



محاسبه ضرایب کالیبراسیون برای تعیین تنش‌های پسماند در چندلایه‌های فلز - کامپوزیت به روش سوراخکاری مرحله‌ای

احمد رضا قاسمی^{۱*}، محمد مهدی محمدی^۲

۱- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان

*کاشان، ۵۱۱۶۷-۸۷۳۱۷، Ghasemi@kashanu.ac.ir

اطلاعات مقاله:

دریافت: خرداد ۹۳

پذیرش: شهریور ۹۳

چکیده

چند لایه‌های فلز-کامپوزیت دسته جدیدی از کامپوزیت‌های هیبریدی هستند که از ترکیب لایه‌های فلزی و کامپوزیت ایجاد می‌شوند و به واسطه جدید بودن و ویژگی‌های برجسته آنها، پژوهش‌ها روی این کامپوزیت‌ها در حال توسعه است. یکی از زمینه‌های ناشناخته در چندلایه‌های فلز-کامپوزیت، اندازه‌گیری تنش‌های پسماند حرارتی به وجود آمده در فرآیند ساخت است. تنش‌های پسماند در این نوع از کامپوزیت‌ها، به دلایل مختلفی همچون خواص مکانیکی-حرارتی متفاوت کامپوزیت و فلز، چیدمان متفاوت لایه‌ها، سیکل پخت کامپوزیت و روش ساخت چندلایه کامپوزیتی، امری اجتناب ناپذیر است. اندازه‌گیری تنش‌های پسماند در چندلایه‌های هیبرید به روش سوراخکاری مرکزی، به دلیل تغییر جنس در عمق سوراخ، امکان‌پذیر نبوده و توسعه روش سوراخکاری مرحله‌ای برای تعیین تنش‌های پسماند در هر لایه، لازم است. در این تحقیق با استفاده از روش اجزای محدود، ضرایب کالیبراسیون، برای ارتباط کرنش‌های رها شده و تنش‌های پسماند محسوس در هر لایه از چند لایه فلز-کامپوزیت محاسبه شده است. مقایسه نتایج این تحقیق با نتایج سایر محققین برای کامپوزیت لایه‌ای، صحت روش و محاسبات انجام شده را تأیید می‌نماید. همچنین نتایج این تحقیق نشان می‌دهد به دلیل قرار گرفتن لایه‌های کامپوزیتی در ساختار چندلایه‌های فلز-کامپوزیت، ماتریس ضرایب کالیبراسیون مربوط به لایه‌های فلزی، از حالت متقارن خارج شده و برای لایه‌های فلزی نیز ماتریس ضرایب کالیبراسیون لازم است.

کلیدواژگان

چند لایه‌های فلز کامپوزیت،

روش انتگرال،

ضرایب کالیبراسیون،

تنش پسماند،

روش اجزا محدود

Calculation of calibration factors for determination of residual stresses in fiber-metal laminates using incremental hole-drilling method

A.R. Ghasemi^{1*} and M.M. Mohammadi²

1- Department of Mechanical Engineering, Kashan University, Kashan, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, Kashan University, Kashan, Iran

*P.O.B. 8731751167 Kashan, Iran, Ghasemi@kashanu.ac.ir

Keywords

Fiber metal laminate,
Integral method,
Calibration coefficients,
Residual stress,
Finite element method.

Abstract

Fiber metal laminates (FMLs) are new types of hybrid composites consisting of metallic layers and fiber-reinforced composite materials. Researches on these materials are increasing because they are new and their features are considerable. Residual stresses in the FMLs are inevitable because of different reasons, such as mismatch between thermo mechanical properties of laminated composite and metallic layers, different staking sequence, curing cycle and method of fabrication. One of the most useful semi-destructive techniques for measuring the residual stresses is the hole-drilling method. Measurement of residual stresses by central hole-drilling method is not possible due to the non-uniform residual stress fields through the thickness of laminated composites. Therefore, a development of the hole-drilling method to determine the residual stresses in each lamina is necessary. In this study, a finite element method is used to obtain the calibration coefficients. These coefficients make a relation between released strains and residual stresses in each lamina of FMLs materials. Numerical results of this research have a good agreement with the finite element studies conducted by other researchers. In addition, the results demonstrate that the calibration coefficients matrix of the metallic layers become un-symmetric because of exsiting of composite laminates in the structure of the FMLs.

Please cite this article using:

Ghasemi, A.R., Mohammadi, M.M., "Calculation of calibration factors for determination of residual stresses in fiber-metal laminates using incremental hole-drilling method", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 1, No. 1, pp. 35-44, 2014.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

۱- مقدمه

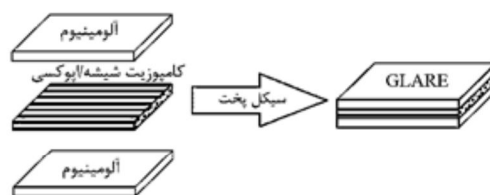
چندلایه‌های فلز- کامپوزیت، نسل جدیدی از کامپوزیت‌های هیبریدی هستند، که از ترکیب لایه‌های فلزی و کامپوزیتی تشکیل می‌شوند (شکل ۱). خواص مکانیکی مناسب آنها که تلفیقی از خواص فلزات و کامپوزیت‌های الیافی است، باعث شده تا این کامپوزیت‌ها کاربرد گسترده‌ای در صنایع مختلف از جمله هوافضا، اتومبیل‌سازی و صنایع دفاعی پیدا کنند. از جمله این ویژگی‌ها می‌توان به نسبت استحکام به وزن بالا، مقاومت در برابر مشتعل شدن، مقاومت در برابر رطوبت، مقاومت در برابر خوردگی و فرسایش، مقاومت در برابر بارهای استاتیکی، بهبود رفتار خستگی، استحکام در مقابل رشد ترک و مقاومت بالایی این چندلایه‌ها در مقابل ضربه را اشاره کرد [۱].

فلز بکار رفته در چندلایه‌های فلز- کامپوزیت اغلب آلومینیوم است و الیاف به طور کلی بر اساس کارکرد مورد انتظار الیاف آرامید، کربن یا شیشه هستند. از پرکاربردترین چندلایه‌های فلز- کامپوزیت که تاکنون ساخته شده است می‌توان به چندلایه‌های آلومینیوم تقویت شده با الیاف آرامید، چندلایه‌های آلومینیوم تقویت شده با الیاف کربن و چندلایه‌های آلومینیوم تقویت شده با الیاف شیشه اشاره کرد [۲]. چندلایه‌های آلومینیوم تقویت شده با الیاف آرامید به دلیل جذب رطوبت و اتصال ضعیف الیاف آرامید با زمینه پلیمری و چندلایه‌های آلومینیوم تقویت شده با الیاف کربن به دلیل ایجاد خوردگی بین آلومینیوم و الیاف کربن در ساخت چندلایه‌های فلز- کامپوزیت گسترش کمتری دارند. اما چندلایه‌های آلومینیوم تقویت شده با الیاف شیشه به دلیل مقاومت در برابر رطوبت و خوردگی، همچنین اتصال محکم بین الیاف شیشه و زمینه پلیمری، کاربرد وسیعی در صنایع هوابیماسازی یافته است [۳].

بررسی چندلایه‌های فلز- کامپوزیت در تحقیقات بسیاری به صورت تحلیلی و تجربی مورد مطالعه قرار گرفته است. اکثر این پژوهش‌ها پیرامون زاویه الیاف، لایه گذاری، جنس الیاف، ضخامت لایه فلزی، فصل مشترک بین فلز- الیاف و خواص ضربه و خستگی در این نوع کامپوزیت‌ها بوده است [۴-۶].

یکی از زمینه‌های ناشناخته در چندلایه‌های فلز- کامپوزیت، اندازه‌گیری تنش‌های پسماند حرارتی به وجود آمده در فرایند ساخت است. تنش‌های پسماند در کامپوزیت‌ها بازده و کارایی سازه را کاهش داده و منجر به آثار مخربی نظیر ترک عرضی، لایه لایه شدن، پاره شدن الیاف، ایجاد تابیدگی و عدم پایداری ابعادی در چندلایه‌های نامتقارن می‌شوند [۷].

ارائه روش‌های تجربی برای اندازه‌گیری تنش‌های پسماند از اهمیت روزافزونی برخوردار است. روش‌های تجربی به سه دسته مخرب، نیمه مخرب و غیرمخرب تقسیم می‌شوند. از روش‌های نیمه مخرب می‌توان به سوراخکاری مرکزی، سوراخکاری مرحله‌ای و سوراخکاری عمیق اشاره نمود [۸].



شکل ۱- شماتیکی از چندلایه آلومینیوم تقویت شده با الیاف شیشه (GLARE)

از میان روش‌های ذکر شده، روش سوراخکاری مرکزی پرکاربردترین روش تجربی اندازه‌گیری تنش‌های پسماند است که به صورت استاندارد آمده است. استاندارد ASTM E ۸۳۷-۹ [۹] مهمترین مرجع موجود برای تعیین تنش‌های پسماند است. این استاندارد دارای دو محدودیت جدی می‌باشد. اولاً تنش اندازه‌گیری شده توسط این استاندارد تنها برای تعیین تنش‌های پسماند در مواد همسانگرد و الاستیک خطی استفاده می‌شود و استاندارد خاصی برای اندازه‌گیری تنش‌های پسماند در مواد ناهمسانگرد پایه‌گذاری نشده است. ثانیاً روش مطرح شده در این استاندارد (سوراخکاری مرکزی) تنها در مواردی کاربرد دارد که تنش‌های پسماند در عمق قطعه، یکنواخت باشند.

شکریه و قاسمی [۱۰] با ارائه روش شبیه‌سازی فرآیند سوراخکاری مرکزی، تنش‌های پسماند را در صفحات فلزی، تک‌لایه ارتوتروپیک و سطح چندلایه کامپوزیتی مورد مطالعه قرار دادند. همچنین آنها، به حل دقیق روابط تنش- کرنش در اطراف سوراخ در یک لایه ارتوتروپیک پرداخته، و ضرایب کالیبراسیون را در نقاط کرنش سنجی یک روز، به‌دست آوردند [۱۱-۱۲]. غیر یکنواخت بودن تنش‌های پسماند در عمق سازه‌های کامپوزیتی سبب پیدایش روش سوراخکاری مرحله‌ای شد. روش انتگرال، پرکاربردترین روش برای تعیین تنش‌های پسماند در سوراخکاری مرحله‌ای می‌باشد. این روش بر مبنای آزادسازی تنش‌های پسماند با ایجاد یک سوراخ در چند مرحله متوالی، اندازه‌گیری کرنش‌های رها شده و در نهایت محاسبه تنش‌های پسماند به کمک کرنش‌های ثبت شده است. شکریه و قاسمی [۱۳-۱۵] با توسعه روش انتگرال به تعیین تنش‌های پسماند غیریکنواخت در چندلایه‌های کامپوزیتی پرداختند. شکریه و اکبری [۱۶]، تنش‌های پسماند ایجاد شده در یک حلقه جدار نازک را به روش انتگرال مورد بررسی قرار دادند. لیکن هیچ پژوهشی در مورد تعیین تنش‌های پسماند در چندلایه‌های ترکیبی فلز- کامپوزیت مشاهده نشده است. در این پژوهش ابتدا تئوری فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای به روش انتگرال شرح داده شده است. سپس نحوه شبیه‌سازی و تحلیل اجزای محدود چندلایه‌های فلز- کامپوزیت به روش انتگرال ارائه شده است. در ادامه به تعیین ماتریس ضرایب کالیبراسیون برای چندلایه‌های فلز- کامپوزیت مبادرت گردیده است. به عنوان مطالعات موردی، چندلایه‌های آلومینیوم تقویت شده با الیاف شیشه با چیدمان‌های متقارن $[0/90/0/AL/0/90/0/AL]$ و $[0/90/0/AL/90/AL/0/90/0/AL]$ مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. در پایان نتایج به‌دست آمده از این پژوهش مورد ارزیابی قرار گرفته و با نتایج سایر محققین، مقایسه شده است.

۲- تئوری فرایند سوراخکاری مرحله‌ای

برای اندازه‌گیری تنش‌های پسماند در قطعه‌ای با توزیع غیر یکنواخت تنش در عمق، از روش سوراخکاری مرحله‌ای استفاده می‌شود. در این روش با افزایش تدریجی عمق سوراخی که در مرکز روزت ایجاد شده است، تنش‌های پسماند مجبوس در قطعه آزاد شده و کرنش‌های رها شده به کمک کرنش‌سنج‌هایی که در اطراف سوراخ و در فواصل مساوی نصب شده‌اند، ثبت می‌گردند. با داشتن مقادیر کرنش رها شده و بر اساس روابطی ویژه، مقادیر تنش‌های پسماند محاسبه می‌گردند [۱۷]. در شکل ۲، یکی از رایج‌ترین کرنش‌سنج‌ها در اندازه‌گیری تنش‌های پسماند نشان داده شده است. در این هندسه D قطر مرکز کرنش-سنج روزت، Do قطر سوراخ، GL و GW طول و عرض کرنش‌سنج روزت نشان داده شده است.

سوراخکاری، $h_{j-1} \leq x \leq h_j$ ، به شکل معادله (۲) فرض می‌شود.

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

که در آن σ_j مقادیر تنش‌های پسماند درز امین مرحله سوراخکاری است. همچنین $U_j(x)$ توابع پله هستند، که به شکل معادله (۳) 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 (۲-۳) در معادله (۱)، ضرایب σ_j متناظر با مقدار تنش در فاصله $h_{j-1} \leq x \leq h_j$ به صورت معادله (۴) تعیین می‌شوند.

$$\varepsilon(h_i) = \sum_{j=1}^n \sigma_j A = \pi r^2 = \sum_{j=1}^n C_{ij} \sigma_j \quad (4)$$

در نهایت ضرایب کالیبراسیون C_{ij} ، به کمک معادله (۵) معین می‌شوند:

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

مقایسه معادله (۵) با معادله (۱) نشان می‌دهد، یک عضو C_{ij} از ماتریس ضرایب کالیبراسیون برابر با کرنش اندازه‌گیری شده در حالتی است که در سوراخ با عمق h_i ، تنش واحد به جداره سوراخ اعمال شود: $C_{ij} = \varepsilon(h = h_i, \sigma(x) = U_j(x))$ (۶)

معادله ماتریسی (۷) ارتباط کلی میان تنش و کرنش در i مرحله از فرآیند سوراخکاری به روش انتگرال را نشان می‌دهد.

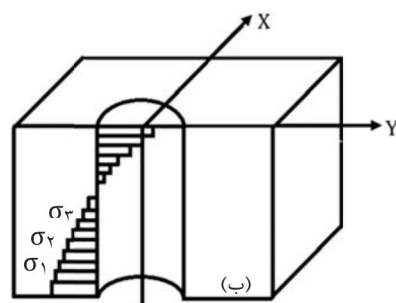
$$[C_{ij}][\sigma_{layer,j}] = [\varepsilon_{layer,i}] \quad (7)$$

که در معادله (۷):

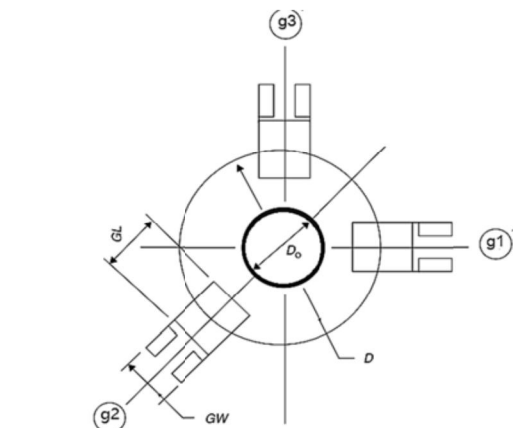
$$C_{ij} = \begin{bmatrix} C_{ij}^{11} & C_{ij}^{12} & C_{ij}^{13} \\ C_{ij}^{21} & C_{ij}^{22} & C_{ij}^{23} \\ C_{ij}^{31} & C_{ij}^{32} & C_{ij}^{33} \end{bmatrix} \quad (8-الف)$$

$$\sigma_{layer,j} = \begin{bmatrix} \sigma_{layer,j}^x \\ \sigma_{layer,j}^{xy} \\ \sigma_{layer,j}^y \end{bmatrix} \quad (8-ب)$$

$$\varepsilon_{layer,i} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{layer,i}^1 \\ \varepsilon_{layer,i}^2 \\ \varepsilon_{layer,i}^3 \end{bmatrix} \quad (8-ج)$$



ب: تخمین تنش‌های پسماند در عمق قطعه به روش انتگرال



شکل ۲- کرنش سنج روزت مورد استفاده در روش سوراخکاری [۹]

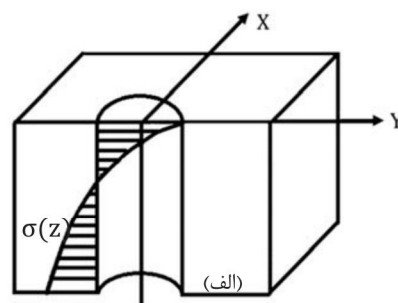
خطای عمده‌ای که در روش سوراخکاری مرحله‌ای وجود دارد، محدودیت فیزیکی در انجام آزمایش سوراخکاری است. در این روش، کرنش‌سنج در سطح نمونه چسبانده شده و کرنش‌های رها شده روی سطح نمونه قرائت می‌شوند، در صورتی که تنش‌های غیریکنواخت در عمق قطعه قرار دارند، در نتیجه رابطه بین تنش‌های آزاد شده و کرنش‌های ثبت شده رابطه یک به یک نخواهد بود [۱۸]. در روش سوراخکاری مرحله‌ای رابطه بین کرنش‌های اندازه‌گیری شده و تنش‌های پسماند به صورت رابطه انتگرالی (۱) در نظر گرفته می‌شود [۱۹]:

$$\varepsilon(h_i) = \int_{h_{j-1}}^{h_j} C(x, h_i) \sigma(x) dx \quad 1 \leq i \leq n \quad (1)$$

برای حل معادله (۱) با توجه به مجهول بودن $\sigma(x)$ ، ابتدا باید توزیع خاصی برای تنش پسماند در امتداد ضخامت در نظر گرفت. در این رابطه h_i عمق شیار، $\varepsilon(h_i)$ کرنش‌های اندازه‌گیری شده در حالتی که عمق سوراخ به h_i رسیده باشد، $\sigma(x)$ تنش‌های پسماند و تابع کرنل $C(x, h_i)$ بیانگر ارتباط بین کرنش‌های اندازه‌گیری شده و تنش‌های پسماند می‌باشد.

روش انتگرال، پرکاربردترین روش برای تخمین تنش‌های پسماند است که اولین بار در روش سوراخکاری مرحله‌ای مورد استفاده قرار گرفت [۱۶-۱۳]. در این روش، کل بازه مورد نظر (ضخامت چندلایه) به چند زیر بازه (هر لایه از چند لایه) تقسیم شده و مقدار تنش در هر زیر بازه ثابت در نظر گرفته می‌شود (شکل ۳).

کاربرد روش انتگرال در چندلایه‌های کامپوزیتی به علت ناپیوسته بودن تنش‌های پسماند در مرز لایه‌ها بسیار رایج است. در این حالت توزیع تنش در امتداد ضخامت و در هر مرحله از افزایش عمق



شکل ۳- الف: توزیع واقعی تنش‌های پسماند در عمق قطعه

$$\begin{bmatrix}
 C_{11}^{11} & C_{11}^{12} & C_{11}^{13} \\
 C_{21}^{11} & C_{21}^{12} & C_{21}^{13} \\
 C_{31}^{11} & C_{31}^{12} & C_{31}^{13} \\
 C_{11}^{21} & C_{11}^{22} & C_{11}^{23} \\
 C_{21}^{21} & C_{21}^{22} & C_{21}^{23} \\
 C_{31}^{21} & C_{31}^{22} & C_{31}^{23} \\
 C_{11}^{31} & C_{11}^{32} & C_{11}^{33} \\
 C_{21}^{31} & C_{21}^{32} & C_{21}^{33} \\
 C_{31}^{31} & C_{31}^{32} & C_{31}^{33}
 \end{bmatrix}
 \begin{bmatrix}
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0
 \end{bmatrix}
 \begin{bmatrix}
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0
 \end{bmatrix}
 \begin{bmatrix}
 \sigma_{layer,1}^x \\
 \sigma_{layer,1}^{xy} \\
 \sigma_{layer,1}^y \\
 \sigma_{layer,2}^x \\
 \sigma_{layer,2}^{xy} \\
 \sigma_{layer,2}^y \\
 \sigma_{layer,3}^x \\
 \sigma_{layer,3}^{xy} \\
 \sigma_{layer,3}^y \\
 \sigma_{layer,4}^x \\
 \sigma_{layer,4}^{xy} \\
 \sigma_{layer,4}^y
 \end{bmatrix}
 =
 \begin{bmatrix}
 \varepsilon_{layer,1}^1 \\
 \varepsilon_{layer,1}^2 \\
 \varepsilon_{layer,1}^3 \\
 \varepsilon_{layer,2}^1 \\
 \varepsilon_{layer,2}^2 \\
 \varepsilon_{layer,2}^3 \\
 \varepsilon_{layer,3}^1 \\
 \varepsilon_{layer,3}^2 \\
 \varepsilon_{layer,3}^3 \\
 \varepsilon_{layer,4}^1 \\
 \varepsilon_{layer,4}^2 \\
 \varepsilon_{layer,4}^3
 \end{bmatrix} \quad (9)$$

شکل ۵ ارتباط میان کرنش‌های اندازه‌گیری شده (MS) و تنش‌های پسماند (RS) را در سه مرحله سوراخکاری یک چندلایه بیان می‌کند. در گام اول سوراخکاری مرحله‌ای، سوراخکاری لایه اول صورت گرفته و کرنش‌های رها شده ناشی از تنش‌های پسماند لایه اول هستند، که 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: بخش اول، کرنش‌های رها شده ناشی از افزایش عمق سوراخ که با ماتریس ضرایب کالیبراسیون C_{21} مرتبط است و دوم، کرنش‌های رها شده ناشی از تنش‌های پسماند لایه دوم که با C_{22} متناسب است. با افزایش عمق سوراخ و سوراخکاری لایه سوم، کرنش‌های رها شده ناشی از افزایش عمق به دو بخش، اثر تنش‌های لایه اول بر کرنش‌های گام سوم C_{31} و اثر تنش‌های لایه دوم بر کرنش‌های گام سوم C_{32} تقسیم شده و اثر تنش‌های پسماند محبوس در لایه سوم با C_{33} نشان داده شده است. افزایش عمق در گام‌های بعدی و محاسبه تنش‌های پسماند در لایه‌های دیگر نیز بر پایه روش بالا قابل بیان است. مراحل محاسبه تنش‌های پسماند در هر لایه از چندلایه کامپوزیتی، به صورت زیر بیان می‌شود:

۱- با توجه به اینکه در سوراخکاری لایه اول، کرنش‌های اندازه‌گیری شده در اثر آزادسازی تنش‌های پسماند همان لایه است، بنابراین در محاسبه تنش‌های پسماند لایه اول، ماتریس ضرایب کالیبراسیون و سپس تنش‌های پسماند این لایه محاسبه می‌شوند. برای محاسبه ضرایب کالیبراسیون مربوط به این لایه، در مدل اجزای محدود بارگذاری فقط در لایه اول صورت گرفته و ماتریس ضرایب این لایه C_{11} ، از طریق شبیه‌سازی محاسبه می‌شود.

$$[C_{11}][\sigma_{layer,1}] = [\varepsilon_{layer,1}] \quad (10-الف)$$

$$[\sigma_{layer,1}] = [C_{11}]^{-1}[\varepsilon_{layer,1}] \quad (10-ب)$$

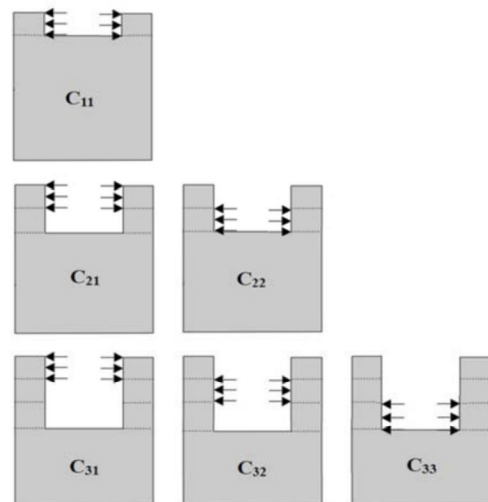
$$\begin{bmatrix}
 \sigma_{layer,1}^x \\
 \sigma_{layer,1}^{xy} \\
 \sigma_{layer,1}^y
 \end{bmatrix}
 =
 \begin{bmatrix}
 C_{11}^{11} & C_{11}^{12} & C_{11}^{13} \\
 C_{11}^{21} & C_{11}^{22} & C_{11}^{23} \\
 C_{11}^{31} & C_{11}^{32} & C_{11}^{33}
 \end{bmatrix}^{-1}
 \begin{bmatrix}
 \varepsilon_{layer,1}^1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

در روابط فوق $\varepsilon^1, \varepsilon^2, \varepsilon^3$ بیانگر سه کرنش سنج یک روزت و $\sigma^x, \sigma^{xy}, \sigma^y$ تنش‌های صفحه‌ای در هر لایه ارتوتروپیک می‌باشند. با جایگذاری روابط (۸) در معادله ماتریسی (۷) ارتباط کلی میان تنش و کرنش به شکل رابطه ماتریسی (۹) در i امین مرحله از فرآیند سوراخکاری به روش انتگرال به دست می‌آید. ماتریس ضرایب کالیبراسیون در این حالت مربعی و پائین مثلثی است.

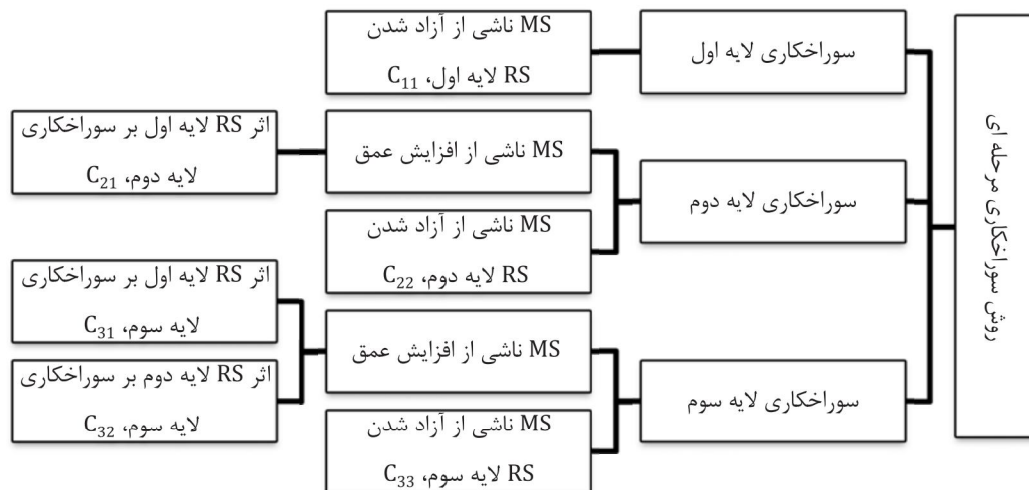
۳- شبیه‌سازی اجزای محدود روش انتگرال

۳-۱ تئوری

تعبیر فیزیکی ماتریس ضرایب کالیبراسیون در شکل ۴ نشان داده شده است. مطابق شکل ارائه شده، کرنش‌های آزاد شده در فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای به روش انتگرال را می‌توان به دو قسمت تقسیم نمود. قسمت اول، کرنش‌های آزاد شده ناشی از افزایش عمق و تغییر هندسه سوراخ که بیانگر تاثیر تنش‌های پسماند زیر بازه‌های بالایی در سوراخکاری زیر بازه‌های زیرین می‌باشد. قسمت دوم، کرنش‌های آزاد شده ناشی از آزادسازی تنش‌های پسماند محبوس در زیر بازه‌های متوالی از سوراخ با عمق ثابت می‌باشد.



شکل ۴ - نحوه محاسبه ماتریس ضرایب کالیبراسیون به روش انتگرال



شکل ۵ - ارتباط میان کرنش اندازه‌گیری شده (MS) و تنش‌های پسماند (RS) در روش انگرال

مورد نظر را ایجاد کند، استفاده از تعداد المان‌های مناسب در امتداد ضخامت، امری ضروری است (شکل ۷).

در این شبیه‌سازی، مدل مربوط به کرنش سنج‌ها نیز روی سطح چندلایه ساخته شده است (شکل ۸). در این مدل که توسط دیگر محققین نیز استفاده شده است [۱۰، ۱۶]، از آنجا که گرادینان کرنش در نزدیکی سوراخ بیشتر است، از المان‌های کوچکتری در نزدیکی سوراخ استفاده شده است.

برای محاسبه ضرایب کالیبراسیون، نیاز به محاسبه کرنش میانگین در راستای نصب کرنش سنج است. بنابراین برای کرنش سنجی که در راستای X قرار دارد ϵ_x ، برای کرنش سنجی که در راستای Y قرار دارد ϵ_y ، و برای کرنش سنجی که در راستای 45° درجه قرار دارد ϵ_{45} ، در راستای 45° درجه و در محدوده کرنش سنج میانگین گرفته می‌شود. کرنش‌های آزاد شده از طریق روش اجزای محدود و بر اساس اصل جمع آثار، قابل محاسبه است [۲۱]. این اصل بیان می‌کند که ضرایب کالیبراسیون متناسب با کرنشی است که موقع اعمال تنش پسماند، با علامت مخالف به جداره سوراخ در قطعه بدون تنش پسماند به وجود می‌آید. بنابراین با فرض رفتار الاستیسیته خطی، کرنش ناشی از فرآیند سوراخکاری با اعمال تنش پسماند به جداره سوراخ قابل مدل‌سازی است.

در شبیه‌سازی فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای، برای محاسبه هر یک از ماتریس‌های ضرایب کالیبراسیون C_{ij} ، با استفاده از معادلات تبدیل تنش 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) انجام شده است. در هر مرحله با حذف المان‌های واقع در محل سوراخ و اعمال بار به جداره سوراخ، ماتریس ضرایب کالیبراسیون محاسبه شده و برای تعیین تنش‌های پسماند مجهول، به کار برده می‌شوند.

در شکل ۹، طرحی از سه شبیه‌سازی کشش تک محوره (محور X و Y) و برش خالص مورد استفاده در استخراج ضرایب کالیبراسیون، نشان داده شده است. در شبیه‌سازی اجزای محدود، 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 الاستیک اجزای سازنده چندلایه‌های فلز - کامپوزیت به ترتیب در جداول ۱ و ۲ ارائه شده است.

۲- در لایه دوم، کرنش‌های رها شده فقط مربوط به تنش‌های موجود در این لایه نیستند. بنابراین در صورتی که عمق جدید سوراخ کاملاً عاری از تنش باشد، رهاسازی کرنش ادامه می‌یابد. در نتیجه باید کرنش‌های اندازه‌گیری شده ناشی از تنش‌های موجود در لایه اول، موقعی که سوراخ در لایه دوم پیشروی می‌کند که با C_{21} متناسب است، تعیین شده و از کل کرنش‌های اندازه‌گیری شده کم شوند. در این حالت کرنش‌هایی که فقط ناشی از تنش‌های پسماند موجود در بازه دوم هستند، تعیین می‌شوند.

از آنجایی که تعیین تنش‌های پسماند در لایه دوم مورد نظر است، برای تعیین ضرایب مربوط به این لایه، بارگذاری در مدل اجزای محدود فقط در لایه دوم صورت می‌گیرد و به لایه اول بارگذاری اعمال نمی‌شود. با تعیین ضرایب کالیبراسیون و کرنش‌های مربوط به لایه دوم، تنش‌های پسماند مربوط به این لایه محاسبه می‌شوند. مراحل ذکر شده برای لایه دوم، برای لایه‌های بعد نیز قابل تکرار است.

$$[C_{21}][\sigma_{layer,1}] + [C_{22}][\sigma_{layer,2}] = [\epsilon_{layer,2}] \quad (۱۱-الف)$$

$$[\sigma_{layer,2}] = [C_{22}]^{-1}([\epsilon_{layer,2}] - [C_{21}][\sigma_{layer,1}]) \quad (۱۱-ب)$$

$$[\sigma_{layer,2}^x] = \begin{bmatrix} C_{22}^{11} & C_{22}^{12} & C_{22}^{13} \\ C_{22}^{21} & C_{22}^{22} & C_{22}^{23} \\ C_{22}^{31} & C_{22}^{32} & C_{22}^{33} \end{bmatrix}^{-1} \quad (۱۱-ج)$$

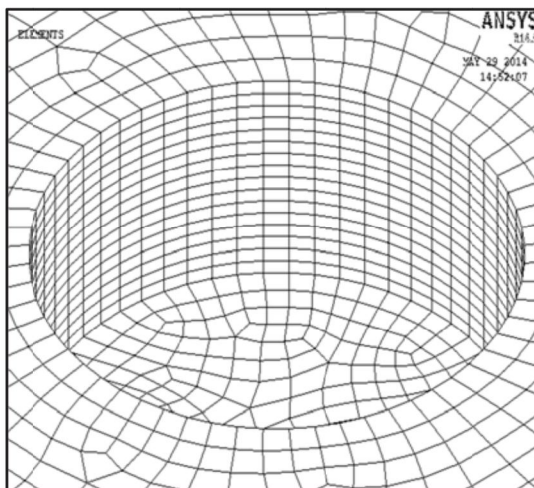
$$\times \left(\begin{bmatrix} \epsilon_{layer,2}^x \\ \epsilon_{layer,2}^y \\ \epsilon_{layer,2}^z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} C_{21}^{11} & C_{21}^{12} & C_{21}^{13} \\ C_{21}^{21} & C_{21}^{22} & C_{21}^{23} \\ C_{21}^{31} & C_{21}^{32} & C_{21}^{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{layer,1}^x \\ \sigma_{layer,1}^y \\ \sigma_{layer,1}^z \end{bmatrix} \right)$$

۳-۲ شبیه‌سازی

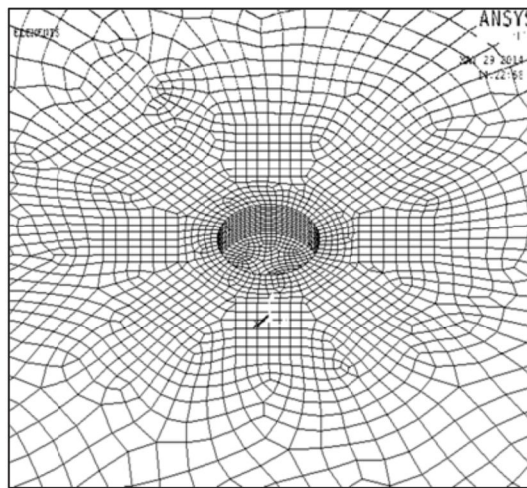
برای تعیین ضرایب کالیبراسیون با استفاده از نرم افزار اجزای محدود انسیس [۲۰]، برنامه‌ای برای شبیه‌سازی فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای در چندلایه‌های فلز - کامپوزیت نوشته شده است. چندلایه‌ها به کمک اجزای سه بعدی لایه‌ای SOLID۱۸۵ مدل شده و برای اعمال فشار بر دیواره‌های سوراخ از اجزای سازه‌ای سه بعدی SURF ۱۵۴ استفاده شده است. شکل ۱۰ مدل اجزای محدود مورد استفاده برای محاسبه ضرایب کالیبراسیون فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای را نشان می‌دهد. برای اینکه اعمال بار گسترده بر گره‌های واقع بر سطح سوراخ، دقیقاً نیروی برآیند

جدول ۲- خواص کشسان اجزای سازنده در شبیه سازی اجزای محدود				
E_x (GPa)	E_y (GPa)	G_{xy} (GPa)	ν_{xy}	جنس
۲۳/۸	۹/۱	۳/۴	۰/۳۱	کامپوزیت (شیشه/پوکسی)
۶۹	۶۹	۲۵	۰/۳۳	فلز (آلومینیوم-۳۱۰۵)

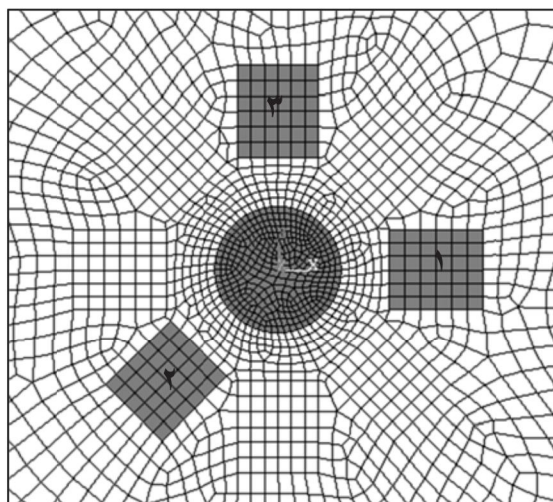
جدول ۱- ابعاد هندسی در شبیه سازی اجزای محدود (میلی متر)					
ابعاد صفحه	ابعاد کرنش سنج	قطر روزت	قطر سوراخ	ضخامت لایه کامپوزیتی	ضخامت صفحه فلزی
۱۵۰×۱۵۰	۱/۳×۱/۵	۵/۱۴	۲	۰/۲	۰/۴



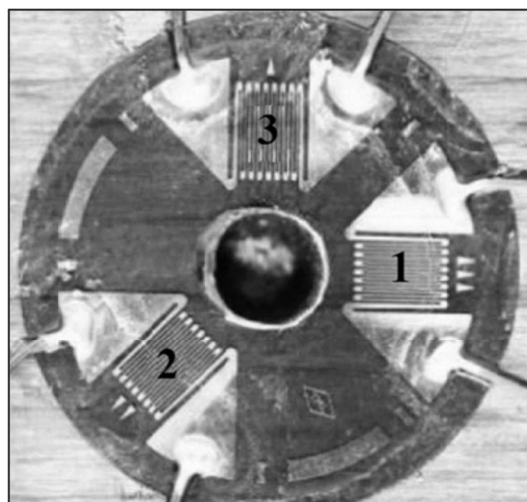
شکل ۷- نمایش المان‌ها در امتداد ضخامت



شکل ۶- مدل سه بعدی مورد استفاده در شبیه سازی

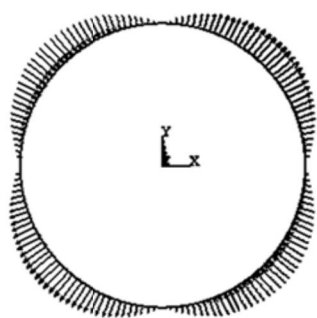


(ب)

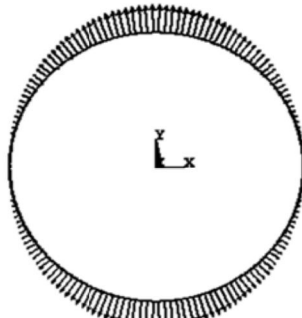


(الف)

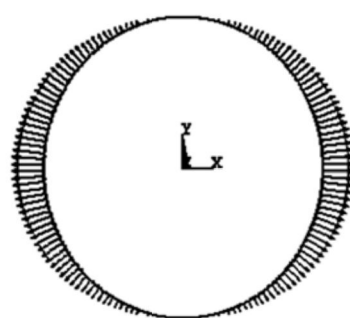
شکل ۸- (الف) روزت مورد استفاده در آزمایش سوراخکاری (ب) شبیه سازی روزت توسط نرم افزار اجزای محدود



(ج): $\sigma_{rr} = \sin^2(\theta)$



(ب): $\sigma_{rr} = \sin^2(\theta)$



(الف): $\sigma_{rr} = \cos^2(\theta)$

شکل ۹- نحوه اعمال بارگذاری شعاعی در شبیه سازی اجزای محدود، (الف) $\sigma_x = 1$ (ب) $\sigma_y = 1$ (ج) $\tau_{xy} = 1$

۴- تعیین ضرایب کالیبراسیون در چندلایه‌های فلز-کامپوزیت

در این بخش، با استفاده از تئوری ارائه شده در بخش ۲، به تعیین ضرایب کالیبراسیون در چندلایه‌های فلز-کامپوزیت به روش انتگرال مبادرت گردیده است. جهت تعیین تنش‌های غیر یکنواخت در چندلایه‌های با چیدمان متقارن، سوراخکاری مرحله‌ای تا نصف لایه‌ها صورت گرفته است. با توجه به تحقیقات انجام شده بر روی چندلایه‌های فلز-کامپوزیت، از دو نمونه متداول و کاربردی چندلایه‌های آلومینیوم تقویت شده با شیشه برای محاسبه ضرایب استفاده شده است.

عمق پیشروی در هر گام برابر 0.4 mm در نظر گرفته شده است. بدین ترتیب در گام اول سوراخکاری لایه فلزی، در گام دوم سوراخکاری دو لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف صفر درجه، و در گام سوم سوراخکاری دو لایه کامپوزیتی با زاویه الیاف 90° درجه صورت گرفته است. چیدمان هر دو نمونه مطالعه شده به صورت شماتیک، در شکل ۱۰ نشان داده شده است. نتایج ماتریس ضرایب کالیبراسیون در سه مرحله سوراخکاری نمونه A و چهار مرحله سوراخکاری نمونه B در روابط (۱۵) و (۱۶) ارائه شده است.

AL	AL
0°	0°
90°	90°
AL	90°
90°	0°
0°	AL
AL	

نمونه A $[AL/0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ/AL]$ نمونه B $[AL/0^\circ/90^\circ/AL/90^\circ/0^\circ/AL]$

شکل ۱۰- نحوه لایه‌گذاری و زاویه الیاف چندلایه‌های فلز - کامپوزیت

با توجه به نتایج به دست آمده در روابط ماتریسی (۱۵) و (۱۶)، مشخص است که ضرایب $C_{ij}^{(1)}$ و $C_{ij}^{(2)}$ در تمام ماتریس‌های ضرایب کالیبراسیون صفر است. این ضرایب بیان‌کننده اثر تنش‌های پسماند برشی بر کرنش‌های اندازه‌گیری شده در راستای کرنش سنج‌های 0° و 90° درجه‌اند. بنابراین، به دلیل عدم وجود تنش‌های پسماند برشی در چندلایه‌های متعامد، این ضرایب صفر هستند. همچنین، با افزایش عمق سوراخ، اختلاف بین مقادیر عددی ستون‌های ماتریس ضرایب کاهش می‌یابد. با توجه به اینکه هر ستون ماتریس ضرایب، از اعمال تنش واحد در یک لایه ثابت از سوراخ‌های با عمق‌های مختلف به دست می‌آید، این کاهش به معنی کم شدن اثرات لایه‌های بالایی با فاصله دورتر بر سوراخکاری لایه‌های زیرین است. روابط ماتریسی (۱۵) و (۱۶) چند نکته اساسی را نشان می‌دهند:

- ۱- با افزایش عمق سوراخ، کرنش‌های اندازه‌گیری شده روی سطح، نسبت به تنش‌های آزاد شده در عمق سریعاً کاهش می‌یابند؛ زیرا کرنش‌سنج در سطح نمونه چسبانده شده، در صورتی که تنش‌های غیریکنواخت در عمق قطعه آزاد می‌شوند. بنابراین، تغییرات ستونی ماتریس ضرایب با افزایش عمق کاهش یافته است. این امر بیانگر آن است که افزایش عمق سوراخ محدود است. در مواردی که تنش‌های پسماند در عمق قطعه یکنواخت باشند، سوراخکاری حداکثر تا عمق $0.8D$ و در صورتی که تنش‌های پسماند غیریکنواخت باشد، سوراخکاری می‌تواند حداکثر تا عمقی برابر با $0.4D - 0.3D$ ادامه یابد [۹].

۲- با افزایش عمق، اثرات لایه‌های بالایی بر سوراخکاری لایه‌های زیرین به سرعت کاهش می‌یابد. 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 را در چندلایه‌های کامپوزیتی ساده می‌کند.

۳- ماتریس ضرایب کالیبراسیون در مواد ایزوتروپیک بر اساس ضرایب کالیبراسیون A, B و به صورت یک ماتریس متقارن، تعریف می‌شود.

$$C_{ij} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A+B & 0 & A-B \\ A & C & A \\ A-B & 0 & A+B \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\Rightarrow \begin{cases} C_{11} = C_{33} \\ C_{21} = C_{23} \\ C_{12} = C_{32} \end{cases}$$

روابط ماتریسی (۱۵) و (۱۶) نشان می‌دهد به دلیل قرار گرفتن لایه‌های کامپوزیتی در ساختار چندلایه‌های فلز-کامپوزیت، ماتریس ضرایب کالیبراسیون مربوط به لایه‌های فلزی، از حالت متقارن خارج شده است. به عبارت دیگر، هنگام سوراخکاری لایه اول که عمق سوراخکاری شده در آن همسانگرد است، اثر لایه‌های ارتوتروپیک مجاور، مانع از متقارن ماندن ماتریس ضرایب کالیبراسیون لایه فلزی شده است. به طور مثال در ماتریس ضرایب کالیبراسیون مربوط به سوراخکاری لایه اول فلزی نمونه A داریم:

$$C_{ij} = \begin{bmatrix} -4/8902 & 0 & 1/9150 \\ -1/4855 & -6/7276 & -1/4631 \\ 1/8419 & 0 & -4/9250 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\Rightarrow \begin{cases} C_{11} \neq C_{33} \\ C_{21} \neq C_{23} \\ C_{12} \neq C_{32} \end{cases}$$

۴- برای مواد ایزوتروپیک، $B=C$ می‌باشد. اما در نتایج بدست آمده برای لایه فلزی، C ثابت کالیبراسیون مستقلی است که به A و B وابسته نیست. به عبارت دیگر، برای محاسبه ماتریس ضرایب کالیبراسیون لایه‌های فلزی در چندلایه‌های فلز-کامپوزیت عمیم رابطه (۱۲) معتبر نیست. به طور مثال در ماتریس ضرایب کالیبراسیون مربوط به سوراخکاری لایه اول نمونه A داریم:

$$C_{ij} = \begin{bmatrix} -4/8902 & 0 & 1/9150 \\ -1/4855 & -6/7276 & -1/4631 \\ 1/8419 & 0 & -4/9250 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\Rightarrow \begin{cases} A = \frac{C_{11} + C_{31}}{2} = -1/5241 \neq -1/4855 \\ B = \frac{C_{11} - C_{31}}{2} = -3/3661 \neq -3/3304 \\ C = 2B = -6/7321 \neq -6/7276 \end{cases}$$

۵- ارزیابی نتایج

برای بررسی کارایی مدل سه بعدی مورد استفاده در شبیه‌سازی اجزای محدود این تحقیق، با حذف لایه‌های فلزی از چندلایه‌های فلز-کامپوزیت مطالعه شده، نتایج ضرایب کالیبراسیون فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای برای چندلایه کامپوزیتی S $[0^\circ/90^\circ]$ ، با نتایج دیگر محققین [۱۳] مقایسه شده است. کامپوزیت استفاده شده شیشه/اپوکسی بوده که ابعاد هندسی و خواص کشسان آن در جداول ۳ و ۴ آمده است. همچنین در روابط (۱۷) و (۱۸) به ترتیب، ضرایب کالیبراسیون پژوهش حاضر و مرجع [۱۳] برای چهار مرحله سوراخکاری چندلایه کامپوزیتی با چیدمان S $[0^\circ/90^\circ]$ نشان داده شده است.

$$\begin{bmatrix} -4.8902 & 0 & 1.9150 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1.4855 & -6.7276 & -1.4631 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.8419 & 0 & -4.9250 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -5.0561 & 0 & 2.0474 & -5.2645 & 0 & 2.4983 & 0 & 0 & 0 \\ -1.4736 & -6.8946 & -1.4626 & -1.4339 & -7.5129 & -1.3328 & 0 & 0 & 0 \\ 2.0294 & 0 & -5.0558 & 2.3720 & 0 & -5.2463 & 0 & 0 & 0 \\ -5.0564 & 0 & 2.0470 & -5.2566 & 0 & 2.4844 & -5.1801 & 0 & 2.4199 \\ -1.4738 & -6.8947 & -1.4629 & -1.4341 & -7.4988 & -1.3373 & -1.4047 & -7.4164 & -1.3612 \\ 2.0292 & 0 & -5.0561 & 2.3622 & 0 & -5.2384 & 2.3494 & 0 & -5.2241 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\begin{bmatrix} -4.329 & 0 & 1.649 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1.351 & -6.122 & -1.413 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.600 & 0 & -4.577 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -4.919 & 0 & 2.046 & -6.773 & 0 & 3.337 & 0 & 0 & 0 \\ -1.429 & -6.776 & -1.433 & -1.798 & -9.024 & -1.930 & 0 & 0 & 0 \\ 2.026 & 0 & 5.011 & 3.123 & 0 & -7.317 & 0 & 0 & 0 \\ -4.946 & 0 & 2.056 & -6.438 & 0 & 3.033 & -5.461 & 0 & 2.533 \\ -1.434 & -6.804 & -1.434 & -1.751 & -9.430 & -1.941 & -1.601 & -8.194 & -1.959 \\ 2.0415 & 0 & -5.022 & 2.897 & 0 & -7.001 & 2.308 & 0 & -6.460 \\ -4.947 & 0 & 2.054 & -6.431 & 0 & 3.010 & -5.504 & 0 & 2.523 \\ -1.435 & -6.804 & -1.435 & -1.748 & -9.428 & -1.923 & -1.645 & -8.198 & -1.973 \\ 2.041 & 0 & -5.023 & 2.900 & 0 & -6.983 & 2.267 & 0 & -6.475 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

جدول ۴- خواص ماده ارتوتروپ [۱۳]			
E_x (GPa)	E_y (GPa)	G_{xy} (GPa)	ν_{xy}
۲۵	۹	۴/۸	۰/۲۶

جدول ۳- ابعاد هندسی (میلی‌متر) [۱۳]			
ابعاد صفحه	ابعاد کرنش سنج	قطر کرنش سنج	قطر سوراخ
۱۵۰×۱۵۰	۱/۵×۱/۵	۵/۱۴	۲

$$\begin{bmatrix} -27.708 & 0 & 14.214 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -5.112 & -54.086 & -14.591 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 15.235 & 0 & -42.647 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -25.951 & 0 & 13.108 & -19.563 & 0 & 10.131 & 0 & 0 & 0 \\ -4.893 & -50.932 & -14.025 & -3.763 & -38.442 & -10.864 & 0 & 0 & 0 \\ 14.072 & 0 & -40.593 & 10.764 & 0 & -30.198 & 0 & 0 & 0 \\ -25.835 & 0 & 13.023 & -20.144 & 0 & 10.620 & -22.821 & 0 & 11.769 \\ -4.867 & -50.702 & -14.031 & -3.892 & -39.662 & -10.852 & -4.647 & -43.846 & -10.828 \\ 13.968 & 0 & -40.490 & 11.292 & 0 & -32.851 & 13.020 & 0 & -34.475 \\ -25.121 & 0 & 13.003 & -20.189 & 0 & 10.684 & -22.155 & 0 & 11.588 \\ -4.868 & -50.660 & -14.030 & -3.890 & -39.782 & -10.864 & -4.652 & -43.294 & -10.804 \\ 13.951 & 0 & -40.468 & 11.340 & 0 & -32.929 & 12.705 & 0 & -34.261 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\begin{bmatrix}
 -29.334 & 0 & 15.635 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -5.699 & -56.815 & -15.146 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 16.158 & 0 & -47.680 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -26.570 & 0 & 14.116 & -19.905 & 0 & 11.163 & 0 & 0 & 0 \\
 -5.158 & -52.697 & -14.189 & -3.623 & -40.335 & -10.084 & 0 & 0 & 0 \\
 14.785 & 0 & -44.239 & 11.320 & 0 & -32.792 & 0 & 0 & 0 \\
 -26.496 & 0 & 14.095 & -20.441 & 0 & 11.471 & -22.346 & 0 & 12.030 \\
 -5.134 & -52.613 & -14.167 & -3.752 & -41.129 & -10.240 & -4.392 & -43.267 & -10.592 \\
 14.774 & 0 & -44.159 & 12.063 & 0 & -33.537 & 12.372 & 0 & -35.059 \\
 -26.493 & 0 & 14.094 & -20.457 & 0 & 11.477 & -22.191 & 0 & 11.975 \\
 -5.133 & -52.609 & -14.165 & -3.756 & -41.153 & -10.252 & -4.357 & -43.086 & -10.555 \\
 14.773 & 0 & -44.154 & 12.068 & 0 & -33.576 & 12.311 & 0 & -34.909
 \end{bmatrix}
 \begin{bmatrix}
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0
 \end{bmatrix}
 \begin{bmatrix}
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0
 \end{bmatrix}
 \quad (18)$$

نتایج نشان می‌دهد به دلیل قرار گرفتن لایه‌های کامپوزیتی در ساختار چندلایه‌های فلز-کامپوزیت، ماتریس ضرایب کالیبراسیون مربوط به لایه‌های ایزوتروپیک، از حالت متقارن خارج می‌شود. همچنین برای لایه‌های ایزوتروپیک استفاده شده در ساختار هیبرید C، ثابت کالیبراسیون مستقلی است که به A و B وابسته نیست. در پایان درستی نتایج شبیه‌سازی این تحقیق با مقایسه با نتایج سایر محققین، ارزیابی شده است.

جدول ۵، مقایسه نتایج ماتریس ضرایب کالیبراسیون پژوهش حاضر و مرجع [۱۳] را نشان می‌دهد.

جدول ۵ - صحت‌گذاری نتایج شبیه‌سازی اجزای محدود		
مرحله سوراخکاری	درایه با بیشترین اختلاف	درصد اختلاف
سوراخکاری لایه اول	C_{11}^{33}	۱۰/۵۶
سوراخکاری لایه دوم	C_{11}^{33} C_{22}^{33}	۸/۲۴ ۷/۹۱
سوراخکاری لایه سوم	C_{11}^{33} C_{22}^{33} C_{33}^{33}	۸/۳۱ ۳/۵۷ ۱/۶۶
سوراخکاری لایه چهارم	C_{11}^{33} C_{22}^{33} C_{33}^{33} C_{44}^{33}	۸/۳۵ ۳/۳۳ ۱/۸۵ ۲/۶۴

۷- مراجع

- [1] Carrillo, J.G. and Cantwell, W.J.: Mechanical properties of a novel fiber-metal laminate based on a polypropylene composite. *Mechanics of Materials*, vol. 41, 2009, pp. 828-838.
- [2] Sinmazcelik, T., Avcu, E. and Coban, O.: A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods. *Materials and Design*, vol. 32, 2011, pp. 3671-3685.
- [3] Alderliesten, R.: On the development of hybrid material concepts for aircraft structures. *Recent Patents Engineering*, vol. 3, 2009, pp. 25-38.
- [4] Shivakumar, P.S., Galaveen, S.C., Siddaramaiah and Jawali, D.: Effect of glass/nylon coated aluminum fibers on torsional properties of epoxy polymer composite shafts. *Malaysian Polymer Journal*, vol. 9, no. 1, 2014, pp. 33-38.
- [5] Ardakani, M.A., Khatibi, A.A. and Ghazavi, A.: A study on the manufacturing of Glass Fiber Reinforced Aluminum Laminates and the effect of interfacial adhesive bonding on the impact behavior. *International Congress and Exposition*, 2008.
- [6] Mahesh, M., Kumar, A.S.: Comparison of Mechanical Properties for Aluminium Metal Laminates (GLARE) Of Three Different Orientations Such As CSM, Woven Roving and 45o Stitched Mat. *Journal of Mechanical and Civil Engineering (IOSR-JMCE)*, e-ISSN: 2278-1684, p-ISSN: 2320-334XX, pp. 09-13.
- [7] Rossini, N.S., Dassisti, M., Benyounis, K.Y. and Olabi, A.G.: Methods of Measuring Residual Stresses in Components. *Materials and Design*, vol. 35, 2012, pp. 572-588.
- [8] Safarabadi, M.: Prediction of calibration factors of the hole-drilling method for orthotropic composites including hybrid interphase region. *Journal of Composite materials*, DOI: 10.1177/0021998314529680, 2014.
- [9] Standard Test Method for Determining Residual Stresses by the Hole-Drilling Strain Gage Method, *Annual Book of ASTM Standard*, 03.01, 2008.

نتایج جدول ۵ نشان می‌دهد بیشترین اختلاف در ضرایب کالیبراسیون، مربوط به درایه‌های C_{ij}^{33} و C_{ij}^{22} می‌باشد. این ضرایب، بیان‌کننده اثر تنش‌های پسماند برشی و محوری بر کرنش‌های اندازه‌گیری شده در راستای کرنش سنج‌های ۴۵ و ۹۰ درجه‌اند. این اختلاف با افزایش عمق سوراخکاری و کم شدن اثرات لایه‌های بالایی بر سوراخکاری لایه‌های زیرین، در حال کاهش است. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد، ماتریس ضرایب کالیبراسیون ارائه شده در این تحقیق از مطابقت مناسبی با نتایج سایر محققین برخوردار است.

۶- نتیجه‌گیری

یکی از تحقیقات مهم در مورد چندلایه‌های فلز-کامپوزیت، اندازه‌گیری تنش‌های پسماند به وجود آمده در فرآیند پخت است. از روش‌های مهم در اندازه‌گیری تنش‌های پسماند، روش سوراخکاری مرحله‌ای است. در فرآیند سوراخکاری، ارتباط بین کرنش‌های رها شده و تنش پسماند محبوس در قطعه، از طریق ضرایب کالیبراسیون بیان می‌شود. در مواد ایزوتروپیک، ۲ ثابت مستقل در یک ماتریس متقارن و در مواد ارتوتروپیک ۹ ثابت مستقل در یک ماتریس نامتقارن برای بیان ضرایب کالیبراسیون لازم است. در این تحقیق، با شبیه‌سازی سه بعدی فرآیند سوراخکاری مرحله‌ای به کمک روش انتگرال ماتریس ضرایب کالیبراسیون برای چندلایه‌های فلز-کامپوزیت محاسبه شده است.

- [10] Shokrieh, M.M. and Ghasemi, A.R.: 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, 2007, pp. 435-52.
- [11] Shokrieh, M.M. and Ghasemi, A.R.: Determination of Calibration Factors of the Hole Drilling Method for Orthotropic Composites using an Exact Solution. *Journal of Composite materials*, vol. 19, 2007, pp. 2293-311.
- [12] Shokrieh, M.M. and Ghasemi, A.R.: Determination of Calibration Factors of the Hole Drilling Method for Orthotropic Composites using an Exact Solution. *Journal of International Polymer of Science and Technology (In Persian)*, vol. 19, no. 6, 2007, pp.439-450
- [13] Ghasemi, A.R., Behrooz, F.T. and 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, 2013, pp. 415-425.
- [14] Ghasemi, A.R. and M.M. Shokrieh: Residual Strains Measurement and Calculating Residual Stresses in Composite Laminates Using the Integral Method. *Journal of Computational Methods in Engineering (In Persian)*, vol. 28, vo. 2, 2009, pp. 81-93.
- [15] Ghasemi, A.R. and M.M. Shokrieh: Development of an Integral Method for Determination of Non-uniform Residual Stresses in Laminated Composites. *Journal of Polymer Science and Technology (In Persian)*, vol. 21, vo. 4, 2007, pp.347-355.
- [16] Akbari, S., Behrooz, F.T. and Shokrieh, M.M.: Characterization of residual stresses in a thin-walled filament wound carbon/epoxy ring using incremental hole drilling method. *Composites Science and Technology*, 2014, vol. 94, pp. 8-15.
- [17] Shokrieh, M.M.: Residual stresses in composite materials, First ed., Woodhead Publishing Limited, Cambridge, pp. 76-120, 2014.
- [18] Schajer, G.S.: Relaxation methods for measuring residual stresses: techniques and opportunities. *Experimental Mechanics*, vol. 50, no.8, 2010, pp. 1117-1127.
- [19] Schajer, G.S. and Prime, M.B.: Use of inverse solutions for residual stress measurement. *Journal of Engineering Materials and Technology*, vol. 128, no. 3, 2006, pp. 375-382.
- [20] ANSYS Help System. Analysis Guide and Theory Reference, Ver. 14.5; 2010.
- [21] Akbari, S., Behrooz, F.T. and Shokrieh, M.M.: Slitting Measurement of Residual Hoop Stresses Through the Wall-Thickness of a Filament Wound Composite Ring. *Experimental Mechanics*, vol. 53, 2013, pp. 1509-1518.