین، مدل خرابی پیشرونده<sup>12</sup> با معیار هاشین-روت جهت پیش‌بینی شروع آسیب و افت آنی خواص با ضرب متغیر آسیب در قانون ساختاری مواد ناهمسانگرد، جهت پیش‌بینی تکامل آسیب، توانایی خیلی خوبی در پیش‌بینی نوع و بار خرابی دارد.

ایدی و کیس [17]، با مطالعه تجربی و عددی قطعات کامپوزیتی سوراخ‌دار با قطر سوراخ و لایه چینی مختلف تحت بار کششی، گزارش کردند که با افزایش قطر سوراخ به سه برابر قطر اولیه، استحکام قطعه تا نصف کاهش می‌باشد. طبق گزارش همین محققین، تطابق خوبی میان نتایج آزمون‌های تجربی و مدل المان محدود برقرار می‌باشد. در تحقیق دیگری طاهری بهروز و بخشان [18]، با بکار

<sup>7</sup> Cohesive elements

<sup>8</sup> Thrust force

<sup>9</sup> Cohesive surface

<sup>10</sup> Satyanarayana and Przekop

<sup>11</sup> Rotem

<sup>12</sup> Progressive failure

<sup>1</sup> Drilling

<sup>2</sup> Delamination

<sup>3</sup> Drill bit geometry

<sup>4</sup> Drill Feed rate

<sup>5</sup> Hashin-Puck

<sup>6</sup> UMAT subroutine

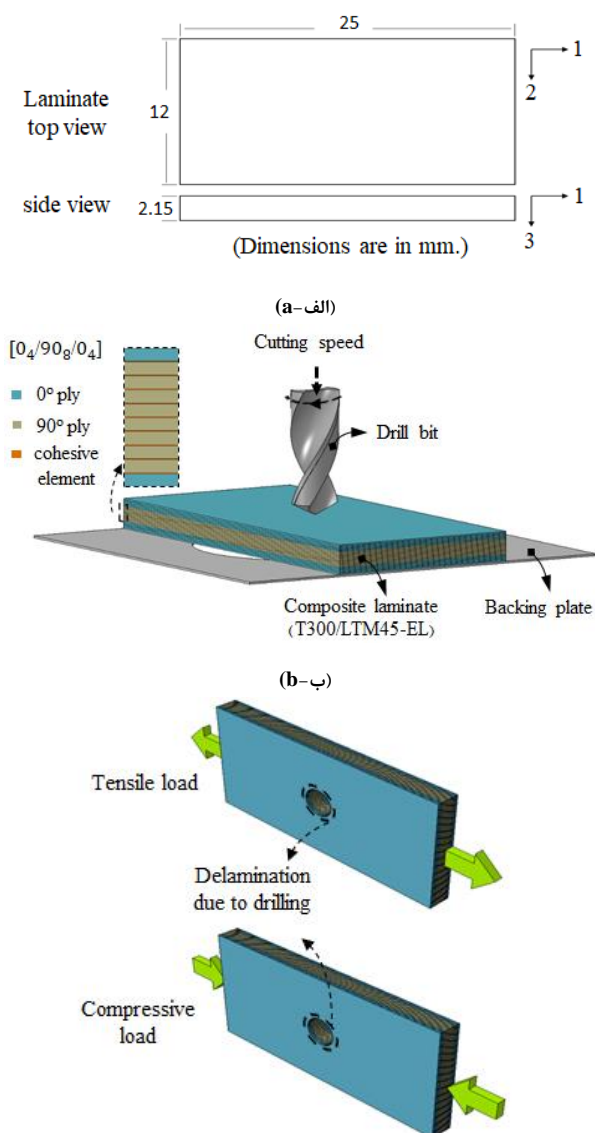


Fig. 1 Geometric specifications and loading of composite laminate. a) Drilling, b) Loading

شکل 1 مشخصات هندسی و بارگذاری چندلایه کامپوزیتی. الف) سوراخکاری، ب) بارگذاری

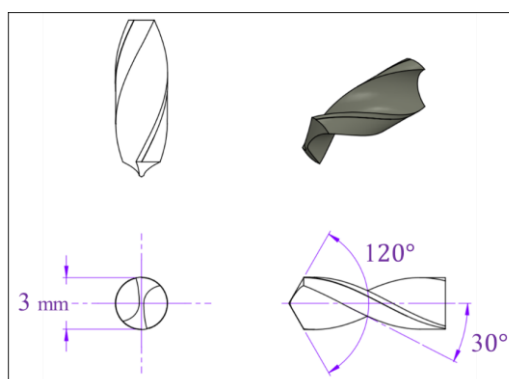


Fig. 2 Drill bit geometry

شکل 2 هندسه مته دریل

گیری آزمون تجربی و مدل خرابی سه بعدی پیشرونده در قالب زیرروال یومت در نرم‌افزار آباکوس، گزارش کردند که نسبت استحکام قطعه کامپوزیتی بافته سوراخ‌دار تحت بار کششی، با قطر سوراخ ده میلی‌متر به قطعه بدون سوراخ، تقریباً با ضریب 0.6 افت می‌کند. طبق گزارش همین محققین نتایج حاصله از معیارهای بیشینه تنش و تسای-وو<sup>1</sup>، تطابق خوبی با نتایج حاصله از آزمون‌های تجربی برای کامپوزیت بافته، داشته است.

مندل و چاکرابارتی [19]، با تعریف معیارهای آسیب هاشین برای پیش‌بینی آسیب الیاف و ماتریس، معیار لسارد-شکریه برای پیش‌بینی تورق و معیار نادری-مالینیو<sup>2</sup> برای پیش‌بینی آسیب برشی میان الیاف و ماتریس در قالب زیرروال یومت و اعمال آن بر قطعه کامپوزیتی سوراخ‌دار تحت بار کششی یک طرفه، گزارش کردند که جابه‌جایی در شکست درمقایسه با بار شکست، زمانی که حدود 25 درصد لایه‌ها در راستای اعمال بار باشند، وابستگی بسیار اندکی به نوع لایه چینی دارد.

خچای و همکاران [20]، با استفاده از روش همبستگی تصاویر دیجیتالی و روش اجزاء محدود، قطعات کامپوزیتی حاوی سوراخ با شکل و اندازه سوراخ مختلف، تحت بار کششی را مورد بررسی قرار دادند. طبق گزارش این محققین، استحکام کششی به شکل و اندازه سوراخ، زاویه جهت‌گیری الیاف و توزیع تنش بستگی دارد؛ با افزایش اندازه سوراخ، ضریب تمرکز تنش (SCF)<sup>3</sup> و ناحیه آسیب افزایش یافته ولی استحکام کاهش می‌یابد. شکست نمونه‌ها به علت تمرکز کرنش و گسیختگی الیاف در ناحیه سوراخ و اثر لبه سوراخ<sup>4</sup> گزارش شده است. با وجود مطالعه چندلایه‌های سوراخ‌دار، تاکنون مدل‌سازی کاملی جهت بررسی اثر تورق اولیه ناشی از دریل کاری بر رفتار مکانیکی قطعات سوراخ شده تحت بار کششی-فشاری و میزان کارایی استفاده از روش اجزاء محدود در تحلیل این مسئله، ارائه نشده است. از اینرو در پژوهش حاضر سعی شده است با بکارگیری روش اجزاء محدود، تورق اولیه ناشی از دریل کاری بر روی المان-های چسبیده مابین لایه‌ها مدل‌سازی شده و سپس رفتار مکانیکی این چندلایه کامپوزیتی سوراخ‌دار تحت بار کششی و فشاری، مورد مطالعه قرار گیرد.

## 2- بیان مسأله و روش تحقیق

مسئله مورد بررسی در مقاله حاضر، یک چندلایه کامپوزیتی مستطیلی از جنس T300/LTM45-EL است که پس از سوراخ‌کاری با دریل، تحت بارگذاری داخل صفحه‌ای قرار می‌گیرد. ابعاد و لایه چینی قطعه مطابق شکل 1 است. مدل‌سازی و حل این مسئله طی دو مرحله شامل مرحله سوراخکاری چندلایه کامپوزیتی و مرحله اعمال بار بر قطعه سوراخ شده، انجام می‌گیرد. در ادامه به شرح جزئیات مدل‌سازی پرداخته می‌شود.

### 1-2- سوراخکاری چندلایه کامپوزیتی

#### 1-1-2- مدل‌سازی مته دریل

برای سوراخکاری چندلایه مورد نظر، از یک مته دریل با جنس کاربید تنگستن مطابق شکل 2 استفاده شده است. مدول یانگ و ضریب پواسون ماده بصورت  $E = 534 \text{ GPa}$  و  $\nu = 0.22$  نظر گرفته شده [21] و مدل‌سازی هندسی مته دریل در نرم‌افزار سالیدورک انجام گرفت. مشخصات هندسی و مکانیکی این مته دریل مطابق جدول 1 می‌باشد و تمام مؤلفه‌های حاصل ضرب ممان اینرسی، صفر هستند.

<sup>1</sup> Tsai-Wu

<sup>2</sup> Naderi- Maligno

<sup>3</sup> Stress concentration factor

<sup>4</sup> Hole edge effect

$$C_{11}^0 = E_{11}^0(1 - \nu_{23}\nu_{32})\Gamma \quad (2)$$

$$C_{22}^0 = E_{22}^0(1 - \nu_{13}\nu_{31})\Gamma \quad (3)$$

$$C_{33}^0 = E_{33}^0(1 - \nu_{12}\nu_{21})\Gamma \quad (4)$$

$$C_{12}^0 = E_{11}^0(\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31})\Gamma \quad (5)$$

$$C_{23}^0 = E_{22}^0(\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31})\Gamma \quad (6)$$

$$C_{13}^0 = E_{11}^0(\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32})\Gamma \quad (7)$$

$$\Gamma = 1/(1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}) \quad (8)$$

$$\nu_{21} = \left( \frac{E_{22}^0}{E_{11}^0} \right) \nu_{12} \quad \nu_{31} = \left( \frac{E_{33}^0}{E_{11}^0} \right) \nu_{13} \quad \nu_{32} = \left( \frac{E_{33}^0}{E_{22}^0} \right) \nu_{23} \quad (9)$$

که  $E_{11}^0, E_{22}^0, E_{33}^0$  مدول الاستیسیته و  $G_{12}^0, G_{13}^0, G_{23}^0$  مدول برشی، قبل از رخداد آسیب و  $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$  ضرایب پواسون می‌باشند. پیش‌بینی خرابی کامپوزیت‌ها، به علت ناهمگونی ساختاری این نوع مواد، چالش بزرگی است. تاکنون معیارها خرابی متعددی مطرح و توسط محققان مختلف، راستی آزمایی شده‌اند که از بین آن‌ها می‌توان به معیار خرابی تنش بیشینه، تسای-وو [22]، تسای-هیل [23]، هاشین [24] و پاک [25] اشاره کرد. البته برخی از این معیارها به علت در نظر نگرفتن ناهمگونی ماده و اندرکنش میان مؤلفه‌های تنش، دارای دقت کافی نمی‌باشند [26].

معیارهای خرابی مبتنی بر پایه فیزیکی، به علت قائل شدن تمایز میان الیاف و ماتریس، برای پیش‌بینی آسیب در کامپوزیت‌ها مناسب هستند که در این میان، معیار هاشین به علت تشخیص مودهای مختلف خرابی و همچنین اندرکنش میان مؤلفه‌های تنش، به عنوان یکی از پرکاربردترین معیارها در تحلیل شروع آسیب کامپوزیت‌ها شناخته می‌شود [26]. در معیار هاشین، چهار حالت آسیب شامل کشش الیاف، فشردن الیاف، کشش ماتریس و فشردن شدن ماتریس در نظر گرفته شده است که معادلات آن‌ها به ترتیب مطابق روابط (10) الی (13) می‌باشد.

$$F_f^T = \left( \frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \frac{\sigma_{12}^2 \sigma_{13}^2}{S_{xy}^2} \quad ; \quad (\sigma_{11} > 0) \quad (10)$$

$$F_f^C = \left( \frac{\sigma_{11}}{X_C} \right)^2 \quad ; \quad (\sigma_{11} \leq 0) \quad (11)$$

$$F_m^T = \left( \frac{1}{Y_T} \right)^2 (\sigma_{22} + \sigma_{33})^2 + \left( \frac{1}{S_{yz}} \right)^2 (\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \left( \frac{1}{S_{xy}} \right)^2 (\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2) \quad ; \quad (\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0) \quad (12)$$

$$F_m^C = \left( \frac{1}{Y_C} \right) \left[ \left( \frac{\sigma_{22}^2}{2\sigma_{23}} \right)^2 - 1 \right] (|\sigma_{22} + \sigma_{33}|) + \left( \frac{1}{2S_{yz}} \right)^2 (\sigma_{22} + \sigma_{33})^2 + \left( \frac{1}{S_{yz}} \right)^2 (\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \left( \frac{1}{S_{xy}} \right)^2 (\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2) \quad ; \quad (\sigma_{22} + \sigma_{33} \leq 0) \quad (13)$$

جدول 1 مشخصات هندسی و مکانیکی ([21]) مته دریل از جنس کاربید تنگستن

Table 1 Geometric and mechanical properties ([21]) of tungsten carbide drill bit

مقدار	مشخصه
$2 \times 10^{-6}$	جرم (tonne)
16.81	حجم ( $\text{mm}^3$ )
81.96	سطح ناحیه ( $\text{mm}^2$ )
$1.19 \times 10^{-8}$	چگالی ( $\text{tonne}/\text{mm}^3$ )
$X = Y = 0$ و $Z = -4.78$	مرکز جرم (mm)
$I_{xx} = 9.36 \times 10^{-6}$	ممان‌های اینرسی ( $\text{tonne} \cdot \text{mm}^2$ )
$I_{yy} = 9.38 \times 10^{-6}$	
$I_{zz} = 3.5 \times 10^{-7}$	

مته دریل مورد نظر را می‌توان در نرم‌افزار آباکوس، به صورت صلب یا تغییر شکل‌پذیر مورد تحلیل قرار داد. به دلایل مختلفی همچون ناهمسانگردی مواد، تخمین آسیب در هر المان، رفتار غیرخطی طی فرآیند دریل کاری، اجرای فرآیند دریل کاری چندلایه‌های کامپوزیتی در بستر اجزاء محدود حتی با رایانه‌هایی که پردازشگر قدرتمندی دارند، بسیار زمان‌بر است. در مقالاتی که طی سال‌های اخیر در این زمینه منتشر شده‌اند، برای تحلیل فرآیند دریل کاری، با توجه به بالا بودن استحکام کاربید تنگستن نسبت به کامپوزیت‌های پایه پلیمری، مته دریل صلب در نظر گرفته شده است [9-14] و این فرض در تحلیل حاضر نیز استفاده خواهد شد.

### 2-1-2- مدل‌سازی چندلایه کامپوزیتی

بعد از مدل‌سازی مته دریل، چندلایه کامپوزیتی مدل شده و خواص مکانیکی به آن، اختصاص داده می‌شود. با توجه به اینکه در مسئله حاضر تنش‌های برون صفحه‌ای نیز مورد توجه بوده و عامل ایجاد پدیده تورق می‌باشند، برای مش ریزی از المان‌های توپر و تحلیل سه بعدی استفاده می‌شود. برای هر لایه، یک دستگاه مختصات محلی به منظور بیان جهت الیاف، ماتریس و جهت عمودی تعبیه می‌شود. بعد از ایجاد هندسه لایه‌ها، خواص مکانیکی شامل ثابت‌های سفتی و استحکامی ماده به آن‌ها اختصاص داده می‌شود.

جهت پیش‌بینی شروع آسیب در چندلایه کامپوزیتی، از معیار هاشین سه بعدی استفاده می‌شود. از آنجا که این معیار برای المان‌های توپر در محیط نرم‌افزار آباکوس بصورت پیش‌فرض تعبیه نشده است، قانون ساختاری حاکم بر مواد ناهمسانگرد و معیار هاشین به صورت یک زیر روال به زبان فرترن نوشته شده و در محیط آباکوس فراخوانی می‌گردد.

قانون ساختاری برای مواد ارتوتروپیک مطابق معادله (1) است و مؤلفه‌های ماتریس سفتی در حالت عدم رخداد آسیب ( $C_{ij}^0$ ) با استفاده از روابط (2) الی (9) تعیین می‌شوند [10].

$$\begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{31} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{33} \\ \epsilon_{23} \\ \epsilon_{31} \\ \epsilon_{12} \end{pmatrix} \quad (1)$$

<sup>1</sup> Tsi-Hill

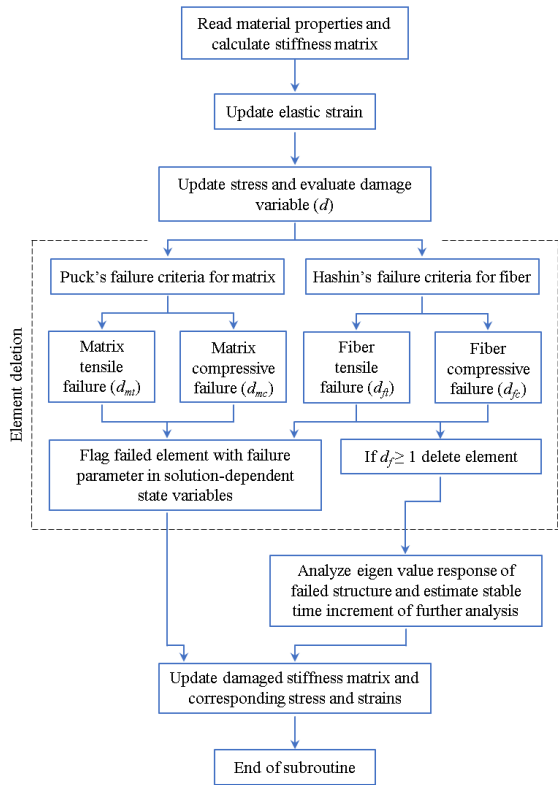


Fig. 3 Algorithm for implementing progressive damage in laminated composites in the form of VUMAT subroutine

شکل 3 روندنمای مربوط به پیاده سازی آسیب پیشرونده در چندلایه کامپوزیتی در قالب زیرروال وی یومت

جدول 2 خواص سفتی کامپوزیت کربن/اپوکسی تک جهته T300/LTM45-EL برحسب گیگاپاسکال [9]

Table 2 Anisotropic properties of T300/LTM45-EL unidirectional carbon/epoxy composite (GPa) [9]

$v_{23}$	$v_{12} = v_{13}$	$G_{23}^0$	$G_{12}^0 = G_{13}^0$	$E_{22}^0 = E_{33}^0$	$E_{11}^0$
0.45	0.31	4	5.6	9.1	127

جدول 3 خواص استحکامی ماده مرکب کربن/اپوکسی تک جهته T300/LTM45-EL برحسب مگاپاسکال [9]

Table 3 Strengths of T300/LTM45-EL unidirectional carbon/epoxy composite (MPa) [9]

$S_{13} = S_{23}$	$S_{12}$	$Y_c$	$Y_T$	$X_c$	$X_T$
210	115	214	111	1690	2720

تعیین مسیر رشد ترک در ناحیه مقابل نوک ترک را میسر می کند. در این مدل، معادلات مورد نیاز جهت تحلیل فرآیند شکست، ساده سازی و فقط در منطقه نوک ترک متمرکز شده و مشخصات ناحیه اطراف نوک ترک، بوسیله قانون کشش-جدایش<sup>۲</sup>، تعیین می گردد. این قانون، به سه متغیر سفتی اولیه (سفتی پنالته)<sup>۳</sup>، انرژی شکست بحرانی و استحکام میان سطحی<sup>۴</sup> وابسته می باشد. این متغیرها با معادله ماتریسی (23) به هم مرتبط می شوند [28,27].

در معادلات بالا،  $\sigma_{ij}$  مؤلفه تنش در محورهای محلی بوده،  $X_C$  و  $X_T$  به ترتیب استحکام کششی و فشاری الیاف و  $Y_C$  و  $Y_T$  به ترتیب استحکام کششی و فشاری ماتریس می باشند. زیر نویس های  $f$  و  $m$  به ترتیب مربوط به الیاف و ماتریس و  $T$  و  $C$  به ترتیب نشانگر کشش یا فشاری هستند.  $S_{xy}$  و  $S_{yz}$  نیز به ترتیب، استحکام برشی در صفحات (1-2) و (2-3) را نشان می دهند. طبق روابط (10) الی (13) آسیب زمانی رخ می دهد که مقدار حاصل از هر عبارت، برابر یا بیشتر از یک باشد. خواص سفتی و استحکامی کامپوزیت کربن/اپوکسی تک جهته T300/LTM45-EL به ترتیب در جداول 2 و 3 ارائه شده اند.

زمانی که هر یک از معادلات معیار آسیب هاشین ارضا شود، مود آسیب مربوطه شروع شده و در مرحله پیشروی آسیب، چندلایه دچار افت خواص مکانیکی خواهد شد. برای اعمال افت خواص، مدول های الاستیسیته و برشی اولیه، مطابق روابط (14) الی (19) در عملگرهای آسیب مربوط به الیاف، ماتریس و برش ( $d_s$ ،  $d_m$ ،  $d_f$ ) ضرب می شوند. این عملگرها مطابق روابط (20) الی (22) تعیین می شوند [10].

$$E_{11} = (1 - d_f)E_{11}^0 \quad (14)$$

$$E_{22} = (1 - d_f)(1 - d_m)E_{22}^0 \quad (15)$$

$$E_{33} = (1 - d_f)(1 - d_m)E_{33}^0 \quad (16)$$

$$G_{12} = (1 - d_s)G_{12}^0 \quad (17)$$

$$G_{23} = (1 - d_s)G_{23}^0 \quad (18)$$

$$G_{31} = (1 - d_s)G_{31}^0 \quad (19)$$

$$d_f = \begin{cases} 0 & \text{if } \sigma_{11} > 0 \text{ and } F_f^T < 1 \\ 1 & \text{if } \sigma_{11} > 0 \text{ and } F_f^T \geq 1 \\ 0 & \text{if } \sigma_{11} \leq 0 \text{ and } F_f^C < 1 \\ 1 & \text{if } \sigma_{11} \leq 0 \text{ and } F_f^C \geq 1 \end{cases} \quad (20)$$

$$d_m = \begin{cases} 0 & \text{if } (\sigma_{11} + \sigma_{11}) > 0 \text{ and } F_m^T < 1 \\ 1 & \text{if } (\sigma_{11} + \sigma_{11}) > 0 \text{ and } F_m^T \geq 1 \\ 0 & \text{if } (\sigma_{11} + \sigma_{11}) \leq 0 \text{ and } F_m^C < 1 \\ 1 & \text{if } (\sigma_{11} + \sigma_{11}) \leq 0 \text{ and } F_m^C \geq 1 \end{cases} \quad (21)$$

$$d_s = 1 - (1 - d_f)(1 - d_m) \quad (22)$$

طبق این روابط، اگر الیاف به طور کامل آسیب ببینند ( $d_f = 1$ )، بارپذیری قطعه کاملاً از بین می رود لذا تمامی مقادیر مدول ها در صفر ضرب خواهد شد. اما زمانی که ماتریس دچار آسیب کامل شود ( $d_m = 1$ )، تمامی مدول ها به غیر از  $E_{11}$  در صفر ضرب می شود، بدین معنی که قطعه کاملاً از بین نرفته و هنوز توانایی بارپذیری در راستای الیاف را دارد. روندنمای مربوط به پیاده سازی آسیب پیشرونده در چندلایه کامپوزیتی در قالب زیرروال وی یومت، در شکل 3 قابل مشاهده است [9].

به منظور بررسی پدیده تورق بعد از ایجاد لایه های کامپوزیت، می توان بین لایه ها از ناحیه چسبنده (CZ)<sup>۱</sup> بر پایه سطح یا المان استفاده کرد. مدل CZ

<sup>1</sup> Cohesive zone

<sup>2</sup> Traction-separation law

<sup>3</sup> Penalty stiffnesses

<sup>4</sup> Interfacial strengths

بنزگاه- کنان<sup>۶</sup> اشاره کرد. در پژوهش حاضر، بین لایه‌های کامپوزیت از المان- های چسبیده که از قانون ساختاری دو خطی پیروی می‌کنند، استفاده شده است. برای پیش‌بینی شروع آسیب این المان‌ها، از معیار تنش اسمی درجه دوم (رابطه (24)) و به منظور پیش‌بینی تکامل آسیب، از معیار قانون توانی (رابطه (25)) استفاده شده است.

$$\left(\frac{t_n}{t_n^{max}}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^{max}}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^{max}}\right)^2 = 1$$

$$\begin{cases} t_n < 0 & \rightarrow < t_n > = 0 \\ t_n > 0 & \rightarrow < t_n > = t_n \end{cases} \quad (24)$$

$$\left\{\frac{G_I}{G_{IC}}\right\}^\alpha + \left\{\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right\}^\alpha + \left\{\frac{G_{III}}{G_{IIIC}}\right\}^\alpha \geq 1 \quad (25)$$

در معادله (24)، متغیرهایی که اندیس "max" دارند، از آزمون تجربی بدست می‌آیند. بدین صورت که در هر نقطه انتگرال‌گیری درون المان‌ها، تنش- های عمودی، مماسی اول و مماسی دوم بدست آمده از نرم‌افزار بر تنش‌های عمودی، مماسی اول و مماسی دوم حاصل از آزمون تجربی تقسیم شده و زمانی که مقدار یکی از سه کسر برابر واحد شود، آسیب درون المان شروع می‌شود. نکته قابل توجه دیگر در مورد مدل CZ این است که تنش فشاری خالص، منجر به شروع آسیب در المان/ سطح نمی‌شود. لذا در این معادله، تنش نرمال درون عملگر براکت مکوری (>) قرار گرفته است [28,27].

در رابطه (25)،  $\alpha$  نما در معیار قانون توانی و  $G_{IC}$ ،  $G_{IIC}$  و  $G_{IIIC}$  به ترتیب چقرمگی شکست میان‌لایه‌ای مود اول، دوم و سوم می‌باشند [28,27]. ضخامت هر لایه کامپوزیت 0.125 mm و ضخامت لایه چسبیده 10 میکرومتر در نظر گرفته شده است [9]. پارامترهای مادی برای المان‌های چسبیده در جدول 4 ذکر شده‌اند.

### 2-1-3- اجرای فرآیند دریل کاری چندلایه کامپوزیتی

جهت اجرای فرآیند دریل کاری، هندسه مته دریل مدل شده در نرم‌افزار سالدورک در محیط نرم‌افزار آباکوس فراخوانی شده و بعد از اختصاص خواص مکانیکی، قید صلبیت به آن اختصاص داده می‌شود. سپس هندسه لایه‌ها و المان‌های چسبیده ایجاد شده و خواص مکانیکی آن‌ها مشخص می‌گردد. بعد از اختصاص قید tie میان سطح لایه‌های کامپوزیت و المان‌های چسبیده، مجموعه در محیط اسمبلی جهت ایجاد یک چندلایه، سرهم‌بندی می‌شود.

در ادامه باید مته دریل در موقعیت مناسب نسبت به چندلایه قرار گیرد (مطابق شکل 1). اگر بردار نرمال چندلایه را در مرکز آن فرض کنیم، محور مته دریل باید دقیقاً منطبق بر این بردار بوده و فاصله هوایی جزئی (در حد چند دهم میلی‌متر) از سطح چندلایه داشته باشد. این فاصله جهت جلوگیری از بروز خطا حین اولین تماس مته با سطح چندلایه، تعریف می‌شود. سپس به صفحه زیرین قید صلبیت اختصاص داده و این صفحه در محیط اسمبلی، به نحوی زیر چندلایه قرار گیرد که بردار نرمال گذرنده از مرکز صفحه، بر بردار نرمال گذرنده از مرکز چندلایه منطبق باشد. در نهایت جهت ایجاد شرایط فرآیند دریل کاری مشابه با واقعیت، مابین سطح زیرین چندلایه و سطح بالایی صفحه قید tie بکار برده می‌شود [9].

جهت تحلیل فرآیند دریل کاری و بارگذاری صفحه سوراخ شده، از حلگر دینامیکی صریح استفاده شده است. همچنین لازم است بین مته دریل، لایه‌های کامپوزیت و صفحه زیرین تماس تعریف شود. بدین منظور از تماس

$$\vec{T} = \begin{pmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} K_n & 0 & 0 \\ 0 & K_s & 0 \\ 0 & 0 & K_t \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{pmatrix} = K \vec{\delta} \quad (23)$$

که بردار تنش‌های چسبیده،  $\vec{\delta}$  بردار جابه‌جایی و  $K$  ماتریس سختی المان‌ها/ سطوح است.  $t_n$ ،  $t_s$  و  $t_t$  به ترتیب تنش کشش در راستای عمود بر المان/ سطح (مود اول ترک)، تنش مماسی اول (مود دوم ترک) و تنش مماسی دوم (مود سوم ترک) می‌باشند. همچنین  $\delta_n$ ،  $\delta_s$  و  $\delta_t$  به ترتیب جابه‌جایی در راستای عمود بر المان/ سطح، جابه‌جایی مماسی اول و جابه‌جایی مماسی دوم هستند. در شکل 4، منحنی کشش- جدایش دو خطی، قابل مشاهده است. طی این روش، در تمامی نواحی که انتظار رشد ترک وجود دارد باید از المان‌ها/ سطوح چسبیده استفاده شود. با اعمال بار به قطعه و افزایش تدریجی آن، المان‌ها/ سطوح چسبیده دچار نرم‌شدگی<sup>۱</sup> (خطی- غیرخطی) شده و متغیر آسیب اسکالر  $d$  برای آن‌ها نمایش داده می‌شود. در ابتدای تحلیل، مقدار این متغیر برابر صفر بوده و بعد از شروع آسیب، مقدار آن از صفر بیشتر شده و هنگامی که آسیب کامل رخ دهد، مقدار این متغیر برابر یک می‌شود. در این لحظه یکی از المان‌ها/ گره‌های سطح مقابل نوک ترک از هم گسسته شده و ترک به اندازه طول آن المان/ فاصله بین دو گره، پیشروی می‌کند.

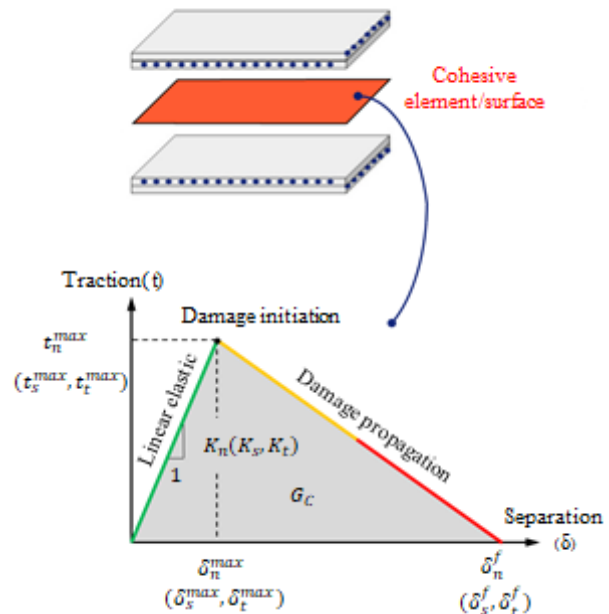


Fig. 4 Bilinear traction-separation response of the cohesive element/surface

شکل 4 منحنی کشش- جدایش دو خطی المان‌ها/ سطوح چسبیده

هنگام بکارگیری مدل CZ باید معیارهای شروع و گسترش آسیب برای المان‌ها/سطوح چسبیده اختصاص داده شوند. از معیارهای شروع آسیب می‌توان به معیار تنش اسمی بیشینه<sup>۲</sup>، معیار کرنش اسمی بیشینه<sup>۳</sup>، معیار تنش اسمی درجه دوم<sup>۴</sup> و معیار کرنش اسمی مرتبه دوم<sup>۵</sup> اشاره کرد [28,27]. از معیارهای گسترش آسیب در ناحیه چسبیده نیز می‌توان به معیار قانون توانی<sup>۶</sup> و معیار

<sup>5</sup> Quadratic nominal strain (Quade)

<sup>6</sup> Power low

<sup>7</sup> Benzeggagh- Kenane

<sup>1</sup> Softening

<sup>2</sup> Maximum nominal stress (Maxs)

<sup>3</sup> Maximum nominal strain (Maxe)

<sup>4</sup> Quadratic nominal stress (Quads)

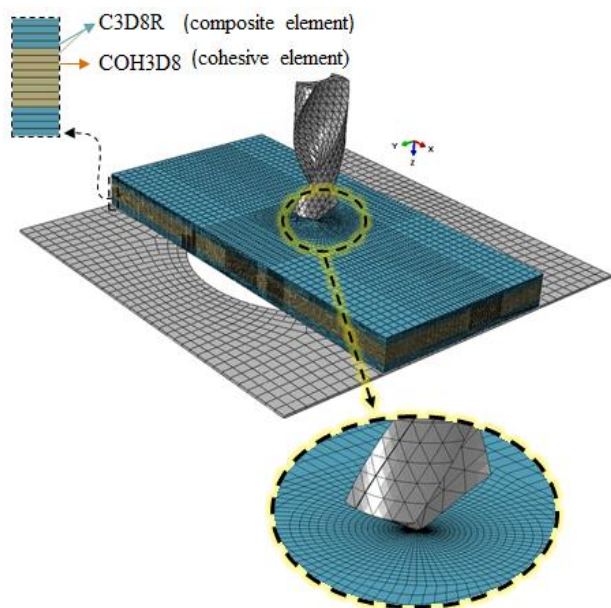


Fig. 6 The finite element model for the specimen and a zoomed view of the bit tip region

شکل 6 مدل المان محدود قطعه و نمای نزدیک سرمته

#### 2-1-4- بارگذاری چندلایه

بعد از مرحله سوراخکاری چندلایه، با استخراج شکل و ابعاد ناحیه تورق، مدل سه بعدی از تورق ساخته می‌شود (شکل 7-a). در مطالعه حاضر جهت گزارش ابعاد ناحیه تورق در سطح، از پارامتر ضریب تورق استفاده شده است که از تقسیم مساحت آسیب‌دیده بر کل مساحت بدون آسیب محاسبه می‌شود. این مساحت‌ها با استفاده از نرم‌افزارهای آنالیز تصویر قابل محاسبه هستند. نامتعارف بودن هندسه تورق حاصل از سوراخکاری، شبکه‌بندی چندلایه را بسیار سخت و در بسیاری مواقع جهت دستیابی به یک تحلیل صحیح، غیرممکن می‌کند. چرا که ضروری است در راستای ضخامت تمامی گره‌ها (شامل گره‌های لایه‌های چسبنده و کامپوزیت) دقیقاً هم‌راستا باشند. از اینرو در هر لایه چسبنده، شکل ناحیه تورق با کوچک‌ترین بیضی مماس بر محیط تورق تقریب زده می‌شود (شکل 7-b). سپس مدل ایجاد شده از لایه‌های چسبنده وارد محیط آباکوس شده و مابین لایه‌های کامپوزیت قرار می‌گیرد (شکل 7-c). سپس خواص مکانیکی و استحکام چندلایه مطابق جدول‌های 2 و 3 در قالب زیرروال وی یومت اختصاص یافته و مختصات محلی متناسب با جهت‌گیری الیاف، روی هر لایه تعبیه شده است. خواص مربوط به لایه‌های چسبنده نیز مطابق جدول 4 اختصاص داده می‌شود و بین سطوح لایه‌های کامپوزیت و چسبنده قید tie تعریف می‌گردد.

شکل 8 شرایط مرزی و بارگذاری چندلایه را نشان می‌دهد. بار از نوع جلیه‌جایی و به مقدار 0.3 میلی‌متر با دامنه‌ای از نوع گام ملایم<sup>2</sup> بر چندلایه اعمال شده و حلگر از نوع صریح با بازه زمانی 0.0075 ثانیه ایجاد شده است. مش‌بندی قطعه (شکل 9) طبق اطلاعات موجود در جدول 5 انجام شده و جهت افزایش دقت نتایج، چندلایه به صورتی شبکه‌بندی می‌شود که اندازه المان‌ها اطراف سوراخ کوچک‌تر از سایر نواحی باشد.

عمومی<sup>1</sup> با خواص ضریب اصطکاک 0/3 استفاده شده است [9]. شکل 5 اعمال شرایط مرزی بر صفحه زیرین را نشان می‌دهد. با توجه به اینکه به این صفحه قید صلبیت اختصاص یافته است، شرایط مرزی حاکم بر آن، به نقطه مرجع قرار گرفته در مرکز جرم صفحه اعمال می‌شود و تمام درجات آزادی صفحه زیرین مقید شده است. از آنجا که مته دریل نیز مانند صفحه زیرین دارای قید صلبیت است، شرط مرزی حاکم، به نقطه مرجع در مرکز جرم مته اختصاص یافته است. با توجه به شرایط فیزیکی، تمام درجات آزادی مته به جز انتقال در راستای محور مته و چرخش حول محور آن، مقید شده است.

جهت اعمال نرخ تغذیه و سرعت برش به مته دریل، کفیسست مقادیر مورد نظر برای این دو متغیر به ترتیب در راستای محور مته و حول محور، به صورت شرط مرزی از نوع سرعتی به نقطه مرجع موجود در مرکز جرم مته، اختصاص یابد. از آنجا که بین سطح بالایی صفحه زیرین و سطح پایینی چندلایه قید tie تعریف شده است، نیازی به تعریف شرط مرزی برای چندلایه نمی‌باشد.

در مرحله بعد، مش‌ریزی مجموعه با المان‌هایی طبق جدول 5 انجام شده است. جهت کاهش حجم محاسبات، در راستای ضخامت لایه‌های کامپوزیت و لایه‌های متشکل از المان‌های چسبنده، فقط یک المان قرار داده شده است. شکل 6 نمایی از شبکه‌بندی مجموعه مورد بررسی را نشان می‌دهد. در بخشی از چندلایه که سوراخ‌کاری خواهد شد، از المان‌های ریزتری نسبت به سایر مناطق استفاده شده است. تعداد و اندازه المان‌ها مطابق مرجع [9] به نحوی انتخاب شده‌اند که نتایج کمترین حساسیت به شبکه‌بندی را داشته باشند.

جدول 4 خواص بکار رفته برای المان‌های چسبنده در کامپوزیت T300/LTM45-EL [9]

Table 4 Properties used for cohesive elements in the T300/LTM45-EL composite [9]

ضریب الاستیک نرمال شده (N/mm <sup>3</sup> )	استحکام (MPa)	چقرمگی شکست (N/mm)
$K_s = K_t$	$t_s^0 = t_t^0$	$G_s = G_t$
$K_n$	$t_n^0$	$G_n$
$1 \times 10^6$	60	0.2
$4 \times 10^6$	90	1

جدول 5 مشخصات المان‌های استفاده شده جهت شبکه‌بندی

Table 5 Employed elements specifications for meshing

صفحه	تک‌لایه چسبنده	تک‌لایه	مته	-
زیرین	مابینی	کامپوزیت	دریل	
C3D8R	COH3D8	C3D8R	C3D4	کد المان
900	10000	10000	1800	تعداد المان

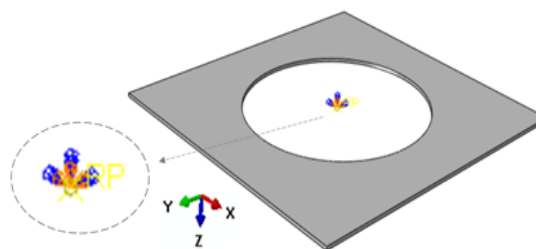
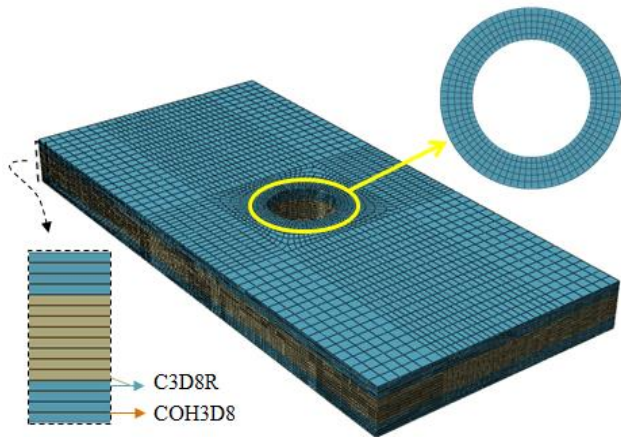


Fig. 5 Boundary conditions assigned to the backing plate

شکل 5 شرایط مرزی اختصاص یافته به صفحه زیری

<sup>2</sup> Smooth step

<sup>1</sup> General contact

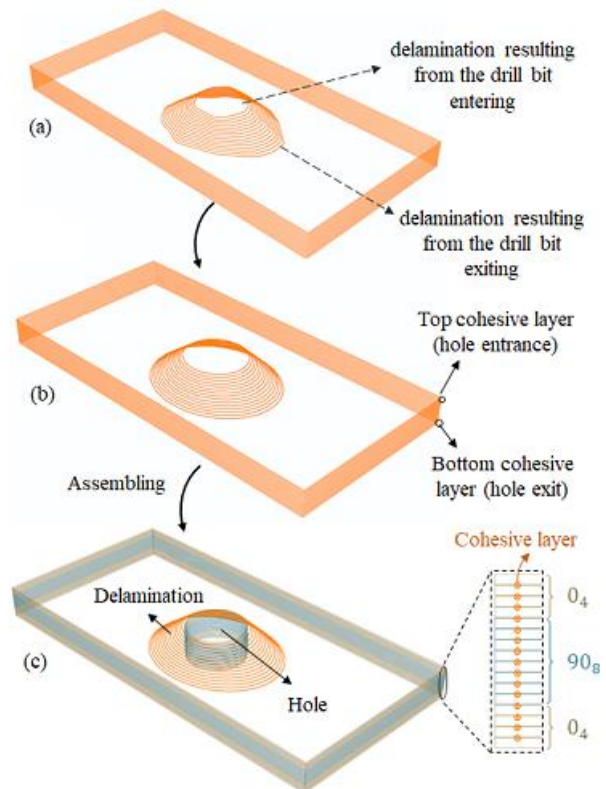


**Fig. 9** Meshing of drilled laminate containing primary delamination  
شکل 9 شبکه‌بندی چندلایه سوراخ شده حاوی تورق اولیه

پیچیدگی‌های هندسی و بارگذاری و قیود تماسی از صورت مسئله حذف می‌شوند. لذا اگر خطایی در نتایج مشاهده شود، می‌توان اظهار نظر کرد که مشکل رخ داده منسوب به زیرروال نوشته شده می‌باشد، نه خطای مدل‌سازی و یا خطا در تعریف قیود تماسی و سایر موارد. بدین منظور مطابق شکل 10-a تک المانی به ابعاد واحد از چندلایه، جهت پیاده‌سازی فرآیند صحت سنجی زیرروال در نظر گرفته شد. سپس با اختصاص خواص مکانیکی و استحکامی طبق جدول 2 و 3 و تعبیه مختصات محلی، المان در راستای الیاف تحت بار کششی/ فشار از نوع جابه‌جایی به مقدار 0.025 میلی‌متر قرار گرفت (شکل 10-b).

زمانی که المان تحت جابه‌جایی کششی در راستای الیاف قرار می‌گیرد، فقط تنش کششی در المان بوجود آمده و میزان تنش‌های برشی برابر صفر است. لذا مطابق رابطه کشش الیاف در معیار آسیب هاشین (رابطه 10) المان زمانی از هم گسسته می‌شود که تنش در راستای الیاف برابر یا بیشتر از استحکام کششی الیاف باشد. با توجه به اینکه ابعاد این المان برابر واحد است، تنش و نیرو در راستای الیاف از نظر مقداری با هم برابر خواهند بود. همانطور که در شکل 10-c قابل مشاهده است زمانی که تنش کششی در راستای الیاف از مقدار 2707 مگاپاسکال (نیروی 2707 مگانیوتن) تجاوز می‌کند، به علت آسیب دیدن الیاف، بارپذیری المان از بین می‌رود.

بر اساس رابطه (10)، آستانه شروع آسیب الیاف هنگامی است که مقدار تنش کششی از میزان 2720 MPa تجاوز کند. با مقایسه این مقدار با نتیجه حاصل از مدل‌سازی، اختلاف ناچیز 0.5 درصدی بین دو مقدار مشاهده می‌شود. می‌توان بررسی مشابهی نیز برای فشار الیاف انجام داد. در شکل 10-c مشاهده می‌شود که با اعمال فشار در راستای الیاف، هنگامی که تنش از مقدار 1665 مگاپاسکال تجاوز می‌کند، الیاف آسیب دیده و بارپذیری المان از بین می‌رود. با مقایسه این میزان تنش با مقدار حاصل از رابطه (11) که آستانه شروع آسیب الیاف را زمانی که مقدار تنش فشاری از میزان 1690 مگاپاسکال تجاوز کند، پیش‌بینی می‌کند، اختلاف اندکی به اندازه 2 درصد بین دو نتیجه مشاهده می‌شود. با توجه به بررسی‌های انجام شده می‌توان ادعا کرد که زیرروال تهیه شده می‌تواند برای تعیین مقدار تنش و موقعیت رخداد آسیب در کامپوزیت مدل شده با المان‌های سه بعدی توپر، مورد استفاده قرار گیرد.



**Fig. 7** (a) Three-dimensional model of drilling-induced delamination, (b) Approximation of the delamination area by adapting the smallest ellipse, (c) Placement of cohesive layers containing primary delamination between composite layers

شکل 7 (الف) مدل سه بعدی تورق حاصل از سوراخکاری، (ب) تقریب ناحیه تورق با انطباق کوچک‌ترین بیضی، (ج) قرارگیری لایه‌های چسبنده حاوی تورق اولیه مابین لایه‌های کامپوزیت

### 3- ارائه نتایج و تحلیل آن‌ها

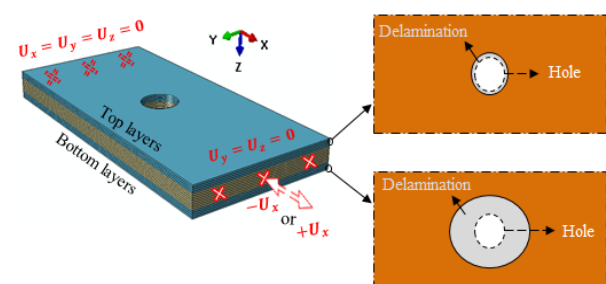
نتایج حاصل از تحلیل عددی طی دو مرحله مورد بررسی قرار می‌گیرد: مرحله سوراخکاری چندلایه و مرحله بارگذاری چندلایه سوراخ شده.

#### 1-3 سوراخکاری چندلایه کامپوزیتی

قبل از پرداختن به نتایج حاصل از سوراخکاری چندلایه، لازم است درستی عملکرد زیرروال وی یومت تهیه شده ارزیابی گردد.

#### 1-1-3 راستی آزمایشی زیرروال وی یومت

طبق توضیحات راهنمای نرم‌افزار آباکوس [27]، جهت صحت سنجی زیرروال وی یومت نیاز است زیرروال روی تک المانی از مدل، اعمال شده و نتایج حاصله مورد بررسی قرار گیرد. در اینصورت هندسه مورد بررسی بسیار ساده بوده و



**Fig. 8** Boundary and loading conditions of drilled laminate under tensile/compressive tractions

شکل 8 شرایط مرزی و بارگذاری چندلایه سوراخ شده تحت بار کششی / فشاری



ثابت و برابر 41.67 دور بر ثانیه در نظر گرفته شده و نرخ تغذیه مته از میان سه مقدار 2.5، 5 و 8.33 میلی متر بر ثانیه موجود در مرجع [9] که نتایج آزمون تجربی آن مورد استفاده قرار خواهد گرفت، برابر 8.33 میلی متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است.

شکل و اندازه ناحیه تورق در ورودی و خروجی مته مستخرج از آزمون تجربی با سرعت برش 41.67 دور بر ثانیه در شکل 11-a قابل مشاهده است. مقدار ضریب تورق برای نرخ تغذیه 2.5 و 8.33 در قسمت ورودی و خروجی مته در جدول 6، بیان شده است. در این پژوهش جهت تعیین ضریب تورق برای مدل المان محدود حاضر و نتایج تجربی مرجع [9] از نرم افزار ایمپج جی استفاده شده است. در قسمت ورودی مته ملاحظه می شود که با افزایش نرخ تغذیه از 2.5 الی 8.33 میلی متر بر ثانیه، تغییر قابل توجهی در اندازه ناحیه تورق در قسمت ورودی مته رخ نمی دهد، در حالی که با افزایش نرخ تغذیه، اندازه ناحیه تورق در قسمت خروجی مته، حدود 2.4 برابر می شود [9]. شکل 11-b نشان می دهد که نتایج تحلیل اجزای محدود می تواند نتایج تجربی را با تقریب مدل سازی کند، زیرا شکل و اندازه تورق رخ داده در قسمت ورودی مته، مشابه نتایج حاصل از آزمایش است. اما در قسمت خروجی مته و به ویژه برای نرخ تغذیه بالاتر، تفاوت بیشتری در هندسه ناحیه تورق بین نتایج حاصل از تحلیل اجزاء محدود با آزمون تجربی وجود دارد. بنابه گزارش مرجع [9]، میزان این تفاوت برای اندازه ناحیه تورق در نرخ تغذیه پایین در حدود 7 درصد و در نرخ تغذیه بالاتر در حدود 11 درصد است. این تفاوت می تواند به دلایل مختلف همچون عدم اعمال وابستگی به نرخ کرنش و اثرات حرارتی در ماتریس حین عملیات سوراخکاری، استفاده از معیارهای آسیبی مانند هاشین که ذاتاً برای بارگذاری های استاتیکی ارائه شده اند، و همچنین مدل سازی مته دریل به صورت صلب ایجاد شده باشد.

جدول 6 ضریب تورق در قسمت ورودی و خروجی مته دریل

Table 6 Entrance and exit delamination factor

نرخ تغذیه (میلی متر بر ثانیه)	ضریب تورق (حاصل از آزمون تجربی [9])		ضریب تورق (حاصل از تحلیل اجزای محدود)	
	ورودی مته	خروجی مته	ورودی مته	خروجی مته
2.5	0.0294	0.1396	0.031	0.20
5	0.0377	0.2302	0.039	0.34
8.33	0.0379	0.3409	0.04	0.52

در شکل 11-c نتایج حاصل از تحلیل اجزاء محدود حاضر برای نرخ تغذیه 8.33 میلی متر بر ثانیه، مشابه نتایج موجود در مرجع [9] در شکل 11-b و با اختلاف کمتر از 1.5 درصد در اندازه تورق می باشد. با توجه به نزدیکی نتایج، جهت صرفه جویی در هزینه های تحلیل اجزاء محدود، در ادامه برای نرخ های تغذیه 2.5 و 5 میلی متر بر ثانیه از نتایج مرجع [9] جهت اعمال اثر تورق بر استحکام کششی و فشاری صفحات سوراخکاری شده، استفاده می شود.

نمودار نیروی پیشروی و گشتاور مته دریل بر حسب نرخ تغذیه 2.5 و 8.33 میلی متر بر ثانیه در شکل 12 قابل مشاهده است. با افزایش نرخ تغذیه، نیروی پیشروی و گشتاور نیز تقریباً به صورت خطی افزایش می یابند. نکته قابل توجه دیگر اختلاف اندک بین نتایج تحلیل اجزاء محدود با آزمون تجربی است؛ طوری که برای نیروی پیشروی به طور میانگین اختلاف تقریباً 5 درصدی و برای گشتاور، اختلافی در حدود 9 درصد بین نتایج اجزاء محدود و آزمون تجربی وجود دارد که عوامل مؤثر بر این اختلاف، در قسمت قبل ذکر شد. از طرفی نتایج حاصل از تحلیل کار حاضر نیز اختلاف حدود کمتر از 2 درصدی

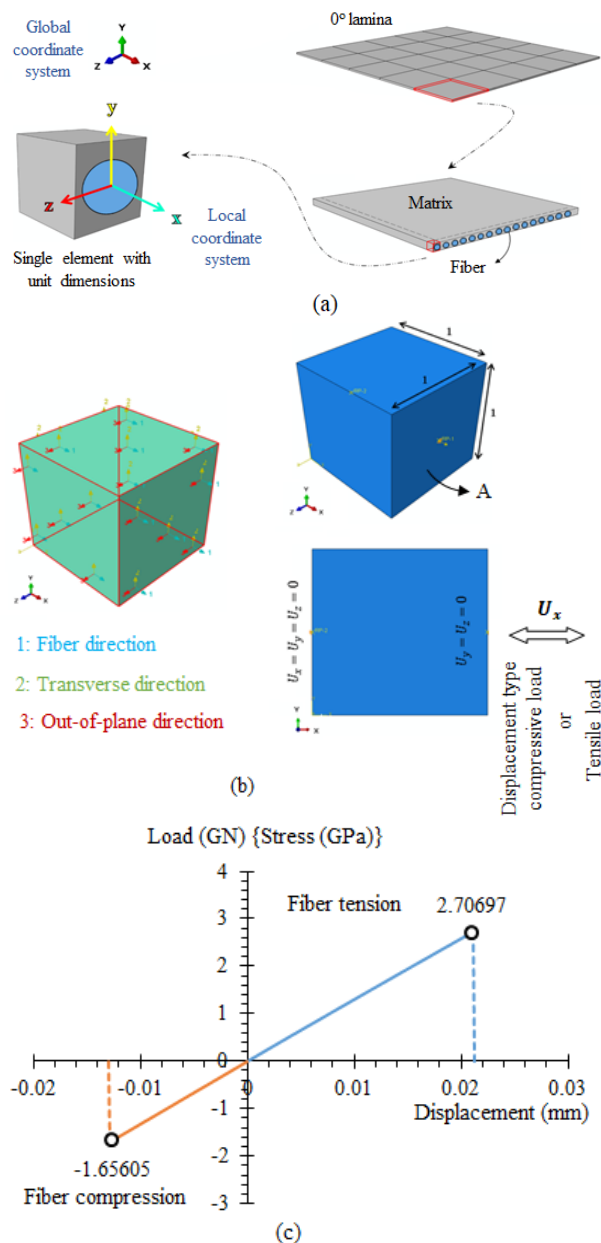


Fig. 10 (a) Consideration of a single element of laminate to perform subroutine validation process, (b) Boundary conditions and loading on the single element (c) Force-displacement curve in longitudinal loadings of single element.

شکل 10 (الف) در نظرگیری تک المان از چندلایه جهت انجام فرآیند صحت سنجی زیرروال، (ب) شرایط مرزی و بارگذاری تک المان (ج) منحنی نیرو-جابجایی در بارگذاری های طولی تک المان

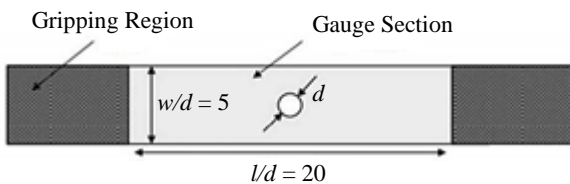
### 2-1-3- مرحله سوراخکاری چندلایه

با پیاده سازی مراحل ذکر شده در بخش های قبل، فرآیند سوراخکاری چندلایه کامپوزیتی در بستر اجزاء محدود انجام می شود. زمان تحلیل سوراخکاری این چندلایه، در سیستمی با حافظه رم 24 گیگابایتی و پردازنده 12 هسته ای به مدت 122 ساعت به طول انجامیده است. در این پژوهش سوراخکاری چندلایه در وضعیتی که حالت بحرانی تری از پدیده تورق رخ می دهد، مد نظر قرار گرفته است. طبق مراجع موجود [29]، با افزایش سرعت نرخ تغذیه مته، نیروی پیشروی افزایش یافته و مقدار فاکتور تورق افزایش می یابد. تأثیر نرخ تغذیه بر مقدار فاکتور تورق، بیش از سه برابر سرعت برش می باشد. از اینرو سرعت برش

لایه‌چینی به صورت  $[0/45/-90/45]_s$  بوده و اندازه المان لایه‌های کامپوزیت  $0.09 \times 0.09$  اینچ و از نوع المان پوسته پیوسته انتگرال کاهش یافته می‌باشد. همچنین مش‌ریزی لایه‌های چسبیده مابینی با استفاده از المان‌های چسبیده هشت گرهی به اندازه  $0.02 \times 0.02$  اینچ انجام شده است. شرایط مرزی به صورتی است که سه درجه آزادی انتقالی یک سر تیر بسته شده و در سر دیگر آن دو درجه آزادی انتقالی مقید شده است. جهت ایجاد کشش، باری از نوع جابه‌جایی در حلگر صریح نرم‌افزار آباکوس به میزان 0.07 اینچ در بازه زمانی 0.0075 ثانیه، به قطعه اعمال می‌شود.

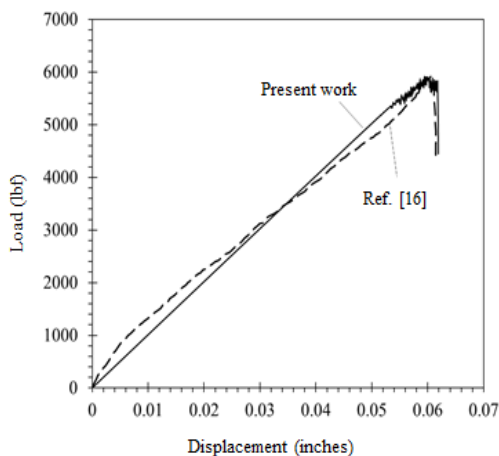
در شکل 14 نتایج حاصل از تحلیل حاضر با نتایج موجود در مرجع [16] مقایسه شده و مطابقت قابل قبولی نشان می‌دهد. از روی نمودار می‌توان دریافت با افزایش جابه‌جایی، بار نیز به صورت خطی افزایش یافته تا لحظه‌ای که میزان بار در لایه‌های صفر درجه، در آستانه تجاوز از استحکام الیاف قرار می‌گیرد در این لحظه خواص به صورت آنی افت کرده و قطعه بارپذیری خود را از دست می‌دهد.

**2-2-3- صحت سنجی آزمون فشار چندلایه سوراخ‌دار بدون تورق اولیه**  
برای تأیید درستی مدل‌سازی و تحلیل در بارگذاری فشاری، از یک نمونه کامپوزیتی T800 S/#3900-2B به ضخامت 1.5 میلی‌متر حاوی سوراخ مرکزی به قطر 6.35 میلی‌متر (شکل 15) استفاده شده است. طبق مرجع [30] لایه‌چینی به صورت  $[90/45/-0/45]_s$  بوده و حدود 19.000 المان جهت شبکه‌بندی چندلایه بکار رفته است. شرایط مرزی به صورتی است که سه درجه آزادی انتقالی یک سر تیر بسته شده و در سر دیگر آن دو درجه آزادی انتقالی بسته و باری از نوع جابه‌جایی در حلگر صریح نرم‌افزار آباکوس جهت ایجاد فشار، به قطعه اعمال می‌شود.



**Fig. 13** Specimen used to validate the tensile test of a drilled laminate without initial delamination [16]

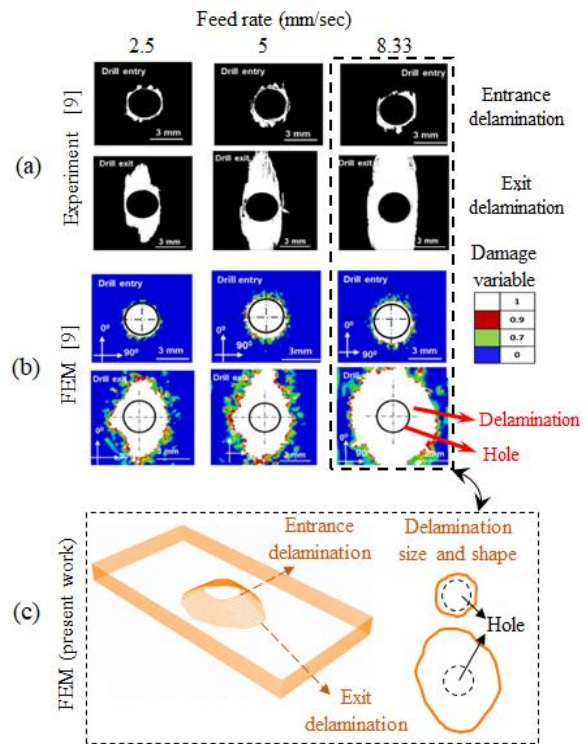
شکل 13 نمونه مورد استفاده جهت صحت‌سنجی آزمون کشش یک چندلایه سوراخ‌دار بدون تورق اولیه [16]



**Fig. 14** Force-displacement diagram for validation of tensile loading on the drilled laminate without initial delamination

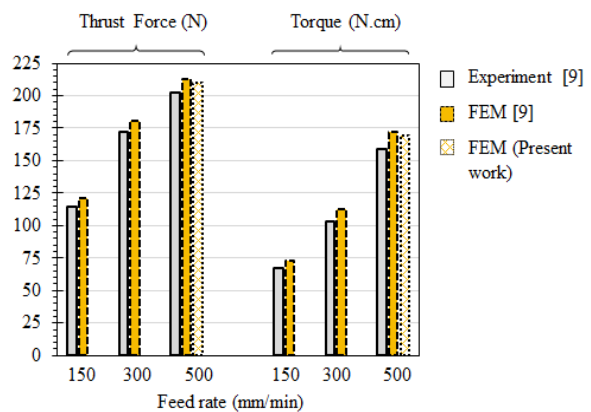
شکل 14 نمودار نیرو- جابه‌جایی جهت صحت سنجی بارگذاری کششی چندلایه سوراخ‌دار بدون تورق اولیه

با نتایج اجزاء محدود مرجع [9] دارد. در نتیجه می‌توان بیان کرد که با افزایش نرخ تغذیه، نیروی پیشروی مته دریل افزایش یافته و این عامل منجر به افزایش اندازه ناحیه تورق در چندلایه (به ویژه در قسمت خروجی مته دریل) می‌شود.



**Fig. 11** The shape and size of delamination at the inlet and outlet of the drill: (a) experimental test ([9]), (b) finite element analysis in the reference [9], (c) the present finite element analysis.

شکل 11 شکل و اندازه تورق در ورودی و خروجی مته: (الف) آزمون تجربی ([9])، (ب) حل اجزاء محدود در مرجع [9] (ج) حل اجزاء محدود حاضر



**Fig. 12** Comparison of thrust force and torque values for different feed rates

شکل 12 مقایسه مقادیر نیروی پیشروی و گشتاور برای نرخ‌های تغذیه مختلف

**2-3- بارگذاری چندلایه سوراخ شده**

**1-2-3- صحت سنجی آزمون کشش چندلایه سوراخ‌دار بدون تورق اولیه**  
به منظور تأیید اعتبار مدل‌سازی و تحلیل در بارگذاری کششی، از یک نمونه کامپوزیت تک‌جهته IM7/8552 حاوی سوراخ مرکزی استفاده می‌شود که هندسه آن در شکل 13 قابل مشاهده است. قطر سوراخ 5 اینچ بوده و بقیه ابعاد نسبت به قطر سوراخ بی‌بعد شده‌اند. مطابق توضیحات موجود در مرجع [16]

طبق این نتایج، افت استحکام نسبی برای چندلایه تحت بار فشاری 3.5 برابر چندلایه تحت بار کشش خالص است (شکل 17-b). این امر اهمیت بالای چسبندگی و اتصال بین لایه‌های را تحت بار فشاری نشان می‌دهد. طوری که وقتی به علت تورق ناشی از دریل کاری این اتصال در اطراف سوراخ از بین می‌رود، لایه‌ها تحت بار فشاری به راحتی از هم جدا می‌شوند و استحکام قطعه به طور قابل ملاحظه‌ای افت می‌کند. همچنین می‌توان نتیجه گرفت که لحاظ کردن تورق اولیه ناشی از سوراخکاری زمانی که قطعه تحت بار کششی خالص قرار می‌گیرد، با توجه به پیچیدگی مدل سازی و هزینه بالای محاسباتی، ضروری نمی‌باشد. اما لحاظ کردن تورق اولیه در شرایطی که قطعه تحت بار فشاری قرار می‌گیرد، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است.

متغیر آسیب در چندلایه کامپوزیتی مورد نظر با لایه چینی [0<sub>4</sub>/90<sub>8</sub>/0<sub>4</sub>] تحت بار فشاری، در شکل 18 ارائه شده است. تصاویر از ردیف پایین به بالا، به ترتیب چهارمین لایه صفر درجه، لایه چسبیده بین صفر و نود درجه، سپس لایه نود درجه، لایه چسبیده بین نود و صفر درجه و در نهایت لایه صفر درجه (سیزدهمین لایه) را نشان می‌دهند. در لایه‌های صفر درجه، آسیب فشاری ماتریس در راستای عرضی (عمود بر الیاف) رخ می‌دهد. با توجه به اینکه تحت بار فشاری لایه‌های صفر درجه در راستای بردار نرمال چندلایه از قطعه جدا می‌شوند، برای کشش ماتریس نیز همانند فشار آن، متغیر آسیب فعال شده است. اما با توجه به فشاری بودن بار در این لایه‌ها، مقدار این متغیر برای مود کشش الیاف برابر صفر می‌باشد.

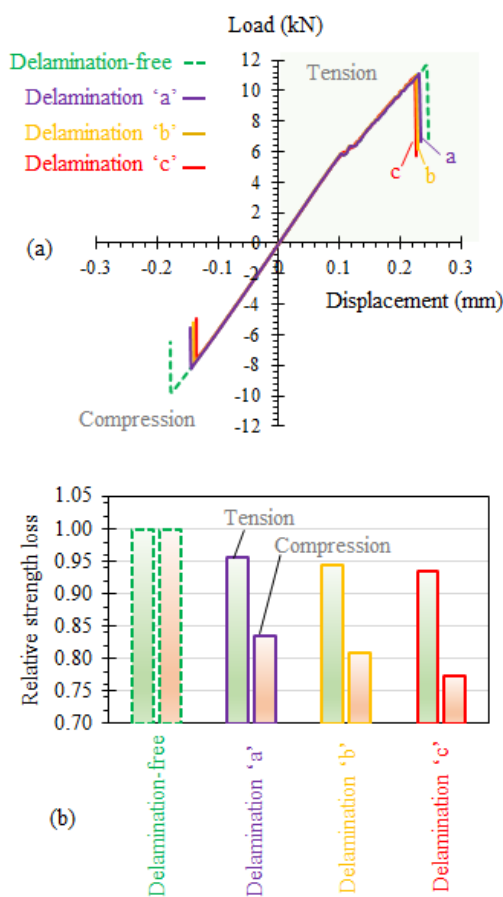


Fig. 17 (a) Force-displacement diagram, (b) Diagram of relative strength loss of drilled composite laminate with and without primary delamination

شکل 17 (الف) نمودار نیرو - جابجایی، (ب) نمودار افت استحکام نسبی چندلایه کامپوزیتی سوراخدار با و بدون تورق اولیه

در شکل 16 نتایج حاصل از مدل سازی حاضر با نتایج مرجع [30] مقایسه شده و مطابقت قابل قبولی نشان می‌دهد. از روی نمودار می‌توان دریافت با افزایش جابجایی، تنش نیز به صورت خطی افزایش یافته و زمانی که میزان بار در لایه‌های صفر درجه در آستانه تجاوز از استحکام الیاف قرار می‌گیرد، خواص به صورت آنی افت کرده و قطعه بارپذیری خود را از دست می‌دهد.

3-2-3- نتایج حاصل از بارگذاری چندلایه سوراخ شده

پس از صحت‌سنجی روند تحلیل، نمونه کامپوزیتی سوراخدار مورد نظر (شکل 1) از جنس T300/LTM45-EL با حضور تورق اولیه ناشی از سوراخکاری و بدون آن، بررسی می‌شود. شکل 17-a نمودار نیرو-جابجایی این چندلایه را تحت بار از نوع جابجایی به اندازه 0.3 میلی‌متر نشان می‌دهد. در این شکل منظور از تورق‌های a، b و c به ترتیب تورق اولیه حاصل از نرخ تغذیه 2.5، 5 و 8.33 میلی‌متر بر دقیقه می‌باشد.

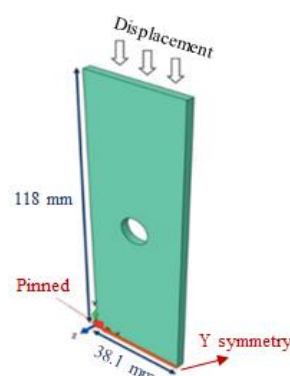


Fig. 15 Specimen used to validate the compression test of a drilled laminate without initial delamination [30]

شکل 15 نمونه مورد استفاده جهت صحت‌سنجی آزمون فشار یک چندلایه سوراخدار بدون تورق اولیه [30]

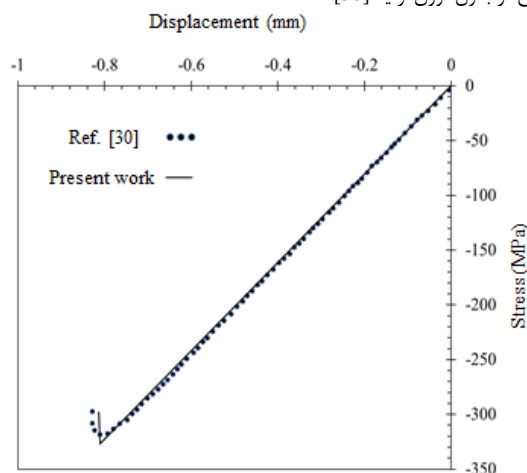


Fig. 16 Stress-displacement diagram for validation of compressive loading on the drilled laminate without initial delamination

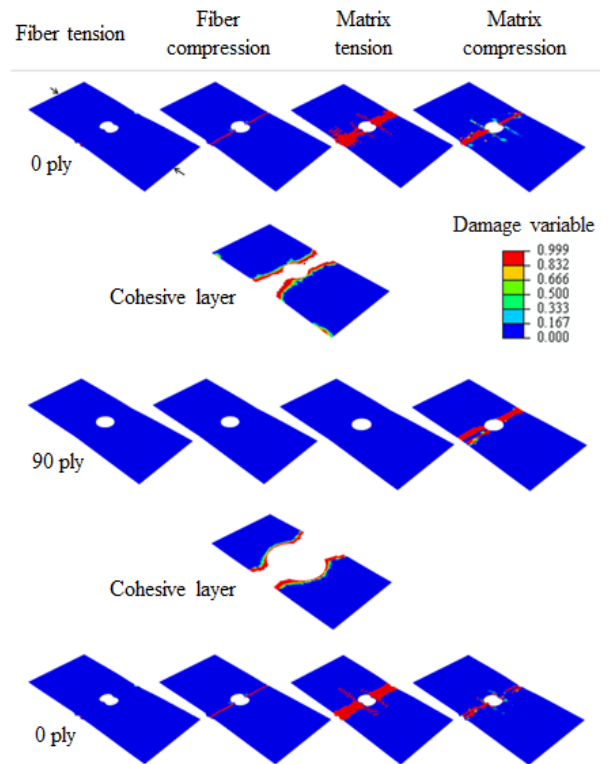
شکل 16 نمودار تنش - جابجایی جهت صحت سنجی بارگذاری فشاری چندلایه سوراخدار بدون تورق اولیه

طبق گزارش موجود در مراجع، وجود سوراخ می‌تواند استحکام کششی قطعه را با ضریب 0.6 نسبت به حالت بدون سوراخ، افت دهد [18]. حال می‌توان دریافت که وجود تورق اولیه ناشی از سوراخکاری نیز می‌تواند استحکام کششی قطعه سوراخدار را به طور میانگین با ضریب 0.945 نسبت به وضعیت بدون تورق اولیه، کاهش دهد. این افت استحکام برای بارگذاری فشاری، بحرانی تر بوده و به طور میانگین با ضریب 0.805 رخ می‌دهد.

## 5- مراجع

- [1] Harris, B., "Engineering Composite Materials," The Institute of Materials, London, 1999.
- [2] Peng, R.L., Zhou, J., Johansson, S., Billenius, A., Bushlya, V. and Stahl, J.E., "Surface integrity and the influence of tool wear in high-speed machining of Inconel 718," 13th International conference of Fracture, pp. 1-10, 2013.
- [3] Sridharan, S., "Delamination behavior of composites", Once Edition, Woodhead Publishing Limited, 2008.
- [4] Srinivasan, T., Palanikumar, K., Rajagopal, K. and Latha, B., "Optimization of delamination factor in drilling GFR-polypropylene composites," Materials and Manufacturing Processes, Vol. 32, No. 2, pp. 226-233, 2017.
- [5] Micillo, C. and Huber, J., "Innovative manufacturing for automated drilling operations," Proc. Autofact West, Vol. 2, pp. 253, 1980.
- [6] Kline, G.M., "Ultrasonic drilling of boron fiber composites," Modern Plastics, Vol. 52, pp. 88, 1974.
- [7] Mazumdar, S., "Composites manufacturing: materials, product, and process engineering," CRC press, 2001.
- [8] Ghesmati-Kucheki, H., "Drilling-induced damage evaluation modeling in laminated composites subjected to tension and compression loading," In Persian, MSc Thesis, Iran University of Science and Technology (IUST), Iran, 2022.
- [9] Phadnis, V.A., Makhdum, F., Roy, A. and Silberschmidt, V. V., "Drilling in carbon / epoxy composites: Experimental investigations and finite element implementation," Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol. 47, pp. 41-51, 2013.
- [10] Isbilir, O. and Ghassemieh, E., "Numerical investigation of the effects of drill geometry on drilling induced delamination of carbon fiber reinforced composites," Composite Structures, Vol. 105, pp. 126-133, 2013.
- [11] Isbilir O. and Ghassemieh, E., "Three-dimensional numerical modelling of drilling of carbon fiber-reinforced plastic composites," Journal of Composite Materials, Vol. 48, No. 10, pp. 1209-1219, 2014.
- [12] Feito, N., López-Puente, J., Santiuste, C. and Miguélez, M. H., "Numerical prediction of delamination in CFRP drilling," Composite Structures, Vol. 108, No. 1, pp. 677-683, 2014.
- [13] Feito, N., Díaz-Álvarez, J., López-Puente, J. and Miguélez, M. H., "Numerical analysis of the influence of tool wear and special cutting geometry when drilling woven CFRPs," Composite Structures, Vol. 138, pp. 285-294, 2016.
- [14] Feito, N., Díaz-Álvarez, J., López-Puente, J. and Miguélez, M. H., "Experimental and numerical analysis of step drill bit performance when drilling woven CFRPs," Composite Structures, Vol. 184, pp. 1147-1155, 2018.
- [15] Chang, F. K. and Lessard, L. B., "Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to compressive loadings: Part I—Analysis," Journal of composite materials, Vol. 25, pp. 2-43, 1991.
- [16] Satyanarayana, A. and Przekop, A., "Predicting failure progression and failure loads in composite open-hole tension coupons," Hampton, VA: NASA Langley Research Center, 2010.
- [17] Aidi, B., and Case, S. W., "Experimental and numerical analysis of notched composites under tension loading," Applied Composite Materials, Vol. 22, pp.837-855, 2015.
- [18] Taheri-Behrooz, F. and Bakhshan, H., "Tensile characteristic length determination of notched woven composite laminates by means of progressive damage analysis," In Persian, Modares Mechanical Engineering, Vol.15, No. 8, pp. 360-370, 2015.
- [19] Mandal, B. and Chakrabarti, A., "Simulating progressive damage of notched composite laminates with various lamination schemes," International Journal of Applied Mechanics and Engineering, Vol. 22, 2017.
- [20] Khechai, A., Tati, A., Guerira, B., Guettala, A. and Mohite, P. M., "Strength degradation and stress analysis of composite plates with circular, square and rectangular notches using digital image correlation," Composite structures, Vol. 185, pp. 699-715, 2018.

در لایه نود درجه مقدار متغیر آسیب برای کشش الیاف و ماتریس و همچنین مود فشاری الیاف، برابر صفر بوده و آسیب فقط در مود فشاری ماتریس ایجاد می‌شود. همچنین مطابق شکل می‌توان دریافت که تورق در لایه‌های چسبنده مابینی رشد کرده است.



**Fig. 18** Damage variable in drilled laminate containing primary delamination under compressive load

شکل 18 متغیر آسیب در چندلایه سوراخ شده حاوی تورق اولیه تحت بار فشاری

## 4- نتیجه‌گیری

ابزار اجزاء محدود، بستر مناسبی برای تحلیل فرآیند دریل کاری چندلایه‌های کامپوزیتی فراهم می‌کند و نتایج حاصل از این ابزار در مقایسه با نتایج تجربی، قابل قبول هستند. از آنجا که متغیرهای مختلفی مانند هندسه و نوع مته، نوع روش سوراخکاری، نرخ تغذیه، سرعت برش و ... تأثیر قابل ملاحظه‌ای بر شکل و اندازه تورق دارند، توصیه می‌شود جهت کاهش هزینه‌های گزاف آزمون‌های تجربی، از این ابزار بهره‌گیری شود.

طبق نتایج این پژوهش، در حالتی که تورق اولیه ناشی از دریل کاری در اطراف سوراخ اعمال شود، نسبت به حالتی که صفحه سوراخ‌دار بدون تورق اولیه فرض گردد، استحکام کششی و فشاری قطعه به ترتیب به طور میانگین به میزان 5.5 و 19.5 درصد افت کرده و هر چه اندازه ناحیه تورق بیشتر باشد، افت استحکام نیز بیشتر می‌شود. با توجه به اینکه افت استحکام فشاری در چندلایه حاوی تورق به مراتب بیشتر از افت استحکام کششی است، لذا اعمال تورق اولیه ناشی از دریل کاری در قطعات تحت بارهای فشاری، اهمیت زیادی دارد. اما با توجه به پیچیدگی مدل‌سازی و تحلیل چندلایه سوراخ‌دار حاوی تورق اولیه، لحاظ کردن تورق اولیه ناشی از دریل کاری در بررسی رفتار مکانیکی قطعات سوراخ‌دار تحت بار کششی خالص، ضروری به نظر نمی‌رسد. طی بررسی‌های انجام شده، ابزار اجزاء محدود در این زمینه نیز دارای ظرفیت مطلوبی جهت پیش‌بینی استحکام قطعه می‌باشد.

- [21] Priyadarshini, A., Pal, S. K. and Samantaray, A. K., "Finite element modeling of chip formation in orthogonal machining," In *Statistical and computational techniques in manufacturing*, Springer, Berlin, Heidelberg, pp. 101-144, 2012.
- [22] Tsai, S. W. and Wu, E. M., "A general theory of strength for anisotropic materials," *Journal of Composite Materials*, Vol. 5, pp. 58-80, 1971.
- [23] Tsai, S. W., "Strength theories of filamentary structures fundamental aspects of fibre reinforced plastic composites." New York: Wiley-Interscience, 1968.
- [24] Hashin, Z., "Failure criteria for unidirectional fibre composites," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47, pp. 329-334, 1980.
- [25] Puck, A. and Schürmann, H., "Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models," *Composites science and technology*, Vol. 62, pp. 1633-1662, 2002.
- [26] Cepero-Mejías, F., Curiel-Sosa, J. L., Blázquez, A., Yu, T. T., Kerrigan, K. and Phadnis, V. A., "Review of recent developments and induced damage assessment in the modelling of the machining of long fibre reinforced polymer composites," *Composite Structures*, Vol. 240, pp. 112006, 2020.
- [27] ABAQUS User's Manual, Version 6.14. Dassault Systèmes Simulia Corp.
- [28] Heidari-Rarani, M. and Sayedain, M., "Finite element modeling strategies for 2D and 3D delamination propagation in composite DCB specimens using VCCT, CZM and XFEM approaches," *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, Vol. 103, pp. 102246, 2019.
- [29] Ghesmati-Kucheki, H., Zakeri, M. and Ayatollahi, M. R., "Investigating the effect of different variables to reduce delamination due to drilling in composite laminates," In *Persian, Iranian Journal of Manufacturing Engineering*, Vol. 8, No. 6, pp. 15-20, 2021.
- [30] Shimizu, S., Sato, M., Koyanagi, J., Suemasu, H., and Kogo, Y., "Numerical simulation of compressive failure of carbon-fiber-reinforced plastic laminates with various hole shapes," *Advanced Composite Materials*, Vol. 30, No. 1, PP. 58-75, 2021.