



اعمال روش سوراخکاری مرحله‌ای برای اندازه‌گیری تنش‌های پسماند غیریکنواخت در کامپوزیت‌های لایه‌ای الیاف-فلز

محمد مهدی محمدی¹، احمد رضا قاسمی^{2*}

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان
2- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان
* کاشان، صندوق پستی 87317-51167، ghasemi@kashanu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 07 اسفند 1393
پذیرش: 20 فروردین 1394
ارائه در سایت: 14 اردیبهشت 1394
کلیدواژگان:
کامپوزیت‌های لایه‌ای الیاف-فلز
روش سوراخکاری مرحله‌ای
روش انتگرال
ماتریس ضرایب کالیبراسیون
تئوری کلاسیک لایه‌ای

چکیده

یکی از زمینه‌های ناشناخته در کامپوزیت‌های لایه‌ای الیاف-فلز (FML) تعیین تنش‌های پسماند بوجود آمده در فرآیند پخت است، که برای بهتر کردن فرآیند طراحی قطعات کامپوزیتی و بالابردن کارایی آن‌ها، از اهمیت روزافزونی برخوردار است. در این پژوهش، با انجام آزمون سوراخکاری مرحله‌ای برای کامپوزیت‌های FML و ثبت کرنش‌های رها شده، به تعیین تنش‌های پسماند در هر مرحله از سوراخکاری کامپوزیت‌های FML پرداخته شده است. توزیع تنش‌های پسماند در ضخامت کامپوزیت‌های FML متغیر است و این تغییرات به کمک روش انتگرال محاسبه گردیده است. بدین منظور ابتدا با شبیه‌سازی اجزای محدود فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای به روش انتگرال به محاسبه ماتریس ضرایب کالیبراسیون پرداخته شد. در ادامه، نمونه‌های FML با چیدمان $[AL/O_2^0/90_2^0]_s$ مورد آزمایش قرار گرفتند. با اندازه‌گیری کرنش‌های رها شده در گام‌های متوالی سوراخکاری، تنش‌های پسماند در هر مرحله از سوراخکاری کامپوزیت‌های FML تعیین گردید. نتایج تجربی بدست آمده برای کامپوزیت‌های FML و نتایج تحلیلی حاصل از تعمیم تئوری کلاسیک لایه‌ای توافق بسیار مناسبی را نشان می‌دهند. انطباق مناسب نتایج تجربی و تحلیلی اعتبار روش انتگرال را برای تعیین تنش‌های پسماند غیر یکنواخت در کامپوزیت‌های FML مورد تأیید قرار می‌دهد.

Applications of the Incremental Hole-Drilling Method for Measurement of Non-Uniform Residual Stresses in Fiber Metal Laminates

Mohammad Mehdi Mohammadi, Ahmad Reza Ghasemi*

Department of Mechanical Engineering, University of Kashan, Kashan, Iran
* P.O.B. 8731751167 Kashan, Iran, ghasemi@kashanu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 26 February 2015
Accepted 09 April 2015
Available Online 04 May 2015

Keywords:
Fiber Metal Laminates
Incremental Hole-Drilling
Integral Method
Calibration Coefficients Matrix
Classical Laminate Theory

ABSTRACT

In this paper, the incremental hole-drilling method is used to measure experimentally with accuracy non-uniform residual stresses in each ply of fiber metal laminate (FML) composites. Integral method was used for the approximation of residual stress. This method is considered a constant and uniform residual stress analysis at each hole-drilling depth increment. First, finite element method is used to calculate the calibration coefficients matrix of the incremental hole drilling process. The calibration coefficients matrix determined by finite element analysis can be used directly in the experiment. Calibration coefficients matrix is used to relate the measured strain relaxation field with the existing residual stresses prior to the hole-drilling process. Also, for the experimental determination, released strains induced by high speed drilling process on FML composites with a stacking sequence of $[AL/O_2^0/90_2^0]_s$ have been quantified. Finally, the experimental measurements are compared with the theoretical predictions of the classical laminate theory. Good agreement between the experimental data and theoretical prediction show that, incremental hole-drilling technique can be proved to be successfully applied for measuring non-uniform residual stresses in FML composites.

1- مقدمه

لایه‌های نازک فلزی هستند که در میان آن‌ها الیاف با جنس‌های مختلف قرار می‌گیرد و به وسیله رزین اپوکسی به هم متصل می‌شوند [1]. از پرکاربردترین کامپوزیت‌های FML که تاکنون ساخته شده است می‌توان به چندلایه‌های آلومینیوم تقویت شده با الیاف کربن²، چندلایه‌های آلومینیوم تقویت شده با

نوآوری‌هایی که در دهه‌های اخیر در زمینه کامپوزیت‌ها رخ داده است، زمینه را برای ساخت نسل جدیدی از کامپوزیت‌های هیبریدی با نام کامپوزیت‌های لایه‌ای الیاف-فلز¹ (FML) مهیا کرده است. این کامپوزیت‌ها متشکل از

2- Carbon Reinforced Aluminum Laminates (CARAL)

1- Fiber Metal Laminates (FMLs)

Please cite this article using:

M. M. Mohammadi, A. R. Ghasemi, Applications of the Incremental Hole-Drilling Method for Measurement of Non-Uniform Residual Stresses in Fiber Metal Laminates, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 6, pp. 335-345, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

برای تخمین تنش‌های پسماند حداکثر تا 50% تنش تسلیم جسم است. همچنین این روش تنها برای اندازه‌گیری تنش‌های پسماند یکنواخت در ضخامت مواد با رفتار الاستیک خطی مورد استفاده قرار می‌گیرد [14].

در بسیاری از موارد، تنش‌های پسماند ناشی از روش‌های ساخت در راستای عمق قطعه متغیر بوده و تغییرات تنش در نزدیکی سطح بسیار شدید است. همچنین در برخی از فرآیندها مانند عملیات‌های حرارتی - مکانیکی، پروفیل تنش در راستای ضخامت بر کارکرد قطعه تأثیرگذار بوده و بعنوان معیار کنترل کیفیت استفاده می‌شود. بدیهی است که استفاده از روش سوراخکاری مرکزی در این گونه موارد معتبر نمی‌باشد.

غیر یکنواخت بودن تنش‌های پسماند در عمق سازه‌های کامپوزیتی سبب پیدایش روش سوراخکاری مرحله‌ای شد. مطالعات زیادی در جهت توسعه تکنیک مناسبی برای اندازه‌گیری تنش‌های پسماند غیریکنواخت در چندلایه‌های کامپوزیتی انجام شده است. در نتیجه این پژوهش‌ها روش‌های مختلفی ارائه شده است که از جمله آن‌ها می‌توان به روش کرنش مرحله‌ای³، روش تنش متوسط⁴، روش سری‌های توانی⁵ و روش انتگرال اشاره کرد [15].

روش انتگرال، پرکاربردترین تکنیک برای تعیین تنش‌های پسماند غیریکنواخت در فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای است. در این روش فرض می‌شود که کرنش‌های اندازه‌گیری شده در هر مرحله از فرآیند سوراخکاری، ناشی از آزاد شدن تنش‌ها در تمام مراحل قبلی ایجاد سوراخ است. قاسمی و همکارانش [16] با توسعه روش انتگرال به تعیین تنش‌های پسماند غیریکنواخت در عمق چندلایه‌های کامپوزیتی با چیدمان‌های متعامد و شبه همسانگرد پرداختند. شکریه و اکبری [17]، تنش‌های پسماند ایجاد شده در یک حلقه جدار نازک را به روش انتگرال مورد بررسی قرار دادند. تاکنون هیچ پژوهشی در زمینه تعیین تنش‌های پسماند غیریکنواخت در کامپوزیت‌های FML مشاهده نشده است.

در این تحقیق، ابتدا تئوری روش سوراخکاری مرحله‌ای برای محاسبه تنش‌های پسماند بیان شده و روابط لازم برای محاسبه تنش‌های پسماند غیریکنواخت در ضخامت یک قطعه با رفتار الاستیک خطی به روش انتگرال استخراج گردید. سپس با شبیه‌سازی فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای به روش انتگرال به تعیین ماتریس ضرایب کالیبراسیون در کامپوزیت‌های FML مبادرت گردید. در ادامه با انجام آزمون سوراخکاری مرحله‌ای، به اندازه‌گیری کرنش‌های رها شده در کامپوزیت‌های FML با چیدمان $[AL/O_2/90_2]_s$ پرداخته شد. در پایان با داشتن ماتریس ضرایب کالیبراسیون و کرنش‌های اندازه‌گیری شده، تنش‌های پسماند در کامپوزیت‌های FML تعیین گردید. همچنین صحت نتایج تجربی به‌دست آمده به کمک نتایج تحلیلی حاصل از تعمیم تئوری کلاسیک لایه‌ای مورد ارزیابی قرار گرفت.

2- تئوری روش سوراخکاری مرحله‌ای

در روش سوراخکاری مرحله‌ای، ابتدا کرنش‌سنج روزت، به سطح یک قطعه دارای تنش‌های پسماند چسبیده می‌شود. سپس یک سوراخ کوچک با عمق اندکی بزرگتر از قطر سوراخ در مرکز کرنش‌سنج روزت ایجاد می‌گردد. این سوراخ بصورت محلی تنش‌ها را در محیط پیرامون آزاد نموده و کرنش‌های رها شده، مطابق شکل 1 به کمک کرنش‌سنج‌هایی که در اطراف سوراخ و در فواصل مساوی نصب شده‌اند، در سه راستا اندازه‌گیری می‌شوند [18]. در این

الیاف آرامید¹ و چندلایه‌های آلومینیوم تقویت شده با الیاف شیشه² اشاره نمود [2]. کامپوزیت‌های FML دارای مجموعه خواص منحصر به فردی هستند که از جمله آن می‌توان به مقاومت در برابر مشتعل شدن، مقاومت در برابر خستگی، مقاومت بسیار بالا در برابر بارهای استاتیکی، استحکام در مقابل رشد ترک و مقاومت بالای این چندلایه‌ها در مقابل ضربه اشاره نمود [3-5].

نتایج کار پژوهشگران نشان می‌دهد، در حالیکه جایگزینی کامپوزیت‌های FML به واسطه دارا بودن خواص مطلوب با آلومینیوم و کامپوزیت الیافی سودمند است، اما در مورد کاربرد فراگیر این نوع کامپوزیت‌ها چندین مسأله اساسی وجود دارد که از جمله آن‌ها می‌توان به ایجاد خوردگی بین لایه‌های آلومینیوم و الیاف کربن، اتصال ضعیف الیاف آرامید با زمینه پلیمری و ایجاد تنش پسماند قابل توجه در لایه‌های فلزی اشاره نمود [6].

یکی از زمینه‌های ناشناخته در مورد کامپوزیت‌های FML، بررسی تنش‌های پسماند حرارتی بوجود آمده در فرآیند پخت است. این تنش‌ها به خاطر اختلاف در ضرایب انبساط حرارتی آلومینیوم و کامپوزیت الیافی، انقباض متفاوت لایه‌های متوالی به دلیل اختلاف جهات اصلی آن‌ها و انجماد غیر یکنواخت قطعه بوجود می‌آیند [7]. اندازه این تنش‌ها به خواص ماده، ساختار چندلایه و فرآیند ساخت بستگی دارد. تنش‌های پسماند اغلب باعث کاهش مقاومت چندلایه‌ها در برابر بارهای خستگی، کماتش چندلایه‌های نامتقارن، شروع تورق، پاره شدن الیاف و ترک برداشتن عرضی می‌شود که در نهایت بازده و کارایی سازه را کاهش می‌دهد [8]. به دلیل اثرپذیری تنش‌های پسماند از پارامترهای متنوع در حین فرآیند ساخت و همچنین محدودیت‌های روش‌های مدل‌سازی، مدل‌سازی اغلب فرآیندهای ساخت بطور کامل انجام نمی‌شود. به همین دلیل نتایج عددی بدست آمده از مدل‌سازی فرآیندهای ساخت برای تخمین تنش‌های پسماند همیشه قابل اعتماد نبوده و به اعتبارسنجی نیاز دارند. در این رابطه توسعه روش‌های تجربی اندازه‌گیری تنش‌های پسماند از اهمیت روزافزونی برخوردار است.

روش سوراخکاری مرکزی پرکاربردترین روش تجربی اندازه‌گیری تنش‌های پسماند است که بصورت استاندارد ASTM E-837 [9] ارائه شده است. این روش استاندارد تنها در مواردی که تنش‌های پسماند در عمق قطعه یکنواخت باشند، بکار برده می‌شود. تعمیم روش سوراخکاری مرکزی در مواد ارتوتروپیک توسط شاجر و یانگ [10] ارائه شد. آن‌ها ارتباط بین تنش‌های پسماند و کرنش‌های رها شده را از طریق ماتریس ضرایب کالیبراسیون بیان نمودند. همچنین با یک حل تحلیلی، ضرایب کالیبراسیون را برای گستره مناسبی از مواد ارتوتروپیک محاسبه نمودند و نشان دادند که این ضرایب به هندسه کرنش‌سنج، خواص الاستیک نمونه، قطر و عمق سوراخ وابسته است.

شکریه و قاسمی [11، 12] با شبیه‌سازی روش سوراخکاری مرکزی، تنش‌های پسماند را در صفحات فلزی، تک‌لایه ارتوتروپیک و سطح چندلایه کامپوزیتی مورد مطالعه قرار دادند. همچنین آن‌ها با حل دقیق روابط تنش و کرنش در اطراف سوراخ و در یک لایه ارتوتروپیک، ضرایب کالیبراسیون را در نقاط کرنش‌سنجی روزت، به‌دست آوردند [13]. بر اساس نتایج به‌دست آمده، ضرایب کالیبراسیون تابعی از خواص الاستیک ماده و نسبت قطر سوراخ به قطر کرنش‌سنج روزت است.

روش سوراخکاری مرکزی با داشتن مزیت‌هایی زیاد همچون استاندارد بودن، قابل حمل بودن تجهیزات، سهولت استفاده و قیمت مناسب دارای محدودیت‌هایی نیز می‌باشد. مطابق استاندارد ASTM E837 اعتبار این روش

3- Incremental Strain Method
4- Average Stress Method
5- Power Series Method

1- Aramid Reinforced Aluminum Laminates (ARALL)
2- Glass Reinforced Aluminum Laminates (GARALL)

پسماند در z زمین مرحله سوراخکاری است. همچنین $U_j(x)$ توابع پله هستند، که بصورت معادله (3) تعریف می‌شوند.

$$U_j(x) = \begin{cases} 1 & h_{j-1} \leq x \leq h_j \\ 0 & x < h_{j-1}, x > h_j \end{cases} \quad (3)$$

با جایگذاری معادلات (2) و (3) در معادله (1)، ضرایب σ_j متناظر با مقدار تنش در فاصله $h_{j-1} \leq x \leq h_j$ بصورت معادله (4) تعیین می‌شوند.

$$\varepsilon(h_i) = \sum_{j=1}^n \sigma_j \left(\int_0^{h_i} C(x, h_i) U_j(x) dx \right) = \sum_{j=1}^n C_{ij} \sigma_j \quad (4)$$

که در رابطه (4)، ضرایب C_{ij} ، به کمک معادله (5) معین می‌شوند.

$$C_{ij} = \int_0^{h_i} C(x, h_i) U_j(x) dx = \int_{h_{j-1}}^{h_j} C(x, h_i) dx \quad (5)$$

معادله ماتریسی (6) ارتباط کلی میان کرنش‌های رها شده و تنش‌های پسماند در i مرحله از فرآیند سوراخکاری به روش انتگرال را نشان می‌دهد.

$$\{\varepsilon_{\text{step},i}\} = [C_{ij}] \{\sigma_{\text{step},j}\} \quad (6)$$

در معادله ماتریسی (6):

$$C_{ij} = \begin{bmatrix} C_{ij}^{11} & C_{ij}^{12} & C_{ij}^{13} \\ C_{ij}^{21} & C_{ij}^{22} & C_{ij}^{23} \\ C_{ij}^{31} & C_{ij}^{32} & C_{ij}^{33} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\sigma_{\text{step},j} = \begin{cases} \sigma_{\text{step},j}^x \\ \sigma_{\text{step},j}^{xy} \\ \sigma_{\text{step},j}^y \end{cases} \quad (8)$$

$$\varepsilon_{\text{step},i} = \begin{cases} \varepsilon_{\text{step},i}^1 \\ \varepsilon_{\text{step},i}^2 \\ \varepsilon_{\text{step},i}^3 \end{cases} \quad (9)$$

در روابط (7) تا (9) $\varepsilon^3, \varepsilon^2, \varepsilon^1$ بیانگر مقادیر کرنش‌های اندازه‌گیری شده توسط کرنش‌سنج ریز و $\sigma^x, \sigma^{xy}, \sigma^y$ تنش‌های پسماند موجود در هر گام از سوراخکاری چندلایه می‌باشند. با جایگذاری روابط (7) تا (9) در معادله ماتریسی (6) ارتباط کلی میان تنش‌های پسماند و کرنش‌های اندازه‌گیری شده در هر مرحله از فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای بدست می‌آید. اگر $n = 3$ باشد (3 مرحله سوراخکاری)، مطابق معادله ماتریسی (10) خواهیم داشت:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{\text{step},1}^1 \\ \varepsilon_{\text{step},1}^2 \\ \varepsilon_{\text{step},1}^3 \\ \varepsilon_{\text{step},2}^1 \\ \varepsilon_{\text{step},2}^2 \\ \varepsilon_{\text{step},2}^3 \\ \varepsilon_{\text{step},3}^1 \\ \varepsilon_{\text{step},3}^2 \\ \varepsilon_{\text{step},3}^3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11}^{11} & C_{11}^{12} & C_{11}^{13} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{11}^{21} & C_{11}^{22} & C_{11}^{23} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{11}^{31} & C_{11}^{32} & C_{11}^{33} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{21}^{11} & C_{21}^{12} & C_{21}^{13} & C_{22}^{11} & C_{22}^{12} & C_{22}^{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21}^{21} & C_{21}^{22} & C_{21}^{23} & C_{22}^{21} & C_{22}^{22} & C_{22}^{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21}^{31} & C_{21}^{32} & C_{21}^{33} & C_{22}^{31} & C_{22}^{32} & C_{22}^{33} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31}^{11} & C_{31}^{12} & C_{31}^{13} & C_{32}^{11} & C_{32}^{12} & C_{32}^{13} & C_{33}^{11} & C_{33}^{12} & C_{33}^{13} \\ C_{31}^{21} & C_{31}^{22} & C_{31}^{23} & C_{32}^{21} & C_{32}^{22} & C_{32}^{23} & C_{33}^{21} & C_{33}^{22} & C_{33}^{23} \\ C_{31}^{31} & C_{31}^{32} & C_{31}^{33} & C_{32}^{31} & C_{32}^{32} & C_{32}^{33} & C_{33}^{31} & C_{33}^{32} & C_{33}^{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{\text{step},1}^x \\ \sigma_{\text{step},1}^{xy} \\ \sigma_{\text{step},1}^y \\ \sigma_{\text{step},2}^x \\ \sigma_{\text{step},2}^{xy} \\ \sigma_{\text{step},2}^y \\ \sigma_{\text{step},3}^x \\ \sigma_{\text{step},3}^{xy} \\ \sigma_{\text{step},3}^y \end{bmatrix} \quad (10)$$

هندسه، R_0 و R به ترتیب شعاع سوراخ و شعاع دایره مرکز قرار گرفتن سه کرنش‌سنج یک ریز می‌باشند.

در روش سوراخکاری مرحله‌ای رابطه بین کرنش‌های اندازه‌گیری شده و تنش‌های موجود آورنده، رابطه‌ای یک به یک نیست. علت این امر محدودیت فیزیکی در انجام آزمایش است [19]. در این روش، کرنش‌سنج در سطح نمونه چسبانده شده و کرنش‌های رها شده روی سطح قرائت می‌شوند، در صورتی که تنش‌های غیریکنواخت در عمق قطعه قرار دارند.

در نتیجه رابطه بین تنش‌های آزاد شده و کرنش‌های ثبت شده به صورت رابطه انتگرالی (1) در نظر گرفته می‌شود [17]:

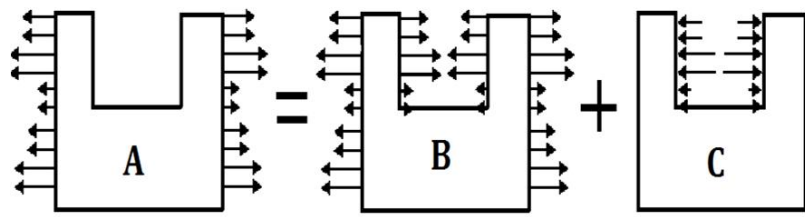
$$\varepsilon(h_i) = \int_0^{h_i} C(x, h_i) \sigma(x) dx \quad 1 \leq i \leq n \quad (1)$$

که در رابطه (1)، h_i عمق شیار، $\varepsilon(h_i)$ کرنش‌های ثبت شده در حالتی که عمق سوراخ به h_i رسیده باشد، $\sigma(x)$ تنش‌های پسماند و تابع کرنل $C(x, h_i)$ بیانگر ارتباط کرنش ناشی از تنش موجود در عمق x در شیار با عمق h_i است. با توجه به مجهول بودن $\sigma(x)$ ، برای حل معادله (1) ابتدا باید توزیع خاصی برای تنش‌های پسماند در نظر گرفت.

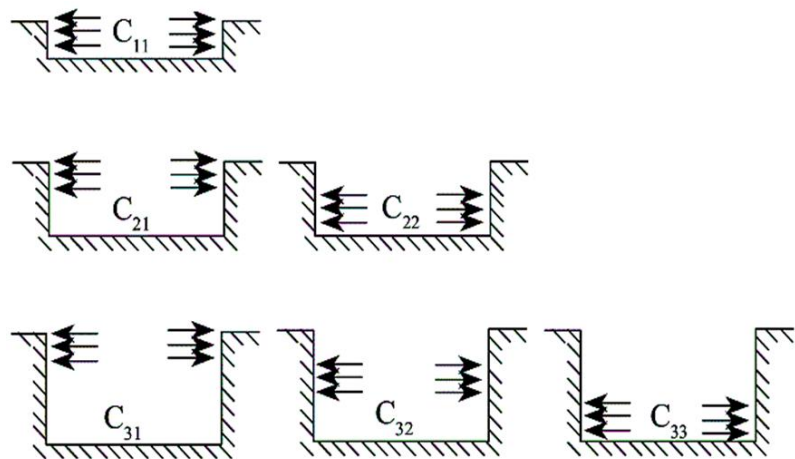
کاربرد روش انتگرال در چندلایه‌های کامپوزیتی، به علت ناپیوسته بودن تنش‌های پسماند در مرز لایه‌ها بسیار رایج است [14,16]. در این روش برای تعیین تنش‌های پسماند غیریکنواخت در راستای ضخامت، کل بازه مورد نظر به چند زیر بازه تقسیم شده و مقدار تنش در هر زیر بازه ثابت و یکنواخت در نظر گرفته می‌شود (شکل 2). همچنین با توجه به اینکه برای مواد با رفتار الاستیک خطی، کرنش‌های اندازه‌گیری شده در هر گام از سوراخکاری، نتیجه آزاد شدن تنش‌های پسماند محبوس در تمام مراحل قبلی ایجاد سوراخ می‌باشد. بنابراین تغییرات کرنش اندازه‌گیری شده در هر گام از سوراخکاری، علاوه بر تنش‌های موجود در همان گام به تنش‌های موجود در مراحل قبلی نیز متأثر می‌گردد [16,20]. با در نظر گرفتن فرضیات روش انتگرال، توزیع تنش‌های پسماند در امتداد ضخامت و در هر مرحله از افزایش عمق سوراخ به صورت معادله (2) در نظر گرفته می‌شود.

$$\sigma(x_j) = \sum_{j=1}^n \sigma_j U_j(x) \quad h_{j-1} \leq x \leq h_j \quad (2)$$

که در آن n تعداد مراحل ایجاد سوراخ به عمق h_j و σ_j مقادیر تنش‌های



شکل 3 قانون جمع آثار در تعیین ضرایب کالیبراسیون



شکل 4 نحوه بارگذاری در محاسبه ضرایب کالیبراسیون به روش انتگرال

پسماند لایه با ماتریس ضرایب C_{11} مرتبط است. در گام دوم، لایه دوم سوراخ شده و کرنش‌های رها شده را می‌توان به دو بخش تقسیم کرد: کرنش‌های رها شده ناشی از افزایش عمق سوراخ که با ماتریس ضرایب کالیبراسیون C_{21} مرتبط است و کرنش‌های رها شده ناشی از تنش‌های پسماند لایه دوم که با C_{22} متناسب است.

3-2- شبیه‌سازی

در این قسمت روش سوراخکاری مرحله‌ای برای کامپوزیت‌های FML به کمک روش اجزاء محدود شبیه‌سازی شده است. با انجام این شبیه‌سازی ماتریس ضرایب کالیبراسیون بدست می‌آیند. این ضرایب نسبت به تنش اولیه وارد به نمونه بدون بعد بوده و قابل استفاده در یک آزمایش واقعی جهت تعیین تنش‌های پسماند نمونه آزمایشی می‌باشند.

با استفاده از نرم افزار اجزای محدود انسیس، برنامه‌ای برای شبیه‌سازی فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای و تعیین ماتریس ضرایب کالیبراسیون در کامپوزیت‌های FML نوشته شد. چندلایه‌ها به کمک اجزای سه بعدی لایه‌ای SOLID 185 مدل‌سازی شدند و برای اعمال فشار بر دیواره‌های سوراخ از اجزای سازه‌ای سه بعدی SURF 154 استفاده گردید. همچنین محل نصب کرنش‌سنج‌ها نیز روی سطح چندلایه به دقت شبکه بندی گردید (شکل 5).

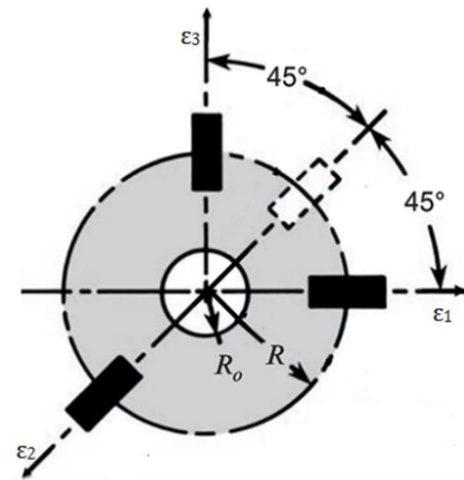
در شبیه‌سازی، هر لایه به صورت جداگانه مدل‌سازی شده است. در این حالت هر لایه تک جهته، خواص خود را از لحاظ جنس، ضخامت و راستای الیاف داراست و با دیگر لایه‌ها متفاوت است. ابعاد هندسی و خواص مکانیکی اجزای سازنده کامپوزیت FML به ترتیب در جداول 1 و 2 ارائه شده است.

جدول 1 ابعاد هندسی در شبیه‌سازی اجزای محدود (بر حسب میلی‌متر)

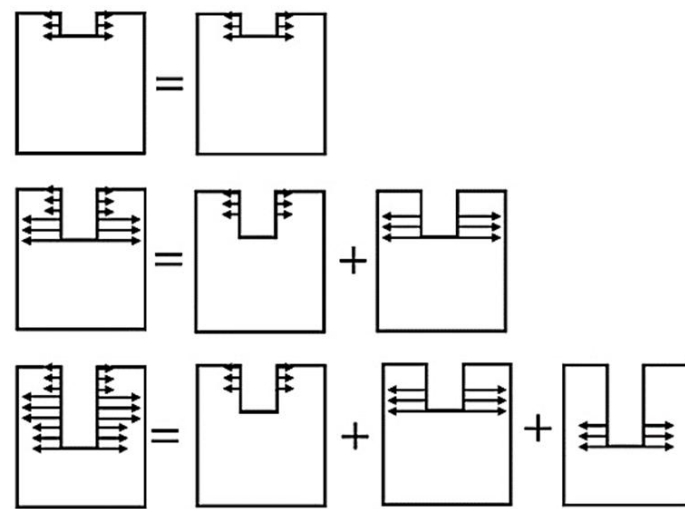
ابعاد	ابعاد	قطر	قطر	ضخامت	ضخامت
صفحه	کرنش‌سنج	روزت	سوراخ	لایه کامپوزیتی	صفحه فلزی
150×150	1/3×1/5	5/14	2	0/2	0/4

جدول 2 خواص کشسان اجزای سازنده در شبیه‌سازی اجزای محدود

جنس	ν_{xy}	G_{xy} (GPa)	E_y (GPa)	E_x (GPa)
کامپوزیت (شیشه/اپوکسی)	0/31	3/4	9/1	23/8
فلز (آلمینیوم - 3105)	0/33	25	69	69



شکل 1 نقاط کرنش‌سنجی و جهت اندازه‌گیری کرنش در روش سوراخکاری



شکل 2 فرض اساسی در روش انتگرال جهت تعیین تنش‌های پسماند غیر یکنواخت

3- تعیین ضرایب کالیبراسیون به روش اجزاء محدود

3-1- تئوری

در این بخش برای محاسبه ضرایب کالیبراسیون و استفاده از آن‌ها در تخمین تنش‌های پسماند متغیر در ضخامت از شبیه‌سازی اجزاء محدود استفاده شده است. با استفاده از اصل بر هم نهی، با اعمال توزیع تنش مساوی و مخالف با توزیع تنش‌های پسماند محبوس در نمونه، کرنش‌های رها شده با کرنش‌های اندازه‌گیری شده حاصل از روش سوراخکاری مرحله‌ای یکسان است. در این حالت با حذف المان‌های واقع در محل سوراخ و اعمال بار به دیواره سوراخ، ضرایب کالیبراسیون محاسبه می‌شوند. برای مدلسازی حالت مرگ المان‌ها از روش کاهش سفتی المان‌های موجود در ناحیه سوراخ به مقدار 10^{-6} استفاده می‌شود. همچنین برای ایجاد تنش پسماند در ضخامت مورد نظر از بارگذاری بر روی دیواره سوراخ چندلایه استفاده شده است. اساس این روش مبتنی بر قانون جمع آثار در مواد با رفتار الاستیک خطی است.

مطابق شکل 3 تغییرات کرنش بدست آمده توسط کرنش‌سنج نشان داده شده در مدل A با مجموع تغییرات کرنش بدست آمده توسط کرنش‌سنج با موقعیت یکسان در مدل B و C برابر می‌باشد. در مدل B به دلیل تعادل در تنش‌ها، کرنش‌سنج هیچ تغییری ثبت نکرده و بنابراین تغییرات آن صفر می‌باشد، زیرا مقادیر کرنش اندازه‌گیری شده توسط هر کرنش‌سنج و در سطح چندلایه تحت تنش، بر اساس تفاضل کرنش قبل و بعد از سوراخکاری، در نقاط کرنش‌سنجی روزت بدست می‌آید. در نتیجه مقدار تغییرات کرنش ایجاد شده در مدل A برابر با مدل C خواهد بود. بنابراین در مدل‌سازی اجزاء محدود به جای ایجاد تنش در ضخامت مورد نظر (مدل A) از اعمال تنش بر سطح مورد نظر استفاده می‌گردد (مدل C). شکل 4 نحوه محاسبه ماتریس ضرایب کالیبراسیون به روش انتگرال را نشان می‌دهد. در گام اول، سوراخکاری لایه اول صورت گرفته و کرنش‌های رها شده ناشی از تنش‌های

محاسبه گردیدند. در این حالت نیز با حذف المان‌های واقع در محل سوراخ و اعمال بار به دیواره سوراخ، ضرایب کالیبراسیون محاسبه و برای تعیین تنش‌های پسماند مجهول به کار برده شدند.

3-3- تعیین ماتریس ضرایب کالیبراسیون

با توجه به تحقیقات انجام شده بر روی کامپوزیت‌های FML، از یک نمونه متداول و کاربردی چندلایه آلومینیوم تقویت شده با الیاف شیشه با چیدمان $[AL/0_2/90_2]_s$ استفاده گردید. عمق پیشروی در هر گام $0/4 \text{ mm}$ در نظر گرفته شد. بدین ترتیب در گام اول سوراخکاری لایه فلزی، در گام دوم سوراخکاری دو لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف 0° ، و در گام سوم سوراخکاری دو لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف 90° صورت گرفت. در رابطه (12) نتایج ماتریس ضرایب کالیبراسیون برای سه مرحله سوراخکاری ارائه شده است.

با توجه به نتایج بدست آمده مشخص است که:

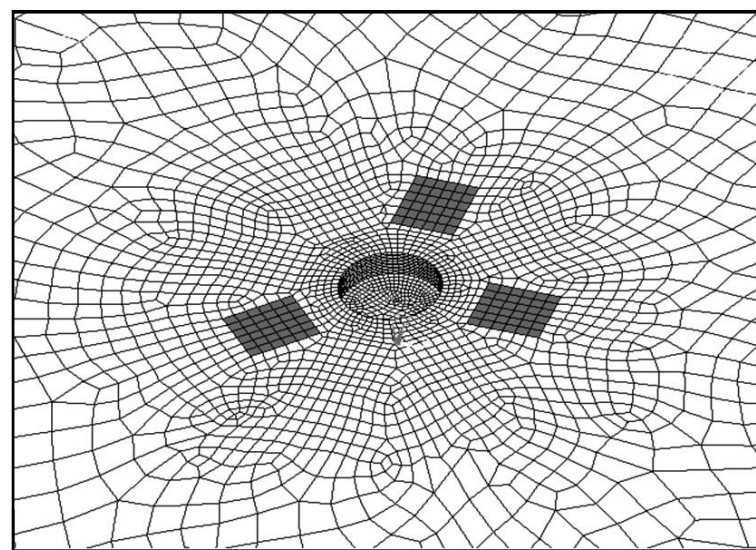
- 1- مقادیر C_{ij}^{32} و C_{ij}^{12} در تمام ماتریس‌های ضرایب کالیبراسیون صفر هستند. این ضرایب بیان‌کننده اثر تنش برشی بر کرنش‌های اندازه‌گیری شده در راستای کرنش‌سنج‌های 0° و 90° می‌باشد. بنابراین به دلیل عدم وجود تنش‌های پسماند برشی در چندلایه‌های متعامد، این ضرایب صفر هستند.
- 2- با افزایش عمق سوراخکاری، اختلاف بین مقادیر عددی ستون‌های ماتریس ضرایب کالیبراسیون کاهش می‌یابد. این کاهش به معنی کم شدن اثرات لایه‌های بالایی با فاصله دورتر بر سوراخکاری لایه‌های زیرین است. بنابراین کرنش‌های رها شده در اثر افزایش عمق را می‌توان تنها در افزایش کرنش‌های رها شده در یک لایه بالاتر خلاصه نمود. این نتیجه کاربرد روش انتگرال در کامپوزیت‌های FML را ساده‌تر می‌کند.

4- نتایج تجربی اندازه‌گیری تنش‌های پسماند

4-1- انتخاب مواد

برای ساخت نمونه‌های FML از ورق آلومینیوم، الیاف شیشه تک جهت E-250 و رزین پلیمری ML-506 استفاده شد. رزین بکار برده شده بر پایه رزین اپوکسی بوده و با نسبت ترکیب وزنی 15:100 با سخت‌کننده HA-11 که بر پایه هاردنر پلی‌آمینی است، ترکیب شد. خواص مکانیکی-حرارتی هر یک از اجزای سازنده نمونه‌ها در جدول 3 بیان شده است. خواص مکانیکی لایه‌های کامپوزیتی که با انجام آزمایش‌های کشش و برش بدست آمده در جدول 2 ارائه شده است. آزمایش‌ها به ترتیب با رعایت شرایط مشخص شده در استانداردهای ASTM D3039 و ASTM D3518 [21] صورت گرفته و طی آن مقادیر تنش-کرنش اندازه‌گیری گردیده و مشخصه‌سازی مواد انجام شده است. همچنین خواص حرارتی لایه‌های کامپوزیت شیشه/اپوکسی نیز بر اساس روابط میکرومکانیک [22] و به کمک رابطه (13) محاسبه شد.

$$\begin{bmatrix} -4.8902 & 0 & 1.9150 & 0 & 0 & 0 \\ -1.4855 & -6.7276 & -1.4631 & 0 & 0 & 0 \\ 1.8419 & 0 & -4.9250 & 0 & 0 & 0 \\ -5.0561 & 0 & 2.0474 & -5.2645 & 0 & 2.4983 \\ -1.4736 & -6.8946 & -1.4626 & -1.4339 & -7.5129 & -1.3328 \\ 2.0294 & 0 & -5.0558 & 2.3720 & 0 & -5.2463 \\ -5.0564 & 0 & 2.0470 & -5.2566 & 0 & 2.4844 \\ -1.4738 & -6.8947 & -1.4629 & -1.4341 & -7.4988 & -1.3373 \\ 2.0292 & 0 & -5.0561 & 2.3622 & 0 & -5.2384 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -5.1801 & 0 & 2.4199 \\ -1.4047 & -7.4164 & -1.3612 \\ 2.3494 & 0 & -5.2241 \end{bmatrix} \quad (12)$$



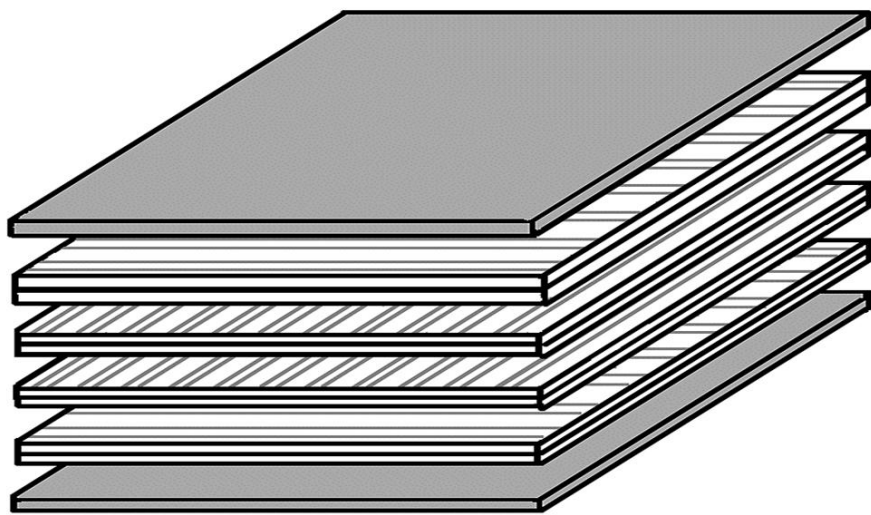
شکل 5 مدل سه بعدی مورد استفاده در شبیه‌سازی اجزای محدود

برای محاسبه ضرایب کالیبراسیون نیاز به محاسبه کرنش میانگین در راستای نصب کرنش‌سنج است. بنابراین برای کرنش‌سنجی که در راستای X قرار دارد ϵ_x ، برای کرنش‌سنجی که در راستای Y قرار دارد ϵ_y ، و برای کرنش‌سنج در راستای 45° ، ϵ_r در راستای 45° و در محدوده کرنش‌سنج میانگین گرفته می‌شود. کرنش‌های آزاد شده از طریق روش اجزای محدود و بر اساس اصل برهم‌نهی قابل محاسبه است. با استفاده از اصل برهم‌نهی، با اعمال توزیع تنش مساوی و مخالف با توزیع تنش‌های پسماند محبوس در نمونه، کرنش‌های رها شده با کرنش‌های اندازه‌گیری شده حاصل از روش سوراخکاری مرحله‌ای یکسان است. ضرایب کالیبراسیون، ضرایب تبدیل کرنش‌های اندازه‌گیری شده به تنش‌های پسماند موجود در قطعه‌اند [16].

در شبیه‌سازی برای محاسبه هر یک از ماتریس‌های ضرایب کالیبراسیون C_{ij} ، با استفاده از روابط دایره مور سه حل اجزای محدود جداگانه شامل، $\sigma_x = 1$ ، $\sigma_y = 1$ ، $\tau_{xy} = 1$ (بارگذاری در راستای X، بارگذاری در راستای Y و بارگذاری برشی در صفحه XY) در نظر گرفته شده است. تنش شعاعی موجود در هر نقطه از دیواره سوراخ به کمک رابطه (11) محاسبه می‌گردد.

$$\sigma_{rr} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} + \frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \cos 2\theta + \tau_{xy} \sin 2\theta \Rightarrow \sigma_{rr} = \sigma_x \cos^2 \theta + \sigma_y \sin^2 \theta + \tau_{xy} \sin 2\theta \quad (11)$$

در شکل 6 طرحواره‌ای از سه شبیه‌سازی انجام شده در استخراج ماتریس ضرایب کالیبراسیون نشان داده شده است. برای محاسبه ضرایب ستون اول ماتریس C_{ij}^{11} ، C_{ij}^{21} و C_{ij}^{31} تنش در جهت کرنش‌سنج شماره 1 (جهت الیاف) اعمال گردید. در این حالت با حذف المان‌های واقع در محل سوراخ و اعمال بار به دیواره سوراخ، ضرایب کالیبراسیون محاسبه شدند. سپس با اعمال تنش در راستای کرنش‌سنج شماره 3 (راستای عمود بر الیاف)، ضرایب ستون سوم ماتریس C_{ij}^{22} و C_{ij}^{32} محاسبه شدند. همچنین با اعمال تنش برشی معلوم ضرایب ستون دوم ماتریس C_{ij}^{31} و C_{ij}^{32} محاسبه شدند.



شکل 7 طرح شماتیک لایه چینی در نمونه‌های FML ساخته شده



شکل 8 سیکل حرارتی برای پخت نمونه‌های FML

جدول 4 نحوه محاسبه درصد حجمی الیاف در نمونه‌های FML

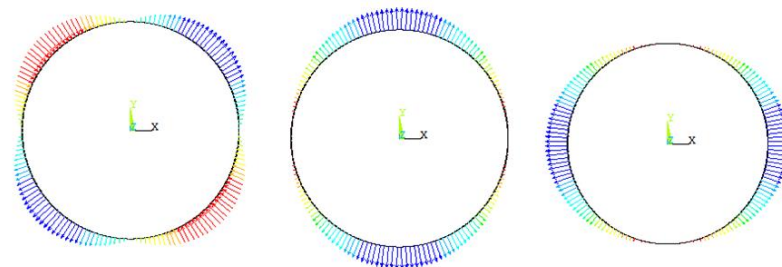
مقدار	روابط	خواص نمونه
55/708	w_f	وزن لایه‌های الیاف (gr)
55/135	w_{Al}	وزن ورق آلومینیوم (gr)
130/306	w_{FML}	وزن نمونه ساخته شده (gr)
20/094	$w_m = w_{FML} - (w_{Al} + w_f)$	وزن رزین مصرفی (gr)
22/209	$v_f = w_f / \rho_f$	حجم الیاف (cm ³)
18/103	$v_m = w_m / \rho_m$	حجم رزین مصرفی (cm ³)
73	$W_f = w_f / (w_f + w_m)$	درصد وزنی الیاف
55	$V_f = v_f / (v_f + v_m)$	درصد حجمی الیاف

کاهش می‌یابد [12]. کرنش‌سنج انتخابی دارای ابعاد $1/5 \times 1/3$ mm می‌باشد. همچنین سوراخکاری نمونه‌های FML توسط دستگاه فرز CNC با سرعت دورانی 5000 rpm و نرخ پیشروی $20 \mu\text{m/s}$ صورت گرفت. مته مورد استفاده نیز از جنس فولاد HSS با قطر 2 mm انتخاب گردید.

سوراخکاری مرحله‌ای کامپوزیت‌های FML به وسیله دستگاه فرز امکان پیشروی در عمق با سرعت و نرخ پیشروی ثابت را با دقت زیاد فراهم می‌نماید. این امر امکان ثبت کرنش‌های رها شده در هر مرحله از عملیات سوراخکاری را فراهم می‌نماید. علاوه بر این به دلیل استفاده از دستگاه فرز، امکان توقف نرخ پیشروی دستگاه، با وجود حرکت دورانی مته وجود دارد. بنابراین در حین عملیات سوراخکاری، پس از هر مرحله سوراخکاری، زمان لازم برای آزاد شدن و ثبت کامل کرنش‌ها، در نظر گرفته شده است.

5-4- روش انجام آزمایش

سوراخکاری نمونه‌های FML توسط دستگاه فرز، بدون جدایش بین لایه‌های فلز-کامپوزیتی، بدون پارگی ظاهری الیاف و یا سوختگی رزین در لبه سوراخ انجام گردید. سوختگی رزین به دلیل انتقال حرارت کم و تجمع حرارت

شکل 6 نحوه اعمال بارگذاری شعاعی الف) $\sigma_x = 1$ ب) $\sigma_y = 1$ ج) $\sigma_{xy} = 1$

جدول 3 خواص اجزای سازنده نمونه‌های FML

اجزای سازنده	E (GPa)	ν	α (μ/C)
رزین اپوکسی	2/8	0/35	62
الیاف شیشه	41	0/30	4/9
ورق آلومینیوم	69	0/33	23/6

$$\alpha_L = \frac{E_f \alpha_f V_f + E_m \alpha_m V_m}{E_f V_f + E_m V_m}$$

$$\alpha_T = \alpha_f V_f + \alpha_m V_m + (\alpha_f - \alpha_m) \frac{v_f E_m - v_m E_f}{\frac{E_f}{V_m} + \frac{E_m}{V_f}} \quad (13)$$

که در آن، E مدول کشسانی، α ضریب انبساط حرارتی، V کسر حجمی و v ضریب پواسون می‌باشند. همچنین زیرنویس‌های f, m, L و T به ترتیب بیانگر رزین، الیاف، خواص در راستای طولی و عرضی می‌باشد.

4-2 ساخت نمونه‌ها

از میان چند نوع چندلایه آلومینیوم تقویت شده با الیاف شیشه که بصورت تجاری وجود دارد، چندلایه آلومینیوم/شیشه/اپوکسی با چیدمان متقارن $[AL/O_2^2/90_2]_S$ انتخاب گردید (شکل 7). نمونه‌ها به روش لایه چینی دستی ساخته شدند و پس از 24 ساعت در دمای 25°C ، تحت فرآیند پخت قرار گرفتند. پخت نمونه‌ها به مدت 6 ساعت در دمای 60°C و با نرخ گرمایش $5^\circ\text{C}/\text{min}$ در کوره حرارتی انجام شده است (شکل 8). نمونه‌ها پس از رسیدن به دمای 60°C درون کوره باقی ماندند و دستگاه در حالت خاموش، به صورت طبیعی در اثر دمای محیط، سرد گردید. پس از پخت، نمونه‌ها در ابعاد $150 \times 150 \text{mm}^2$ برش داده شدند.

4-3 تعیین درصد حجمی الیاف

درصد حجمی الیاف برای لایه‌های کامپوزیتی شیشه/اپوکسی با استفاده از روابط و محاسباتی که یک نمونه آن در جدول 4 ارائه شده است، محاسبه گردید که درصد حجمی الیاف برای لایه‌های کامپوزیتی ساخته شده به طور میانگین 55 درصد تعیین گردید. پیش از ساخت نمونه، لایه‌های الیاف شیشه و ورق آلومینیوم وزن شدند و پس از ساخت، نمونه آماده شده مجدداً وزن گردید. تفاوت وزن نمونه قبل و بعد از ساخت، وزن رزین به کار رفته در ساخت نمونه را نشان می‌دهد. با معلوم بودن چگالی رزین و الیاف، می‌توان درصد حجمی الیاف را در لایه‌های کامپوزیتی شیشه/اپوکسی به دست آورد.

4-4 تجهیزات آزمایش

کرنش‌سنج مورد استفاده در این آزمایش از شرکت TML و از نوع FRS-2 است که برای اندازه‌گیری تنش‌های پسماند مورد استفاده قرار می‌گیرد. در روش سوراخکاری هر چه اندازه کرنش‌سنج کوچکتر باشد، مقدار کرنش ثبت شده بیشتر شده و در نتیجه خطای ناشی از اندازه‌گیری کرنش

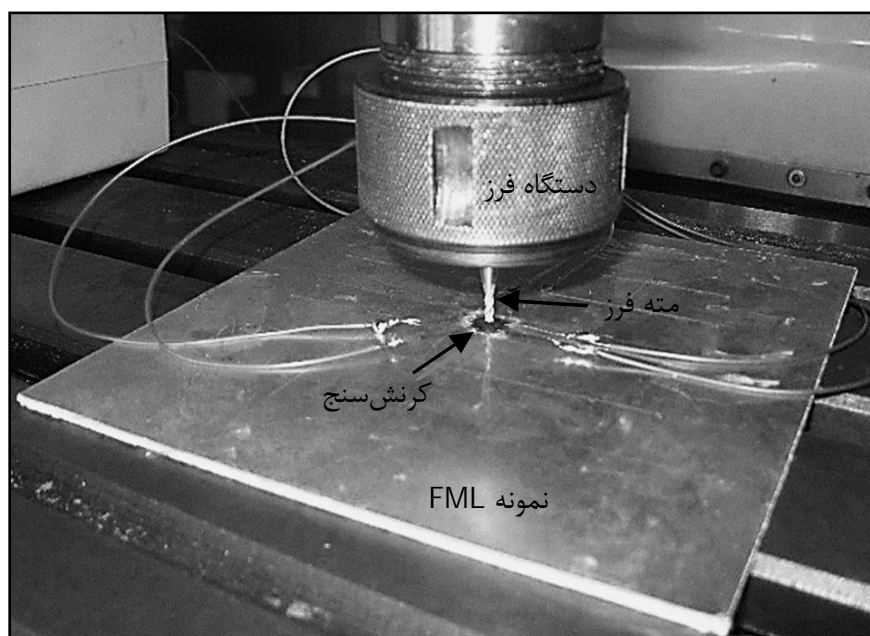
نموده و به مقادیر مثبت می‌رسند. در ادامه مراحل سوراخکاری و در مرحله سوم که مربوط به سوراخکاری لایه‌های 90° است، کرنش‌های رها شده با طی کردن روندی نزولی به مقادیر نزدیک به صفر نزدیک شده‌اند. کرنش سنج 90° روزت، فرآیند متفاوتی را طی می‌کند. گام اول و دوم که مربوط به سوراخکاری لایه‌های فلزی و لایه‌های کامپوزیتی با زاویه 0° است، سبب آزادسازی کرنش‌های منفی در راستای 90° هنگام سوراخکاری می‌گردد. این روند هنگام سوراخکاری لایه‌های کامپوزیتی با زاویه 90° معکوس گردیده و کرنش‌های کرنش‌سنج سوم که در راستای 90° نصب گردیده است، روندی صعودی را از مقادیر منفی تا مقادیر نزدیک به صفر طی می‌کند. همچنین کرنش‌سنج دوم که در راستای 45° نصب گردیده است، ابتدا روندی نزولی در هنگام سوراخکاری لایه فلزی و سپس روندی صعودی در حین سوراخکاری لایه‌های کامپوزیتی با زاویه 0° و 90° دارد. اما تغییرات کرنش در آن نسبت به دو کرنش‌سنج دیگر روزت بسیار کمتر است. متوسط کرنش‌های رها شده پس از هر مرحله سوراخکاری نمونه FML با چیدمان $[AL/O_2/90_2]_s$ در جدول 5 ارائه شده است.

5- بررسی و تحلیل نتایج

کرنش‌های اندازه‌گیری شده حاصل از سوراخکاری نمونه‌ها قابل استناد بوده و با نتایج تئوری کلاسیک لایه‌ای قابل ارزیابی است. علت این امر، کنترل سرعت دستگاه، ثابت بودن سرعت دورانی دستگاه فرز و عدم اعمال فشارهای خارجی به نمونه حین عملیات سوراخکاری است. در این بخش، ابتدا روش تئوری کلاسیک لایه‌ای جهت تعیین مقادیر تحلیلی تنش‌های پسماند بیان شده و در ادامه به مقایسه نتایج تحلیلی و تجربی تنش‌های پسماند پرداخته شده است. تنش‌های پسماند در عمق چندلایه‌ها، غیریکنواخت هستند و مقادیر آن‌ها در هر لایه تغییر می‌کند، اما فرض می‌گردد که مقادیر این تنش‌ها در هر صفحه ناهمسانگرد و در ضخامت تک‌لایه ثابت و یکنواخت می‌باشد.

جدول 5 میانگین کرنش‌های اندازه‌گیری شده در هر گام از آزمون سوراخکاری ($\epsilon\mu$)

گام سوم	گام دوم	گام اول	راستای کرنش‌سنج
-4/09	51/13	-27/91	0° (کرنش سنج 1)
-4/59	-15/16	-24/84	45° (کرنش سنج 2)
4/42	-77/51	-26/77	90° (کرنش سنج 3)



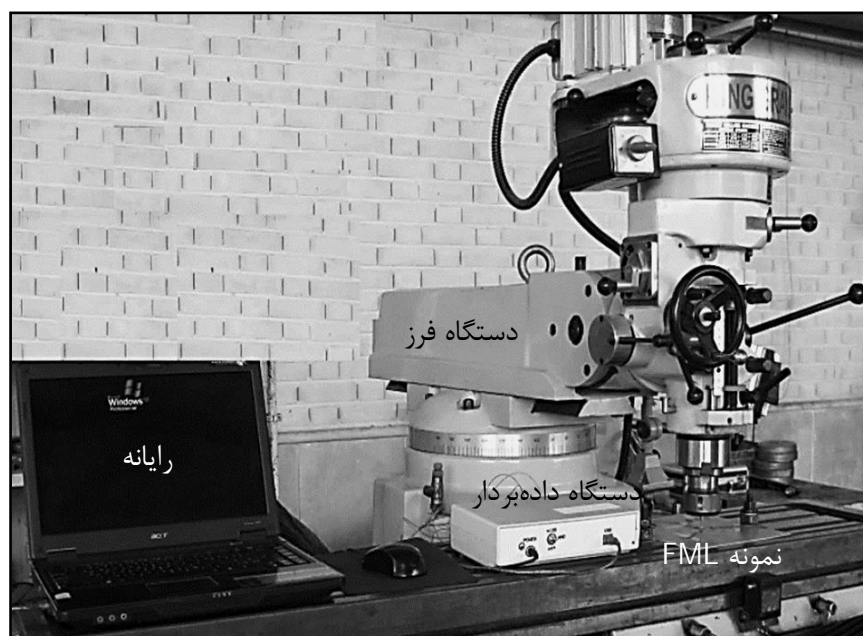
شکل 10 نمونه FML تحت آزمون سوراخکاری مرحله‌ای

عملیات سوراخکاری در محل سوراخکاری، باعث خمیری شدن قطعه و درگیر شدن مته می‌گردد، که در نهایت سبب تغییر شکل سوراخ می‌شود. عملیات سوراخکاری در 3 گام انجام و پس از هر گام، زمان کافی برای انتقال حرارت داده شده تا کرنش‌های حرارتی بر مقادیر ثبت شده تأثیر نگذارند. در این پژوهش، مدت زمان سوراخکاری هر گام 20 ثانیه و زمان لازم برای آزاد شدن کرنش‌های حرارتی در هر گام سوراخکاری، 40 ثانیه در نظر گرفته شده است. شکل‌های 9 و 10 به ترتیب تجهیزات مورد استفاده و روش انجام آزمایش را در آزمون سوراخکاری مرحله‌ای نشان می‌دهد.

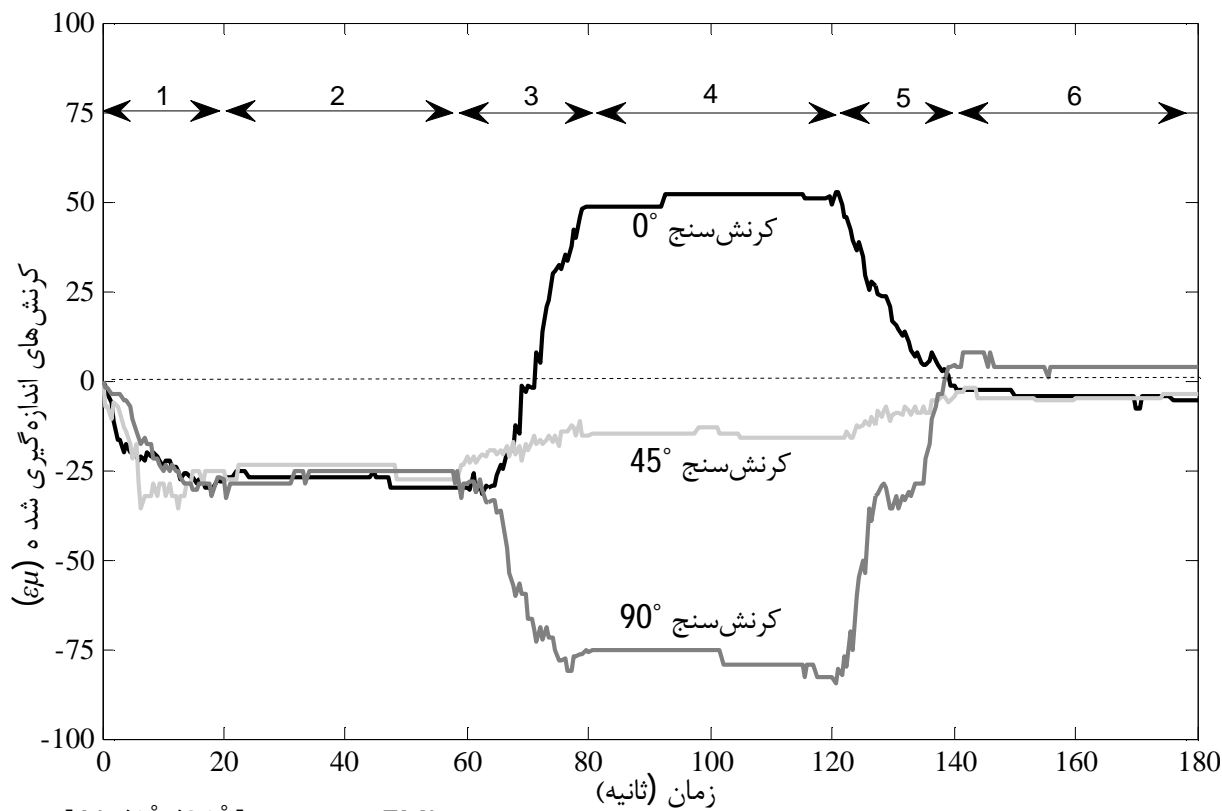
4-6- اندازه‌گیری کرنش‌های رها شده

به دلیل تقارن در چیدمان نمونه، سوراخکاری نصف لایه‌ها کافی بوده و کرنش‌های اندازه‌گیری شده توسط ماتریس ضرایب کالیبراسیون به تنش‌های پسماند محبوس در نمونه تبدیل خواهند شد. ضخامت نمونه‌ها برابر $2/4\text{ mm}$ و عمق پیشروی در هر گام $0/4\text{ mm}$ است. در گام اول سوراخکاری لایه آلومینیوم، در گام دوم سوراخکاری دو لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف 0° و در گام سوم سوراخکاری دو لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف 90° صورت گرفت. در گام اول سوراخکاری لایه آلومینیوم، در گام دوم سوراخکاری دو لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف 0° و در گام سوم سوراخکاری دو لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف 90° صورت گرفت. شکل 10، نمودار مربوط به کرنش‌های رها شده در سوراخکاری نمونه FML با چیدمان $[AL/O_2/90_2]_s$ را نشان می‌دهد. در شکل 11، مراحل 1، 3 و 5 مراحل سوراخکاری می‌باشند که مته در عمق چندلایه پیشروی می‌کند، درحالی‌که مراحل 2، 4 و 6 مراحل ثبت کرنش‌های آزاد شده می‌باشند که پیشروی مته متوقف شده است. در طی مدت زمان عملیات سوراخکاری، کرنش‌های آزاد شده در حال تغییر بوده و مقدار ثابتی ندارند، اما در طی مدت زمان مراحل آزادسازی کرنش‌ها، کرنش‌های رها شده به مقدار نسبتاً پایداری رسیده و تغییرات میرا می‌گردد. فرآیند سوراخکاری نشان داده در شکل 11، در تمامی آزمایش‌های این پژوهش رعایت شده است. به منظور اطمینان از صحت نتایج، آزمایش‌ها با سه مرتبه تکرار صورت گرفت و میانگین آن‌ها بعنوان خروجی گزارش گردید.

مطابق شکل 11، هنگام سوراخکاری نمونه‌های FML، کرنش‌سنج 0° با کاهش مقادیر کرنش رها شده در مرحله اول، روندی نزولی را طی می‌نماید. در مرحله دوم که لایه‌های 0° قرار گرفته‌اند، با افزایش کرنش‌های رها شده مواجه خواهیم بود و کرنش‌های رها شده از مقادیر منفی شروع به افزایش



شکل 9 مجموعه تجربی مورد استفاده در آزمایش سوراخکاری مرحله‌ای



شکل 11 کرنش‌های ثبت شده در هر گام از آزمون سوراخکاری کامپوزیت FML با چیدمان $[AL/O_2/90_2]_S$

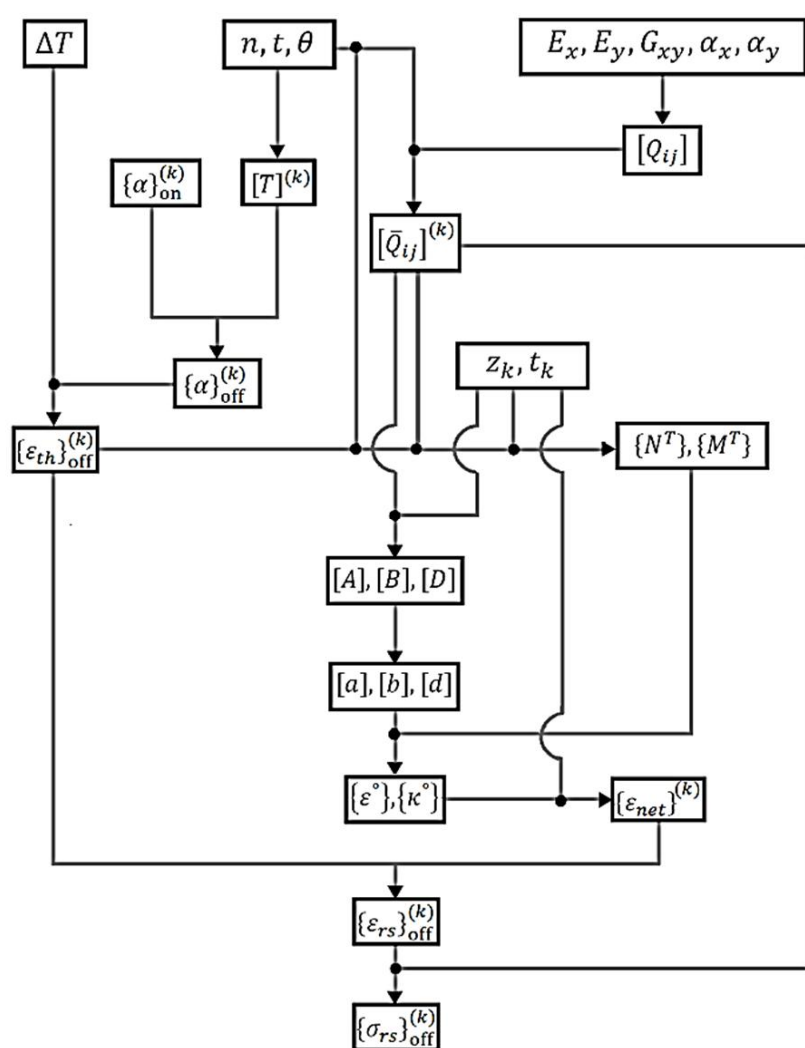
$$[A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}] = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} [\bar{Q}_{ij}]^{(k)} (1, z, z^2) dz \quad (18)$$

4- تعیین تنش‌های پسماند در مختصات غیراصولی مطابق رابطه (19):

$$\{\sigma_{rs}\}_{off}^{(k)} = [\bar{Q}_{ij}]^{(k)} (\{\varepsilon^\circ\} + z_k \{\kappa^\circ\} - \{\alpha\}_{off}^{(k)} \Delta T) \quad (19)$$

5-2 مقایسه نتایج تجربی و تحلیلی

مقادیر تجربی تنش‌های پسماند به کمک ماتریس ضرایب کالیبراسیون ارائه شده در رابطه (12) و میانگین کرنش‌های اندازه‌گیری شده که در جدول 5 بیان شده است، از طریق حل معادله ماتریسی (10) قابل تعیین می‌باشند. همچنین در بخش (5-1)، جهت محاسبه تنش‌های پسماند به روش تئوری



شکل 12 الگوریتم روش تئوری کلاسیک لایه‌ای

5-1 تئوری کلاسیک لایه‌ای [16, 22]

تئوری کلاسیک لایه‌ای، با فرض برقرار بودن حالت تنش صفحه‌ای و رفتار الاستیک خطی مواد، تنش‌های پسماند را در چندلایه‌ها محاسبه می‌نماید. در این روش، برای تحلیل یک چندلایه، نیاز به تعریف خواص، نحوه لایه‌گذاری، زاویه جهت گیری الیاف نسبت به محور و ضخامت هر لایه است.

در شکل 12 فلوجارت تحلیلی روش تئوری کلاسیک لایه‌ای ارائه شده است. بارهای حرارتی باعث ایجاد تنش‌های پسماند در قطعه می‌شوند، که برای محاسبه این تنش‌ها، باید مراحل زیر انجام گردد.

1- تعیین بردار ضرایب انبساط حرارتی تک لایه در مختصات غیراصولی مطابق رابطه (14):

$$\{\alpha\}_{off}^{(k)} = \begin{Bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \alpha_6 \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -mn \\ n^2 & m^2 & mn \\ 2mn & -2mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (14)$$

$$m = \cos(\theta), n = \sin(\theta) \quad (15)$$

که در آن θ زاویه بین جهت الیاف با جهت بارگذاری در آن است.

2- تعیین بارهای حرارتی، شامل بردارهای نیرو و ممان‌های حرارتی بدون بعد شده در مختصات غیر اصلی مطابق رابطه (16):

$$\begin{aligned} (N_1^T, M_1^T) &= \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{11}^k \alpha_1^k + \bar{Q}_{12}^k \alpha_2^k + \bar{Q}_{16}^k \alpha_6^k) \Delta T (t_k, t_k z_k) \\ (N_2^T, M_2^T) &= \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{21}^k \alpha_1^k + \bar{Q}_{22}^k \alpha_2^k + \bar{Q}_{26}^k \alpha_6^k) \Delta T (t_k, t_k z_k) \\ (N_6^T, M_6^T) &= \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{61}^k \alpha_1^k + \bar{Q}_{62}^k \alpha_2^k + \bar{Q}_{66}^k \alpha_6^k) \Delta T (t_k, t_k z_k) \end{aligned} \quad (16)$$

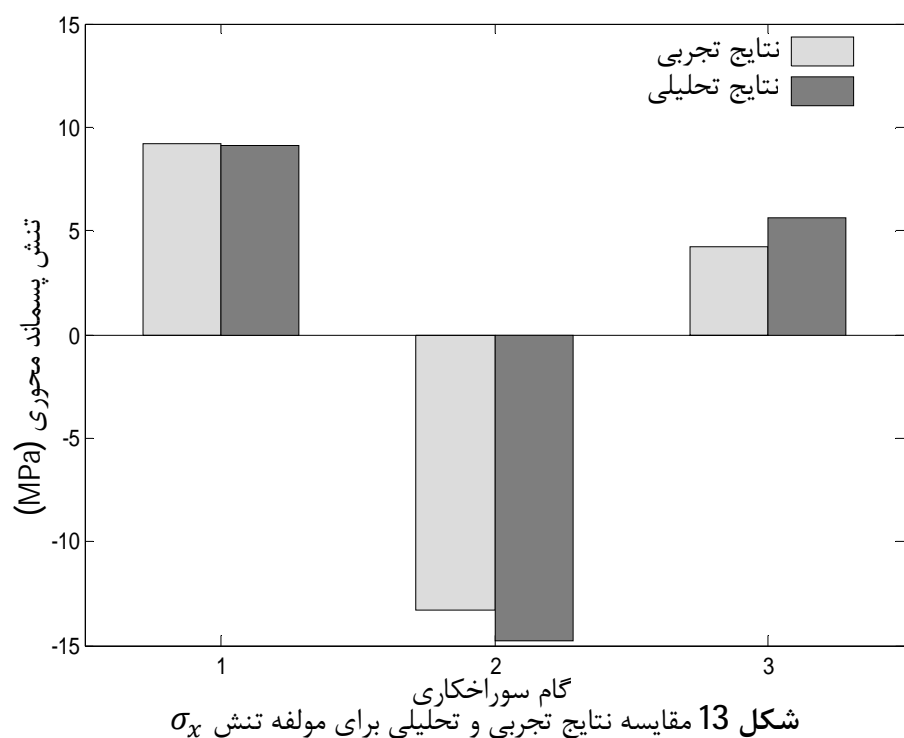
در رابطه (16)، t_k ضخامت لایه، z_k فاصله لایه تا تار خنثی، ΔT اختلاف میان دمای پخت و دمای محیط و $[\bar{Q}_{ij}]^{(k)}$ ماتریس سفتی کاهش یافته تک‌لایه در مختصات غیراصولی می‌باشد.

3- تعیین مولفه‌های کرنش و انحنای لایه میانی مطابق رابطه (17):

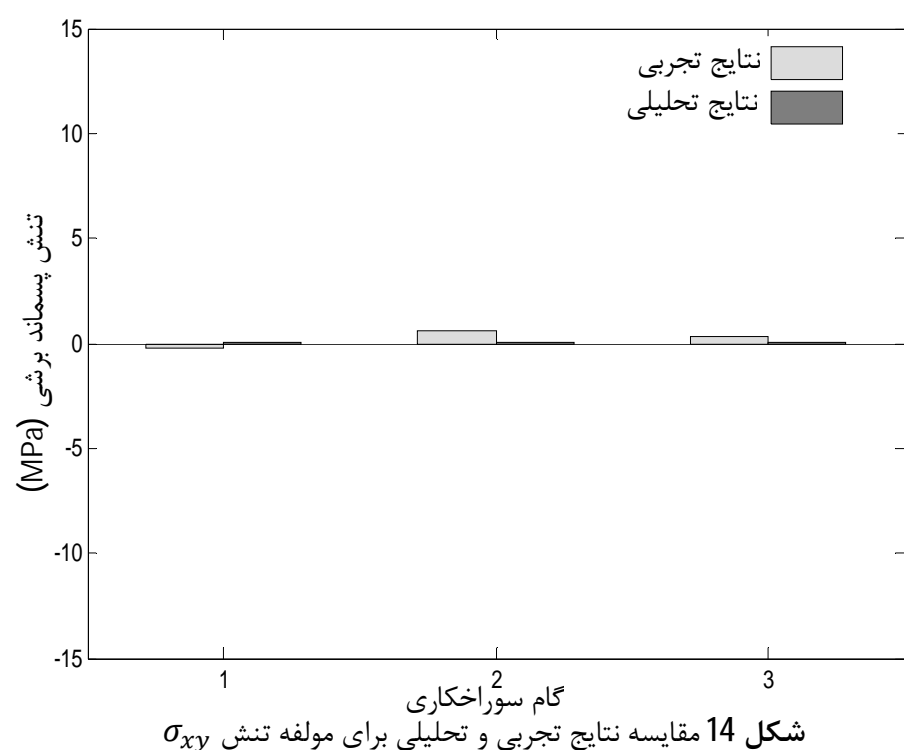
$$\begin{Bmatrix} \varepsilon^\circ \\ \kappa^\circ \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} N^T \\ M^T \end{Bmatrix} \quad (17)$$

که در آن، ماتریس‌های A, B و D به ترتیب ماتریس‌های سفتی کششی، کوپلینگ کشش-خمش و سفتی خمشی چندلایه نامیده می‌شوند و به صورت رابطه (18) تعریف می‌گردند.

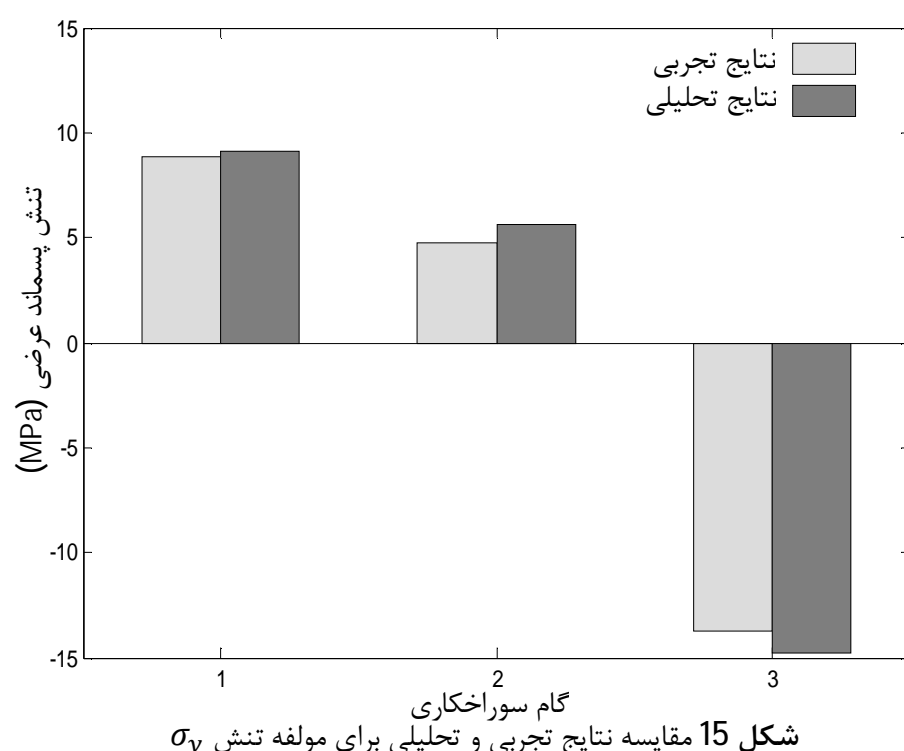
FML محاسبه گردید. سپس با انجام آزمون مرحله‌ای، به اندازه‌گیری کرنش‌های رها شده در نمونه‌های FML با چیدمان $[AL/O_2/90_2]_s$ پرداخته شد. در ادامه به کمک مقادیر کرنش‌های ثبت شده و ماتریس ضرایب کالیبراسیون تنش‌های پسماند غیریکنواخت در ضخامت نمونه‌ها تعیین



شکل 13 مقایسه نتایج تجربی و تحلیلی برای مولفه تنش σ_x



شکل 14 مقایسه نتایج تجربی و تحلیلی برای مولفه تنش σ_{xy}



شکل 15 مقایسه نتایج تجربی و تحلیلی برای مولفه تنش σ_y

کلاسیک لایه‌ای، با استفاده از نرم افزار متلب برنامه رایانه‌ای نوشته شد. ورودی‌های این برنامه، خواص مکانیکی - حرارتی و نحوه چیدمان هر یک از لایه‌ها و همین طور میزان کاهش دما از دمای پخت تا دمای محیط است. این برنامه قادر است با داشتن خواص هر یک از لایه‌ها، تنش‌های پسماند را در کامپوزیت‌های FML با چیدمان‌های مختلف محاسبه کند. در این قسمت به مقایسه نتایج تجربی حاصل از آزمون سوراخکاری مرحله‌ای و نتایج تحلیلی توسط روش تئوری کلاسیک لایه‌ای پرداخته شده است.

در شکل 13 مقایسه نتایج تحلیلی و تجربی مولفه تنش σ_x در هر مرحله از سوراخکاری کامپوزیت FML نشان داده شده است. در لایه اول که کرنش‌سنج روزت روی آن نصب شده است، نتایج تجربی تطابق مناسبی با نتایج تئوری نشان می‌دهد. با افزایش عمق سوراخکاری درصد خطا افزایش یافته، بگونه‌ای که حداکثر خطا در مرحله سوم سوراخکاری (لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف 90°) مشاهده گردیده است. تفاوت مقادیر تحلیلی و تجربی مولفه تنش σ_x در این مرحله $1/46$ می‌باشد.

شکل 14 مقایسه نتایج تحلیلی و تجربی مولفه تنش σ_{xy} را نشان می‌دهد. تئوری کلاسیک لایه‌ای مقادیر تنش‌های پسماند برشی در چیدمان‌های متقارن متعامد را صفر ارزیابی می‌نماید. نتایج حاصل از اندازه‌گیری تجربی نیز اندک می‌باشد. حداکثر مقدار تنش برشی اندازه‌گیری شده $0/6$ MPa است.

شکل 15 مقایسه نتایج تحلیلی و تجربی مولفه تنش σ_y را نشان می‌دهد. نتایج تجربی بدست آمده از آزمون سوراخکاری مرحله‌ای تطابق مناسبی را با نتایج تحلیلی حاصل از تئوری کلاسیک لایه‌ای نشان می‌دهد. حداکثر اختلاف میان نتایج تجربی و تحلیلی $15/7\%$ و مربوط به نتایج تحلیل تنش در مرحله دوم سوراخکاری (لایه‌های کامپوزیتی با زاویه الیاف 0°) می‌باشد. تفاوت مقادیر تئوری و تجربی تنش در این مرحله $0/89$ MPa می‌باشد.

تئوری تنش‌های پسماند بیانگر مساوی بودن تنش‌های پسماند کششی و فشاری در ضخامت چندلایه می‌باشد. شرط تعادل تنش‌های پسماند، بیانگر صفر بودن مجموع مؤلفه‌های تنش در ضخامت چندلایه است. مجموع مؤلفه‌های تنش σ_x ، σ_{xy} و σ_y حاصل از نتایج تجربی به ترتیب $0/65$ و $0/12$ مگاپاسکال می‌باشد. جدول 6، مقایسه نتایج تحلیلی و تجربی مولفه‌های تنش پسماند را نشان می‌دهد. نتایج نشان می‌دهد، دقت نتایج تجربی در شروع عملیات سوراخکاری مناسب است، اما با افزایش عمق سوراخکاری دقت نتایج تجربی تا حدودی کاهش می‌یابد. مهم‌ترین عاملی که بر افزایش اختلاف میان نتایج تجربی و تحلیلی تأثیر بسزایی دارد، کاهش مقادیر کرنش‌های ثبت شده توسط کرنش‌سنج روزت در سطح قطعه با افزایش عمق سوراخکاری است، زیرا کرنش‌سنج روزت روی سطح نمونه چسبانده می‌شود، در صورتی که تنش‌های غیریکنواخت در عمق قطعه آزاد می‌شوند. این امر بیانگر آن است که افزایش عمق سوراخکاری محدود است. مطابق استاندارد ASTM E837 در مواردی که تنش‌های پسماند یکنواخت باشد، سوراخکاری حداکثر تا عمقی برابر با $0/8$ قطر کرنش‌سنج روزت و برای تنش‌های پسماند غیر یکنواخت حداکثر می‌تواند تا $0/3-0/4$ برابر قطر کرنش‌سنج روزت ادامه پیدا کند [9].

6- نتیجه‌گیری

در این پژوهش با بکار بردن روش انتگرال، امکان تعیین تنش‌های پسماند در هر مرحله از سوراخکاری کامپوزیت‌های FML فراهم شد. در ابتدا با استفاده از روش اجزای محدود، ماتریس ضرایب کالیبراسیون برای ارتباط بین کرنش‌های رها شده و تنش‌های پسماند محبوس در هر لایه از کامپوزیت

جدول 6 مقایسه نتایج تجربی و تحلیلی تنش‌های پسماند در هر گام از سوراخکاری چندلایه $[AL/O_2^0/90_2^0]_S$

گام سوم سوراخکاری			گام دوم سوراخکاری			گام اول سوراخکاری			تنش پسماند (MPa)
اختلاف	تحلیلی	تجربی	اختلاف	تحلیلی	تجربی	اختلاف	تحلیلی	تجربی	
1/46	5/66	4/20	1/52	-14/81	-13/29	0/03	9/15	9/18	σ_x مولفه
0/31	0	0/31	0/60	0	0/60	-0/26	0	-0/26	σ_{xy} مولفه
1/05	-14/81	-13/76	0/89	5/66	4/77	0/28	9/15	8/87	σ_y مولفه

چگالی نمونه (kgm^{-3})	ρ
تنش‌های پسماند در مختصات غیراصولی ($kgm^{-1}s^{-2}$)	$\{\sigma_{rs}\}_{off}$
تنش‌های پسماند در هر گام از سوراخکاری چندلایه ($kgm^{-1}s^{-2}$)	$\sigma_x, \sigma_{xy}, \sigma_y$
زیر نویس‌ها	
الیاف	F
خواص در راستای طولی	L
ماتریس	M
خواص در راستای عرضی	T

گردید. در پایان نتایج تجربی بدست آمده از اندازه‌گیری تنش‌های پسماند با استفاده از نتایج تحلیلی حاصل از تئوری کلاسیک لایه‌ای مورد ارزیابی قرار گرفت. مقایسه نتایج نشان داد، دقت نتایج تجربی در شروع عملیات سوراخکاری مناسب است، بگونه‌ای که حداکثر اختلاف میان نتایج تحلیلی و تجربی در مرحله اول سوراخکاری 3/1 درصد است. اما با افزایش عمق سوراخکاری دقت نتایج تجربی رو به کاهش است. از جمله عواملی که بر افزایش اختلاف میان نتایج تحلیلی و تجربی تأثیر به‌سزایی دارند، کاهش مقادیر کرنش‌های ثبت شده توسط روزت در سطح قطعه با افزایش عمق سوراخکاری و کمتر شدن مقدار کرنش‌های رها شده از حد دقت دستگاه داده بردار می‌باشد. انطباق مناسب نتایج تجربی پژوهش اخیر با نتایج تحلیلی، اعتبار روش انتگرال برای تعیین تنش‌های پسماند در کامپوزیت‌های FML را مورد تأیید قرار می‌دهد.

8- تشکر و قدردانی

نویسندگان مقاله مراتب تشکر و قدردانی خود را از "معاونت محترم پژوهشی دانشگاه کاشان" و "صندوق حمایت از پژوهشگران و فناوران کشور" بابت حمایت از نویسندگان این مقاله اعلام می‌دارند.

9- مراجع

- [1] J. G. Carrillo, W. J. Cantwell, Mechanical properties of a novel fiber-metal laminate based on a polypropylene composite. *Mechanics of Materials*, Vol. 41, pp. 828-838, 2009.
- [2] F. Okumus, Investigation of coating layer to reduce thermal stresses in steel fiber reinforced aluminum metal matrix composite, *Mathematical and Computational Applications*, Vol. 16, No. 1, pp. 226-235, 2011.
- [3] T. Sinmazcelik, E. Avcu, O. Coban, A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods. *Materials and Design*, Vol. 32, pp. 3671-3685, 2011.
- [4] J. Xue, W. X. Wang, Y. Takao, T. Matsubara, Reduction of thermal residual stress in carbon fiber aluminum laminates using a thermal expansion clamp, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 42, No. 8, pp. 986-992, 2011.
- [5] A. Masoudi, G.H. Liaghat, M. H. Pol, Experimental investigation of effects of nanoclay on ballistic properties of GLARE, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 4, pp. 141-146, 2014. (In Persian)
- [6] R. Alderliesten, On the development of hybrid material concepts for aircraft structures, *Recent Patents Engineering*, Vol. 3, pp. 25-38, 2009.
- [7] J. Hausmann, P. Naghipour, K. Schulze, Analytical and numerical residual stress models for fiber metal laminates - comparison and application. *Procedia Materials Science*, Vol. 2, pp. 68-73, 2013.
- [8] M. M. Shokrieh, A. Daneshvar, A nonel method to decrease macro residual stresses of laminated composites by adding carbon nano-fibers, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 4, pp. 147-157, 2012. (In Persian)
- [9] Standard Test Method for Determining Residual Stresses by the Hole-Drilling Strain Gage Method, *Annual Book of ASTM Standard*, 03.01, 2008.
- [10] G. S. Schajer, L. Yang, Residual-stress measurement in orthotropic materials using the hole-drilling Method, *Experimental Mechanics*, Vol. 34, No. 4, pp. 324-333, 1994.
- [11] M. M. Shokrieh, A. R. Ghasemi, Simulation of Central Hole-Drilling Process for Measurement of Residual Stresses in Isotropic, Orthotropic, and Laminated Composite Plates, *Journal of Composite materials*, Vol. 41, No. 4, pp. 435-52, 2007.
- [12] A.R. Ghasemi, M.M. Shokrieh, Residual Strains Measurement and Calculating Residual Stresses in Composite Laminates Using the Integral Method, *Journal of Computational Methods in Engineering*, Vol. 28, No.2, pp. 81-93, 2010 (In Persian).
- [13] M. M. Shokrieh, A. R. Ghasemi, Determination of Calibration Factors of the Hole Drilling Method for Orthotropic Composites using an Exact Solution, *Journal of Composite materials*, Vol. 19, pp. 2293-311, 2007.
- [14] A. R. Ghasemi, M. M. Mohammadi, Calculation of calibration factors for determination of residual stresses in fiber-metal laminates using incremental hole-drilling method, *Journal of the science and technology of composites*, Vol. 1, No. 1, pp. 35-44, 2014. (In Persian)

7- فهرست علائم

A_{ij}	مولفه‌های ماتریس سفتی کششی
B_{ij}	مولفه‌های ماتریس کوپلینگ کشش-خمش
$C(x, h_i)$	تابع کرنل
C_{ij}	مولفه‌های ماتریس ضرایب کالیبراسیون
D_{ij}	مولفه‌های ماتریس سفتی خمشی چندلایه
E	مدول ارتجاعی ($kgm^{-1}s^{-2}$)
h_i	عمق شیار سوراخکاری (m)
M_i^T	مولفه‌های ممان حرارتی در مختصات غیراصولی
n	تعداد مراحل سوراخکاری
N_i^T	مولفه‌های بارهای حرارتی در مختصات غیراصولی
Q_{ij}	مولفه‌های ماتریس سفتی تک لایه در مختصات اصلی
t_k	ضخامت لایه k ام (m)
V_f	درصد حجمی الیاف
W_f	درصد وزنی الیاف
Z_k	فاصله لایه k ام تا تار خنثی (m)
علائم یونانی	
$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_6$	ضرایب انبساط حرارتی تک لایه در مختصات غیراصولی ($10^{-6} K^{-1}$)
$\alpha_x, \alpha_y, \alpha_x$	ضرایب انبساط حرارتی تک لایه در مختصات اصلی ($10^{-6} K^{-1}$)
ΔT	تغییرات دما (K)
$\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$	کرنش‌های اندازه‌گیری شده توسط کرنش‌سنج روزت
$\{\varepsilon^0\}$	مولفه‌های کرنش لایه میانی
$\varepsilon(h_i)$	کرنش‌های ثبت شده در هر گام از سوراخکاری چندلایه
θ	زاویه بین جهت الیاف و جهت بارگذاری
$\{\kappa^0\}$	مولفه‌های انحنای لایه میانی
ν	ضریب پواسون

- Mechanical Engineering, Vol. 11, No. 1, pp. 19-27, 2011. (In Persian)
- [19] M. M. Shokrieh, S. Akbari, Effect of Post-Cure Time on Residual Stress Distribution in Carbon/Epoxy Laminated Composites, *International Journal of Advanced Design and Manufacturing Technology*, Vol. 5, No. 4, pp. 13-18, 2013.
- [20] G. S. Schajer, J. R. Theo, Incremental computation technique for residual stress calculations using the integral method, *Experimental mechanics*, Vol. 51, No. 7, pp. 1217-1222, 2011.
- [21] American Society for Testing and Materials, *Annual Book of ASTM Standard*, 03.01, 2008.
- [22] A. R. Ghasemi, M. M. Mohammadi, M. Moradi, Investigation of Mechanical and Thermal Properties of Polymer Composites Reinforced by Multi-Walled Carbon Nanotube for Reduction of Residual Stresses, *Journal of Polymer Science and Technology*, Vol. 27, No. 3, pp. 213-230, 2014.
- [15] M. M. Mohammadi, Determination of residual stresses in fiber metal laminate using incremental hole drilling method, MSc Thesis, Department of Mechanical Engineering, Kashan University, 2014 (In Persian)
- [16] A. R. Ghasemi, F. T. Behrooz, M. M. Shokrieh, Determination of non-uniform residual stresses in laminated composites using integral hole-drilling method: Experimental evaluation, *Journal of Composite Materials*, Vol. 48, No. 4, pp. 415-425, 2014.
- [17] S. Akbari, F. T. Behrooz, M. M. Shokrieh, Characterization of residual stresses in a thin-walled filament wound carbon/epoxy ring using incremental hole drilling method, *Composites Science and Technology*, Vol. 94, pp. 8-15, 2014.
- [18] M. Sedighi, M. Khandaei, J. Joudaki, Calibration Coefficients for Residual Stress Measurement in Incremental Hole Drilling Method, *Modares*