

توسعه روش انتگرال برای تعیین تنش‌های پس ماند غیریکنواخت در چند لایه‌های کامپوزیتی

احمدرضا قاسمی*^۱، محمود مهرداد شکرپه^۲

۱- کاشان، دانشگاه کاشان، دانشکده مهندسی، گروه مهندسی مکانیک، صندوق پستی ۸۷۳۱۷/۵۱۱۶۷

۲- تهران، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی مکانیک، صندوق پستی ۱۶۸۴۶/۱۳۱۱۴

دریافت: ۸۷/۲/۵، پذیرش: ۸۷/۶/۱۲



مجله علوم و تکنولوژی پلیمر،

سال بیست و یکم، شماره ۴،

صفحه ۳۵۵-۳۴۷، ۱۳۸۷

ISSN : 1016-3255

چکیده

در این پژوهش، روشی جدید برای تعیین تنش‌های پس ماند در لایه‌های زیری چندلایه‌های کامپوزیتی ارائه شده است. در این روش، با انجام متوالی عملیات سوراخ‌کاری یک چندلایه کامپوزیتی در مرکز روزت و ثبت کرنش‌ها پس از سوراخ‌کاری هر لایه از چندلایه کامپوزیتی، تنش‌های پس ماند در هر لایه معین شد. در روش انتگرال ارائه شده، عمق پیش‌روی هر گام برابر ضخامت تک لایه است و با توجه به اصل سن و نان عملیات سوراخ‌کاری مرحله‌ای تا عمق برابر قطر سوراخ قابل پیش‌روی است. در این پژوهش، توزیع تنش‌های پس ماند در ضخامت چندلایه متغیر است و این تغییرات به شکل انتگرالی محاسبه شده است. هم چنین برنامه رایانه‌ای برای شبیه‌سازی فرایند سوراخ‌کاری مرحله‌ای چندلایه‌های کامپوزیتی و محاسبه کامل ضرایب تطابق ارائه شده است. ضرایب تطابق، کرنش‌های رها شده روش سوراخ‌کاری مرحله‌ای را به تنش‌های پس ماند محبوس در چندلایه تبدیل می‌کند. کرنش‌های رها شده در سوراخ‌کاری هر لایه را می‌توان به دو بخش تقسیم کرد. بخش اول، کرنش‌های رها شده ناشی از افزایش عمق و تغییر هندسه سوراخ است، که بیان‌گر اثر تنش‌های پس ماند لایه‌های بالایی در سوراخ‌کاری لایه‌های زیری چند لایه است. بخش دوم، کرنش‌های رها شده ناشی از آزادسازی تنش‌های پس ماند محبوس در هر لایه پس از سوراخ‌کاری هر لایه از چندلایه کامپوزیتی است. در روش ارائه شده در این پژوهش، با محاسبه ضرایب تطابق به شکل انتگرالی و با استفاده از روش اجزای محدود، کرنش‌های پس ماند در هر لایه از کرنش‌های اندازه‌گیری شده در هر مرحله سوراخ‌کاری جدا و تنش‌های پس ماند در هر لایه محاسبه می‌شوند.

واژه‌های کلیدی

روش انتگرال،
تنش‌های پس ماند،
چند لایه کامپوزیتی،
ضرایب تطابق، سوراخ‌کاری

* مسئول مکاتبات، پیام‌نگار:

Ghasemi@kashanu.ac.ir

Development of an Integral Method for Determination of Non-uniform Residual Stresses in Laminated Composites

A.R. Ghasemi^{1*} and M.M. Shokrieh²

1. Mechanical Engineering Group, Engineering Department, Kashan University, Kashan,
P.O. Box: 87317-51167, Iran

2. Composites Research Laboratory, Mechanical Engineering Department, Iran University of Science and
Technology, Tehran, P.O. Box: 16846-13114, Iran

Received 14 May 2008; accepted 2 September 2008

Abstract

A new method for determination of residual stresses in the bottom layers of laminated composites is developed. In this method the residual stresses are determined by performing a consecutive drilling of laminated composites in the center of the rosette and recording the strains after drilling each layer. The depth of the hole in each step is equal to the thickness of each layer and the maximum depth of drilling is equal to the diameter of the hole. The integral method has been used for determination of the residual stresses because these stresses are distributed non-uniformly through the thickness of each layer. A computer program for simulation and calculation of the calibration factors of the incremental hole drilling process of laminated composites is presented. The calibration factors correlate the released strains to the residual stresses in each layer. The released strains in the incremental hole drilling process are divided in two parts. The first part is due to the released strain by increasing the holes depth and changing the geometry of the hole. The second part is due to the released strain from each layer by drilling the same layer. In this method, by calculating the calibration factors using the integration method and performing a finite element method, the residual stresses in each layer of laminated composites are calculated.

Key Words

integral method,
residual stresses,
laminated composite,
calibration factors, hole drilling

(* To whom correspondence should be addressed.

E-mail: Ghasemi@kashanu.ac.ir

مقدمه

روش سوراخ کاری معمولی را می‌توان برای به دست آوردن اندازه و علامت گرادیان تنش در عمق قطعه بهبود داد. روش سوراخ کاری مرحله‌ای برای دست‌یابی به توزیع غیریکنواخت تنش در عمق قطعه توصیه می‌شود [۱،۲]. پژوهش‌های ارائه شده پیشین برای توسعه روش سوراخ کاری معمولی و تعیین تنش‌های پس ماند یکنواخت در ضخامت معین از چند لایه‌های کامپوزیتی ارائه شده بود.

در روش سوراخ کاری مرحله‌ای برای تعیین توزیع غیریکنواخت تنش در عمق قطعه، مشابه روش سوراخ کاری مرکزی ابتدا کرنش سنج روزت در سطح نمونه نصب می‌شود. با افزایش تدریجی عمق سوراخی که در مرکز روزت ایجاد می‌شود، کرنش‌های رهاشده در فواصل مساوی ثبت می‌شوند. سپس، تنش‌هایی که در هر مرحله از عمق سوراخ وجود داشته‌اند، محاسبه می‌شوند. فرض می‌شود که کرنش رهاشده در هر مرحله کاملاً در اثر تنش موجود در همان مرحله از عمق سوراخ باشد. برای هر مرحله‌ای از عمق سوراخ، باید ضرایب تطابق متفاوتی را به کار برد. ضرایب تطابق برای هر مرحله از عمق سوراخ به طور تجربی یا عددی معین می‌شوند. در روش تجربی با سوراخ کاری مرحله‌ای برای نمونه‌ای که زیر تنش خارجی مشخص قرار دارد، ضرایب تطابق معین می‌شود.

روش سوراخ کاری مرحله‌ای در مواد همسان‌گرد به خوبی توسعه داده شده است [۱،۲]. روش سوراخ کاری مرحله‌ای در مواد ناهمسان‌گرد با استفاده از سه ضریب تطابق، توسط Sicot و همکاران استفاده شد [۳،۴]. Sicot و همکاران برای ارتباط بین تنش‌های پس ماند و کرنش‌های رها شده از معادله تخمینی مشابه مواد همسان‌گرد که توسط Bert و همکاران [۵،۶] ارائه شده بود، استفاده کردند. آنان ضرایب تطابق هر لایه را به روش اجزای محدود محاسبه کردند. Schajer و Yang [۷] برای تعیین تنش‌های پس ماند یکنواخت، در ماده ناهمسان‌گرد، از ماتریس ضرایب 3×3 استفاده کردند.

شکرپه و قاسمی [۸] با ارائه روش شبیه‌سازی فرایند سوراخ کاری مرکزی (simulation of central hole drilling, SCHD) تنش‌های پس ماند را در سطح چندلایه‌های کامپوزیتی مطالعه کردند. در پژوهشی دیگر، شکرپه و قاسمی [۹] به حل دقیق معادلات تنش و کرنش در اطراف سوراخ در ماده ناهمسان‌گرد پرداخته و ضرایب تطابق را در نقاط کرنش‌سنجی یک روزت، به دست آوردند.

در این مقاله با استفاده از روش شبیه‌سازی فرایند سوراخ کاری مرکزی و توسعه این روش در لایه‌های داخلی یک چندلایه کامپوزیتی، در مراحل متوالی فرایند سوراخ کاری مرحله‌ای، تنش‌های پس ماند غیریکنواخت مطالعه و معین شده است. در این پژوهش بر خلاف

پژوهش‌های پیشین، توزیع تنش‌های پس ماند در ضخامت چند لایه متغیر است و این تغییرات به شکل انتگرالی محاسبه شده است. هم چنین، توسعه روش سوراخ کاری مرحله‌ای و تعیین تنش‌های پس ماند غیریکنواخت در چندلایه‌های کامپوزیتی به روش انتگرال بررسی شده است.

اساس نظری روش سوراخ کاری در مواد ناهمسان‌گرد

ایجاد سوراخ در صفحه‌ای که تنش‌های پس ماند در آن محبوس است، سبب آزادسازی تنش‌های پس ماند در اطراف سوراخ می‌شود. تنش‌های پس ماند رها شده به وسیله تفاوت بین توزیع تنش‌های پس ماند در صفحه سوراخ دار و توزیع تنش‌های پس ماند در صفحه پیش از ایجاد سوراخ بیان می‌شوند. بنابراین، با فرض رها شدن کشسان کرنش‌ها، تفاوت بین کرنش‌های صفحه پس از سوراخ کاری و کرنش‌های صفحه پیش از سوراخ کاری بیان‌گر کرنش‌های رها شده است. با استفاده از اصل برهم‌نهی، با به کار بردن توزیع تنش مساوی و مخالف با توزیع تنش‌های پس ماند محبوس در نمونه، کرنش‌های رهاشده با کرنش‌های اندازه‌گیری شده از روش سوراخ کاری مرکزی یکسان است. ضرایب تطابق، ضرایب تبدیل کرنش‌های اندازه‌گیری شده به تنش‌های پس ماند موجود در قطعه‌اند. این ضرایب با استفاده از روش‌های نظری، عددی و تجربی به دست می‌آیند. این ضرایب نسبت به تنش اولیه وارد به نمونه بدون بعد بوده و قابل استفاده در آزمایش واقعی برای تعیین تنش‌های پس ماند قطعه آزمایشی هستند.

کرنش‌های رهاشده و تنش‌های پس ماند در مواد ناهمسان‌گرد، به کمک ماتریس ضرایب تطابق به یک دیگر مرتبط شده و به شکل زیر بیان می‌شوند [۷-۹]:

$$\frac{1}{\sqrt{E_X E_Y}} \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{22} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

ضرایب تطابق معادله (۱) به خواص ناهمسان‌گرد نمونه، قطر و عمق سوراخ و هندسه کرنش‌سنج وابسته است. هر گاه X و Y مربوط به روزت بر محورهای اصلی ماده ناهمسان‌گرد منطبق باشند، ضرایب C_{32} و C_{12} صفر هستند.

شکرپه و قاسمی [۸] برای محاسبه ماتریس ضرایب، با فرض یکنواخت بودن تنش در سراسر ضخامت قطعه ناهمسان‌گرد، آزاد شدن کشسان کرنش‌های پس ماند پس از سوراخ کاری و در نظر گرفتن حالت تنش سطح در نمونه، این ضرایب را به کمک روش شبیه‌سازی فرایند

مرحله کاملاً متعلق به تنش های پس ماند همان مرحله باشند، اعتباری ندارد. پس از انجام اولین مرحله سوراخ کاری، کرنش رها شده در مراحل بعد تحت تأثیر دو عامل تنش های موجود در آن عمق و تغییر هندسه سوراخ هستند. تغییر هندسه امکان رها سازی کرنش بیشتری را به نمونه نسبت به مراحل قبلی می دهد. بنابراین، در شرایطی که عمق جدید سوراخ نیز کاملاً عاری از تنش باشد، رها سازی کرنش ادامه می یابد [۱۰، ۱۱]. افزون بر این، بنابر قاعده سن و نان، پاسخ های کرنش در روی سطح قطعه به سرعت نسبت به آثار تنش های داخلی در عمق قطعه غیر حساس می شوند. بنابراین، خطاهای عمده ای که در این روش امکان بروز می یابند، در اثر محدودیت فیزیکی در روش آزمایش سوراخ کاری است. در روش سوراخ کاری مرکزی و مرحله ای کرنش سنج روزت در سطح نمونه چسبانیده شده و کرنش ها روی سطح قطعه قرائت می شوند، در حالتی که تنش های غیر یکنواخت در عمق قطعه قرار دارند. در این بخش، معادله ماتریسی (۱) برای ارتباط میان تنش و کرنش در هر گام از فرایند سوراخ کاری مرحله ای توسعه داده شده است. معادله (۱) برای تک لایه به شکل زیر بیان می شود:

$$C_{ij}\sigma_j = \varepsilon_i \quad i, j = 1, 2, 3 \quad (2)$$

در سوراخ کاری مرحله ای، پس از اولین مرحله آن، افزایش عمق سوراخ بر کرنش های اندازه گیری شده اثر گذاشته و باید در محاسبات لحاظ شود. هر گاه عمق پیش روی در هر گام از روش سوراخ کاری مرحله ای برابر ضخامت یک لایه از چند لایه کامپوزیتی باشد، کرنش های رها شده از سوراخ کاری هر لایه متناسب با تنش های پس ماند محبوس در آن لایه است. تغییرات کرنش در هر لایه از چند لایه کامپوزیتی، در اثر سوراخ کاری مرحله ای را می توان به شکل زیر بیان کرد:

$$(C_{ij})_{mn} * (\sigma_j)_n = (\varepsilon_i)_{tm} \quad i, j = 1, 2, 3, \quad 1 \leq n \leq m \quad (3)$$

در این معادله n موقعیت هر لایه در چند لایه کامپوزیتی و m بیان گر گام سوراخ کاری در سوراخ کاری مرحله ای، چند لایه کامپوزیتی است. زیروند t برای نشان دادن مجموع کرنش های رها شده در هر گام است. با حذف هر لایه در عملیات سوراخ کاری مرحله ای، مجموع کرنش های رها شده روی سطح تغییر می کند. کرنش های اندازه گیری شده در هر مرحله با $(\varepsilon_i)_m$ نشان داده می شود که i بیان گر شماره هر کدام از سه کرنش سنج یک روزت است. $(\sigma_j)_n$ تنش های صفحه ای هر لایه نهمسان گرد و $(C_{ij})_{mn}$ ضرایب تطابق است.

سوراخ کاری مرکزی محاسبه کردند. با توجه به خواص متفاوت مواد ناهمسان گرد در دو راستا، برای محاسبه ضرایب تطابق، ابتدا مدل زیر تنش در راستای محور اصلی اول ماده ناهمسان گرد قرار می گیرد. سپس، شبیه سازی سوراخ کاری مرکزی انجام شده و کرنش های سه کرنش سنج ثبت می شوند. با استفاده از این مدل سه ضریب تطابق C_{11} ، C_{21} و C_{31} محاسبه می شود. سپس مدل زیر تنش در راستای محور اصلی دوم ماده ناهمسان گرد قرار گرفته و شبیه سازی انجام می شود. محاسبه مقادیر ε_1 ، ε_2 و ε_3 به روش اجزای محدود، امکان محاسبه ضرایب C_{13} ، C_{23} و C_{33} را فراهم می کند. برای تعیین ضریب C_{22} ، تنش برشی معلوم به نمونه مدل اعمال می شود. با محاسبه مقدار ε_2 به روش اجزای محدود، ضریب C_{22} محاسبه می شود. این ضرایب با فرض یکنواخت بودن تنش در ضخامت ماده ناهمسان گرد به شکل جدول ارائه شده است، اما برای محاسبه تنش های پس ماند واقعی که در ضخامت سازه کامپوزیتی به طور غیر یکنواخت توزیع شده اند، مناسب نیست. تنش های پس ماند در چند لایه های کامپوزیتی غیر یکنواخت و متعادل اند، بنابراین، در این پژوهش توزیع غیر یکنواخت تنش در ضخامت سازه مطالعه شده است.

روش سوراخ کاری مرحله ای برای چند لایه های کامپوزیتی

شرط تعادل قید منطقی و ضروری برای تنش های پس ماند محبوس در سازه ها اعم از فلزی یا کامپوزیتی است. بنابراین، غیر یکنواختی تنش های پس ماند در عمق سازه کامپوزیتی از نتایج بدیهی این قید به شمار می رود. تعیین تنش های پس ماند غیر یکنواخت در چند لایه های کامپوزیتی مستلزم توسعه روش سوراخ کاری مرحله ای در کامپوزیت هاست.

در روش سوراخ کاری مرحله ای در فلزات، برای تعیین توزیع غیر یکنواخت تنش در عمق قطعه، مشابه روش سوراخ کاری مرکزی ابتدا کرنش سنج روزت در سطح نمونه نصب می شود. با افزایش تدریجی عمق سوراخی که در مرکز روزت ایجاد می شود، کرنش های رها شده در فواصل مساوی ثبت می شوند. سپس، تنش هایی که در هر مرحله از عمق سوراخ وجود داشته اند، اندازه گیری و فرض می شود که کرنش رها شده در هر مرحله کاملاً در اثر تنش موجود در همان مرحله از عمق سوراخ است. برای هر مرحله ای از عمق سوراخ، ضرایب تطابق متفاوتی را باید به کار برد. روش سوراخ کاری مرحله ای برای دست یابی به توزیع غیر یکنواخت تنش در ضخامت یک قطعه توصیه می شود. با وجود کاربرد گسترده این روش در مواد همسان گرد [۱، ۲]، نقایص نظری مهمی در آن وجود دارد. این فرض که کرنش رها شده در هر

مراحل مدل‌سازی

با استفاده از ضرایب تطابق در هر مرحله از سوراخ کاری، معادله (۳) را می‌توان برای سوراخ کاری متوالی لایه‌ها در هر چندلایه مورد نظر بسط داد. به عنوان مثال برای یک کامپوزیت چهارلایه‌ای:

$$\begin{aligned} \text{لایه اول} \quad (C_{ij})_{11} \cdot (\sigma_j)_1 &= (\varepsilon_i)_{t1} \\ \text{لایه دوم} \quad (C_{ij})_{21} \cdot (\sigma_j)_1 + (C_{ij})_{22} \cdot (\sigma_j)_2 &= (\varepsilon_i)_{t2} \\ \text{لایه سوم} \quad (C_{ij})_{31} \cdot (\sigma_j)_1 + (C_{ij})_{32} \cdot (\sigma_j)_2 \\ &+ (C_{ij})_{33} \cdot (\sigma_j)_3 = (\varepsilon_i)_{t3} \\ \text{لایه چهارم} \quad (C_{ij})_{41} \cdot (\sigma_j)_1 + (C_{ij})_{42} \cdot (\sigma_j)_2 \\ &+ (C_{ij})_{43} \cdot (\sigma_j)_3 + (C_{ij})_{44} \cdot (\sigma_j)_4 = (\varepsilon_i)_{t4} \end{aligned} \quad (۴)$$

در شبیه‌سازی فرایند سوراخ کاری مرکزی برای یک لایه ناهمسان‌گرد، سه حل اجزای محدود شامل بارگذاری در جهت الیاف، بارگذاری در جهت عمود بر الیاف و بارگذاری برشی برای محاسبه ماتریس ضرایب تطابق توسط شکریه و قاسمی استفاده شده است [۸،۹]. در شبیه‌سازی فرایند سوراخ کاری مرحله‌ای، برای هر ماتریس ضرایب $(C_{ij})_{mn}$ صرف نظر از مقادیر m و n ، بارگذاری در جهت X هر لایه، بارگذاری در جهت Y هر لایه و بارگذاری برشی در صفحه XY برای هر لایه انجام می‌شود.

سه مرحله مدل‌سازی سوراخ کاری مرحله‌ای یک چندلایه کامپوزیتی و ماتریس‌های ضرایب تطابق متناظر در شکل‌های ۱ و ۲ نشان داده شده است. در گام اول سوراخ کاری مرحله‌ای، سوراخ کاری لایه اول انجام گرفته و کرنش‌های رهاشده ناشی از تنش‌های پس‌ماند لایه اول هستند (شکل ۱ الف). در مرحله دوم، که در شکل ۱ ب نشان داده شده است، لایه دوم سوراخ شده و کرنش‌های رهاشده را می‌توان به دو بخش تقسیم کرد: کرنش‌های رهاشده ناشی از افزایش عمق سوراخ که با ماتریس ضرایب $(C_{ij})_{21}$ مرتبط است و کرنش‌های رهاشده ناشی از تنش‌های پس‌ماند لایه دوم که با $(C_{ij})_{22}$ متناسب است. با افزایش عمق سوراخ و سوراخ کاری لایه سوم، مانند آن چه در شکل ۱ ج نشان داده شده است، کرنش‌های رهاشده ناشی از افزایش عمق به دو بخش اثر تنش‌های لایه اول بر کرنش‌های گام سوم $(C_{ij})_{31}$ و اثر تنش‌های لایه دوم بر کرنش‌های گام سوم $(C_{ij})_{32}$ تقسیم شده و اثر تنش‌های پس‌ماند محبوس در لایه سوم با $(C_{ij})_{33}$ نشان داده می‌شود. افزایش عمق در گام‌های بعدی و محاسبه تنش‌های پس‌ماند در لایه‌های زیری دیگر نیز

بر پایه همین روش قابل بیان است.

شایان ذکر است که در شکل ۱ برای نمایش بهتر مراحل سوراخ کاری، مقیاس اندازه‌گیری قطر و عمق سوراخ یکسان انتخاب نشده است. هم چنین، این فرایند در سه مرحله سوراخ کاری برای یک چندلایه کامپوزیتی نشان داده شده است. فرایند تشریح شده را می‌توان برای تمام لایه‌های داخلی در چندلایه‌های کامپوزیتی با ضخامت بیشتر و تعداد لایه‌های بیشتر ادامه داد. از آن جا که پاسخ‌های کرنش در روی سطح قطعه به سرعت نسبت به آثار تنش‌های داخلی در عمق قطعه غیرحساس می‌شوند، حد نهایی عمق سوراخ در روش سوراخ کاری مرکزی تقریباً برابر قطر سوراخ است. بنابراین، خطاهای عمده‌ای که در این روش امکان بروز می‌یابند، در اثر محدودیت فیزیکی در روش آزمایش سوراخ کاری است. بنابراین، فرایند گفته شده برای چند لایه‌های کامپوزیتی تا عمق برابر قطر سوراخ قابل تکرار است.

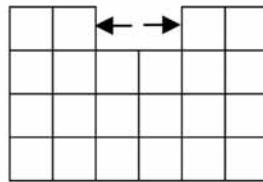
مراحل شبیه‌سازی

برای تعیین مقادیر ضرایب تطابق روش سوراخ کاری مرحله‌ای با استفاده از نرم‌افزار اجزای محدود ANSYS [۱۲]، برنامه رایانه‌ای برای شبیه‌سازی فرایند سوراخ کاری مرحله‌ای در چندلایه‌های کامپوزیتی نوشته و توسعه داده شده است. از نتایج این برنامه برای محاسبه تنش‌های پس‌ماند در چندلایه‌های کامپوزیتی استفاده می‌شود. در مدل‌سازی هر نمونه، علاوه بر مناسب بودن شکل اجزاء، با استفاده از آزمایش هم‌گرایی، تعداد اجزاء نیز در مدل بهینه شده است.

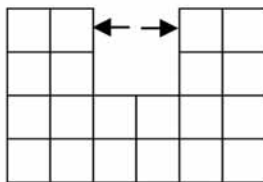
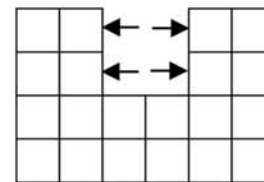
ایجاد یک سوراخ در صفحه‌ای که تنش‌های پس‌ماند در آن محبوس است، سبب آزاد سازی تنش‌های پس‌ماند در اطراف سوراخ می‌شود. تنش‌های پس‌ماند رهاشده به وسیله تفاوت بین توزیع این تنش‌های در صفحه‌ای سوراخ‌دار و توزیع آنها در صفحه پیش از ایجاد سوراخ بیان می‌شود. بنابراین با فرض رها شدن کشسان کرنش‌ها، تفاوت بین کرنش‌های صفحه پس از سوراخ کاری و پیش از سوراخ کاری بیان‌گر کرنش‌های رهاشده است. با استفاده از اصل برهم‌نهی، با به کار بردن توزیع تنش مساوی و مخالف با توزیع تنش‌های پس‌ماند محبوس در نمونه، کرنش‌های رهاشده با کرنش‌های اندازه‌گیری شده از روش سوراخ کاری مرکزی یکسان است. چندلایه‌های کامپوزیتی به کمک اجزای سه بعدی لایه‌ای Solid 46 مدل شده و برای اعمال فشار به دیواره‌های سوراخ، از اجزای سازه‌ای سه بعدی Surf 154 استفاده شده است.

روزت نصب شده بر سطح قطعه، کرنش‌های رهاشده در هر گام را اندازه‌گیری می‌کند که با $(\varepsilon_i)_{tm}$ نشان داده می‌شود. استفاده از ضرایب تطابق مرحله‌ای به همراه یک حل پیش‌رونده، کرنش‌های اندازه‌گیری شده را به تنش‌های پس‌ماند محبوس در هر لایه تبدیل می‌کند. با

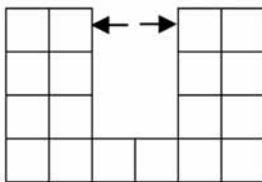
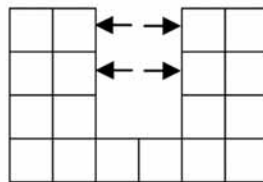
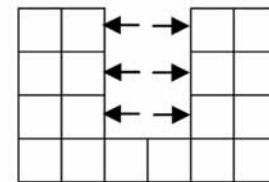
(الف) سوراخ کاری لایه اول

 $(C_{ij})_{11}$

(ب) سوراخ کاری لایه دوم

 $(C_{ij})_{21}$  $(C_{ij})_{22}$

(ج) سوراخ کاری لایه سوم

 $(C_{ij})_{31}$  $(C_{ij})_{32}$  $(C_{ij})_{33}$

شکل ۱ - سه مرحله از سوراخ کاری مرحله‌ای یک چند لایه کامپوزیتی.

مرحله m ام سوراخ کاری و آن بخش از کرنش‌های رها شده است که به علت تغییر هندسه سوراخ آزاد می‌شود. به عبارت دیگر $(\epsilon_i)_{mm}$ سهم لایه‌های بالایی در کرنش‌های رها شده، به علت حذف آخرین لایه است و $(\epsilon_i)_m$ بیان‌کننده کرنش‌های اندازه‌گیری شده، ناشی از تنش‌های پس ماند محبوس در هر لایه است. بنابراین، کرنش‌های پس ماند در هر لایه با $(\epsilon_i)_m$ قابل بیان است.

از آن جا که در روش ارائه شده، آثار تغییرات هندسه و کرنش‌های پس ماند هر لایه به طور مجزا و پیوسته در نظر گرفته می‌شود، می‌توان این روش توسعه داده شده را شبیه روش انتگرال در مواد همسان‌گرد [۱،۲] دانست و آن را روش انتگرال در چندلایه‌های کامپوزیتی نامید. در روش انتگرال در چندلایه‌های کامپوزیتی، برای تعیین ضرایب تطابق آثار افزایش عمق سوراخ، برای چیدمان هر لایه، خواص کشسان هر لایه، موقعیت هر لایه و تنش‌های پس ماند محبوس در هر لایه به همراه اثر تنش‌های پس ماند لایه‌های بالایی مورد توجه قرار گرفته است.

استفاده از معادله (۴) کرنش‌های ناشی از تنش‌های پس ماند محبوس در هر لایه، قابل محاسبه است. برای مثال در سوراخ کاری لایه سوم:

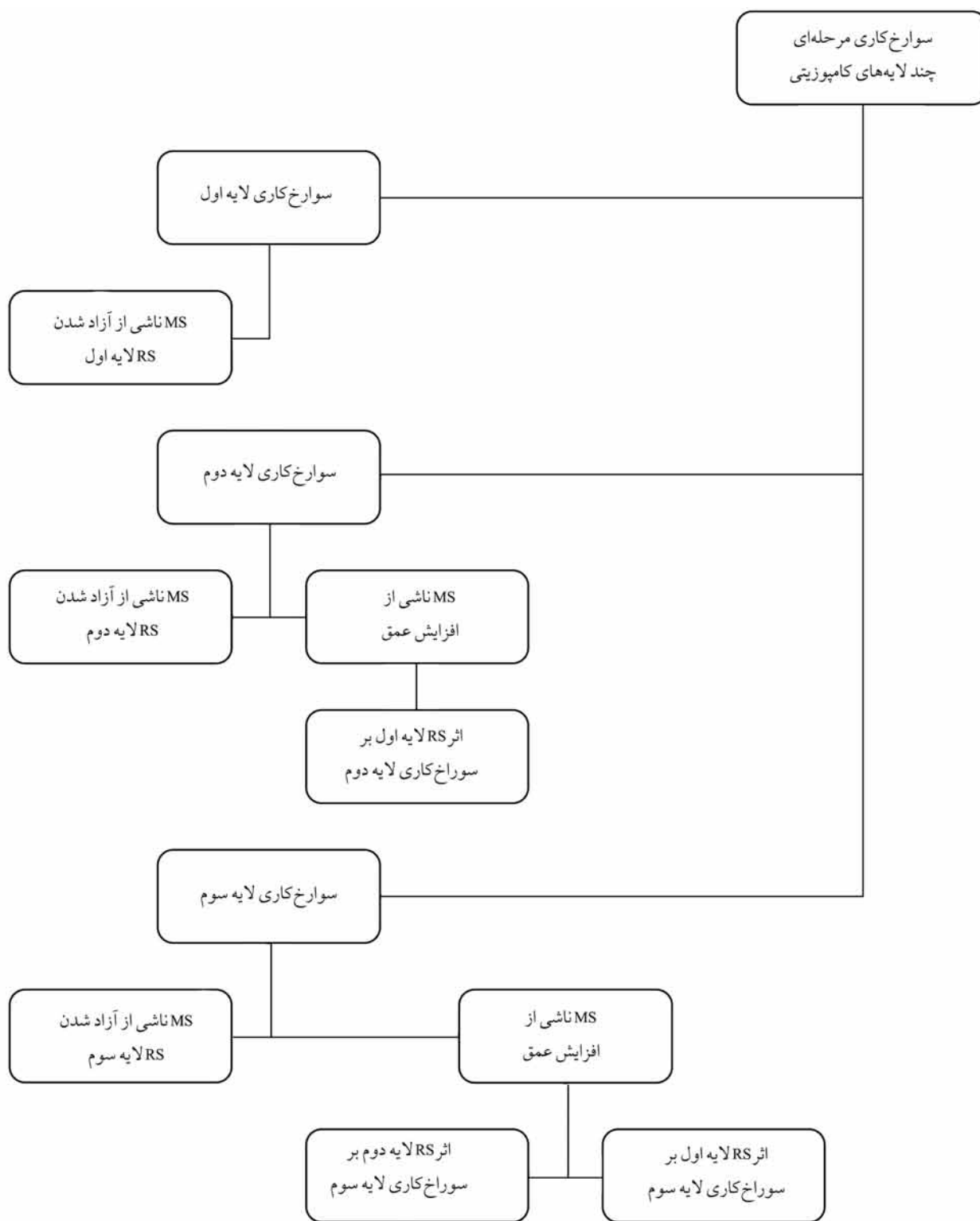
$$(C_{ij})_{33} \cdot (\sigma_j)_3 = (\epsilon_i)_{t3} - (C_{ij})_{31} \cdot (\sigma_j)_1 - (C_{ij})_{32} \cdot (\sigma_j)_2 \quad (5)$$

$$(C_{ij})_{33} \cdot (\sigma_j)_3 = (\epsilon_i)_{t3} - (\epsilon_i)_{31} - (\epsilon_i)_{32}$$

بنابراین، کرنش‌های پس ماند ناشی از تنش‌های پس ماند محبوس در هر لایه را با استفاده از معادله زیر می‌توان از مجموع کرنش‌های اندازه‌گیری شده روی سطح به کمک روزت جدا کرد:

$$(\epsilon_i)_m = (\epsilon_i)_{tm} - \sum_{n=1}^{n=m-1} (\epsilon_i)_{mn} \quad (6)$$

که در آن $(\epsilon_i)_{tm}$ مجموع کرنش‌های اندازه‌گیری شده روی سطح در



MS: کرنش‌های اندازه‌گیری شده

RS: تنش‌های پس ماند

شکل ۲- ارتباط میان کرنش‌های اندازه‌گیری شده و تنش‌های پس ماند در روش سواری کاری مرحله‌ای.

جدول ۱- ثابت‌های کشسان کامپوزیت شیشه-اپوکسی.

E_x (GPa)	E_y (GPa)	G_{xy} (GPa)	ν_{xy}	α_x ($\frac{\mu}{^\circ C}$)	α_y ($\frac{\mu}{^\circ C}$)
۲۵	۹	۴/۸	۰/۲۶	۵/۴	۲۶

جدول ۲- نتایج عددی کرنش‌های ره‌اشده از سوراخ کاری چند لایه $[\pm 45/90]_s$ ($\mu\epsilon$).

لایه				راستای کرنش سنج (درجه)	شبه همسان گرد مقارن
چهارم	سوم	دوم	اول		
۱۱۸	۵۴۳	۵۸۳	۶۰۲	صفر	مقادیر میانگین
-۵۰	-۱۶۷	۴۷۶	-۱۴۴	۴۵	کرنش
-۱۴۸	-۸۳۴	-۷۹۲	-۸۹۲	۹۰	

نتایج تجربی

مقادیر کرنش‌های ره‌اشده

نمونه‌های آزمایشی با استفاده از الیاف شیشه و رزین اپوکسی به ضخامت ۰/۲ mm و ابعاد ۱۵×۱۵ cm به روش لایه گذاری دستی، ساخته می‌شوند. ثابت‌های کشسان برای یک لایه شیشه-اپوکسی که در این پژوهش مطالعه شده، در جدول ۱ بیان شده است.

برای ثبت کرنش‌های ره‌اشده ناشی از سوراخ کاری هر لایه، طی زمان مناسبی پیش‌روی رخ داده و متوقف می‌شود. در این پژوهش،

مدت زمان سوراخ کاری هر گام برابر ۲۰ s و زمان لازم برای آزاد شدن کرنش‌های هر گام ۴۰ s در نظر گرفته شده است. بنابراین، در هر مرحله سوراخ کاری و آزاد شدن تنش یک دقیقه زمان صرف می‌شود. چند نمونه مقارن شبه همسان گرد با چیدمان $[\pm 45/90]_s$ در چهار مرحله

جدول ۳- ضرایب تطابق سوراخ کاری مرحله‌ای چند لایه $[\pm 45/90]_s$.

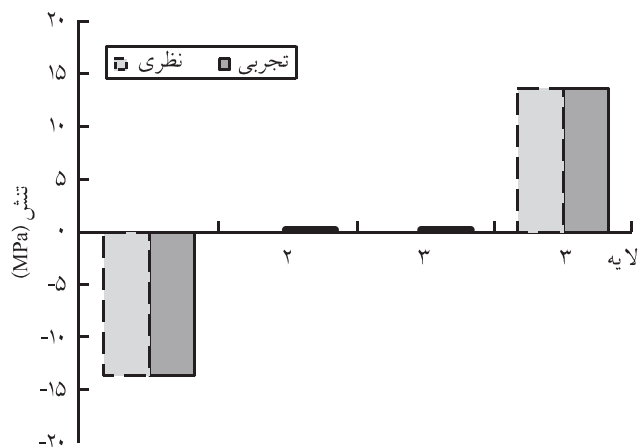
الف) ضرایب تطابق سوراخ کاری لایه اول			
$\begin{bmatrix} -28.305 & -0.806 & 15.130 \\ -5.605 & -58.515 & -15.986 \\ 15.864 & -0.927 & -48.273 \end{bmatrix}$ $(C_{ij})_{11}$			
ب) ضرایب تطابق سوراخ کاری لایه دوم			
$\begin{bmatrix} -26.051 & -0.769 & 13.838 \\ -5.050 & -54.026 & -14.929 \\ 14.727 & -0.848 & -45.127 \end{bmatrix}$ $(C_{ij})_{21}$	$\begin{bmatrix} -18.051 & -2.409 & 10.554 \\ -3.400 & -43.979 & -12.480 \\ 11.736 & -2.773 & -35.584 \end{bmatrix}$ $(C_{ij})_{22}$		
ج) ضرایب تطابق سوراخ کاری لایه سوم			
$\begin{bmatrix} -25.991 & -0.735 & 13.816 \\ -5.025 & -53.924 & -14.889 \\ 14.711 & -0.834 & -45.041 \end{bmatrix}$ $(C_{ij})_{31}$	$\begin{bmatrix} -18.614 & -2.345 & 10.816 \\ -3.520 & -44.761 & -12.584 \\ 11.961 & -2.741 & -36.146 \end{bmatrix}$ $(C_{ij})_{32}$	$\begin{bmatrix} -20.193 & -2.705 & 11.469 \\ -4.190 & -47.140 & -13.346 \\ 12.493 & -3.235 & -37.970 \end{bmatrix}$ $(C_{ij})_{33}$	
د) ضرایب تطابق سوراخ کاری لایه چهارم			
$\begin{bmatrix} -25.989 & -0.753 & 13.815 \\ -5.025 & -53.921 & -14.888 \\ 14.710 & -0.834 & -45.037 \end{bmatrix}$ $(C_{ij})_{41}$	$\begin{bmatrix} -18.635 & -2.357 & 10.823 \\ -3.526 & -44.780 & -12.590 \\ 11.965 & -2.729 & -36.173 \end{bmatrix}$ $(C_{ij})_{42}$	$\begin{bmatrix} -20.080 & -2.703 & 11.414 \\ -4.153 & -46.949 & -13.286 \\ 12.439 & -3.195 & -37.809 \end{bmatrix}$ $(C_{ij})_{43}$	$\begin{bmatrix} -19.670 & -2.701 & 11.295 \\ -4.001 & -46.411 & -13.162 \\ 12.353 & -3.201 & -37.410 \end{bmatrix}$ $(C_{ij})_{44}$

در اندازه‌گیری حداکثر 0.28 MPa است. در حالی که نظریه بهینه کلاسیک لایه‌ای مقدار تنش برشی σ_{xy} را در لایه چهارم که در جهت 90° درجه نسبت به محور اصلی قرار داده شده است، صفر پیش بینی می‌کند، مقدار اندازه‌گیری شده برابر 0.3 MPa است که البته مقدار زیادی نیست. نتایج تجربی تنش پس ماند فشاری در لایه اول و تنش پس ماند کششی در لایه چهارم به همراه دو صفحه عاری از تنش پس ماند در راستای الیاف را نشان می‌دهد.

نتیجه‌گیری

در این پژوهش، روش انگترال در چندلایه‌های کامپوزیتی ارائه شده است. در چندلایه‌های کامپوزیتی، عدم تطابق ضرایب انبساط گرمایی الیاف و ماتریس، انقباض و انبساط متفاوت لایه‌های متوالی به دلیل اختلاف جهت‌های اصلی آنها و انجماد غیریکنواخت قطعه به علت گردادیان‌های شدید دما حین ساخت سبب ایجاد تنش‌های پس ماند در کامپوزیت‌ها می‌شود. اندازه این تنش‌ها به ساختار چندلایه، خواص مواد لایه‌ها و فرایند ساخت بستگی دارد. در این پژوهش، با توسعه روش شبیه‌سازی فرایند سوراخ کاری در چندلایه‌های کامپوزیتی، روش سوراخ کاری مرحله‌ای برای تعیین تنش‌های پس ماند غیریکنواخت در چندلایه‌های کامپوزیتی، توسعه داده شده است. در روش سوراخ کاری مرحله‌ای کرنش‌های رهاشده در هر گام به دو بخش کرنش‌های رهاشده ناشی از آزادسازی تنش‌های پس ماند محبوس در هر لایه و کرنش‌های رهاشده ناشی از افزایش عمق سوراخ تقسیم شده است. از آن جا که در روش ارائه شده، آثار تغییرات هندسه و کرنش‌های پس ماند هر لایه به طور مجزا و پیوسته در نظر گرفته می‌شود، می‌توان این روش توسعه داده شده را روش انگترال در چندلایه‌های کامپوزیتی نامید.

در مدل‌سازی روش انگترال در چندلایه‌های کامپوزیتی چگونگی ارتباط بین کرنش‌های اندازه‌گیری شده روی سطح و تنش‌های پس ماند بیان شد. با افزایش عمق سوراخ تعداد ماتریس‌های ضرایب تطابق افزایش می‌یابد. یک ماتریس برای ارتباط بین کرنش‌های پس ماند و تنش‌های پس ماند هر لایه بوده و سایر ماتریس‌ها ارتباط بین کرنش‌های ناشی از افزایش عمق و کرنش‌های اندازه‌گیری شده را بیان می‌کنند. برای تعیین ماتریس‌های ضرایب تطابق در هر گام، شبیه‌سازی فرایند سوراخ کاری مرحله‌ای در چندلایه‌های کامپوزیتی مورد توجه قرار گرفته است. با به کار بردن توزیع تنش مساوی و مخالف با توزیع



شکل ۳ - مقایسه نتایج تحلیلی و تجربی مولفه تنش σ_x در هر لایه از چندلایه‌های $[0/\pm 45/90]$.

سوراخ کاری طی مدت زمان 4 min مورد آزمایش قرار گرفتند. عمق سوراخ برابر با نصف ضخامت قطعه بود و عملیات سوراخ کاری تا مرز تقارن نمونه پیش روی کرده است. دستگاه به کار رفته برای اندازه‌گیری مقادیر کرنش‌های رها شده، دستگاه اندازه‌گیری UPC601 بود. کرنش سنج‌های مورد استفاده در این آزمایش، کرنش سنج‌های روزت از نوع FRS-2 ساخت شرکت TML ژاپن و چسب مایع از نوع سیانوآکریلات با نام تجاری CN است. مقادیر میانگین کرنش‌های رها شده محاسبه و در جدول ۲ بیان شده است.

تعیین ضرایب تطابق

ضرایب تطابق سوراخ کاری مرحله‌ای نصف لایه‌های نمونه $[0/\pm 45/90]$ در جدول ۳ ارائه شده است. اگرچه هر لایه و چند لایه شبه همسان‌گرد، ناهمسان‌گرد هستند، اما، ضرایب C_{12} و C_{32} در هیچ یک از ماتریس‌ها صفر نیستند. ضرایب C_{12} و C_{32} بیان‌کننده اثر تنش‌های پس ماند برشی، بر کرنش‌های اندازه‌گیری شده در راستای کرنش‌سنج‌های 0° و 90° درجه‌اند. بنابراین، هنگام سوراخ کاری لایه اول که عمق سوراخ کاری شده ناهمسان‌گرد است، اثر لایه مجاور که در راستای 45° درجه قرار دارد، مانع از صفر شدن ضرایب C_{12} و C_{32} شده است.

مقایسه نتایج نظری و تجربی

مقایسه نتایج مولفه تنش σ_x حاصل از حل تحلیلی و تجربی در هر لایه از چندلایه‌های کامپوزیتی $[0/\pm 45/90]$ در شکل ۳ نشان داده شده است. نتایج تجربی σ_x تطابق مناسبی با نتایج نظری نشان می‌دهد و مقدار خطا

محاسبه این تنش‌ها با استفاده از نظریه کلاسیک لایه‌ای تطابق بسیار مناسبی دارد و حداکثر اختلاف دو روش ۰/۰۲ درصد است. تطابق خوب این دو روش نشان می‌دهد که روش انتگرال می‌تواند به نحو بسیار مناسبی برای تعیین تنش‌های پس ماند در چند لایه‌های کامپوزیتی به کار رود.

تنش‌های پس ماند محبوس در نمونه، شبیه‌سازی روش انتگرال در چند لایه‌های کامپوزیتی بنا نهاده شده است. در نهایت چند نمونه کامپوزیتی با چیدمان $[0/\pm 45/90]$ ساخته شده است. نتایج اندازه‌گیری تنش‌های پس ماند در چند لایه‌های کامپوزیتی و

مراجع

- Schajer G.S., Measurement of Non-uniform Residual Stresses Using the Hole-Drilling Method. Part I- Stress Calculation Procedures, *J. Eng. Mater. Technol., Transactions of the ASME*, **110**, 338-344, 1988.
- Schajer G.S., Measurement of Non-uniform Residual Stresses Using the Hole-Drilling Method. Part II- Practical Application of the Integral Method, *J. Eng. Mater. Technol., Transactions of the ASME*, **110**, 345-349, 1988.
- Sicot O., Gong X.L., Cherouat A., and Lu J., Determination of Residual Stress in Composite Laminates Using the Incremental Hole-Drilling Method, *J. Compos. Mater.*, **37**, 831-843, 2003.
- Sicot O., Gong X.L., Cherouat A., and Lu J., Influence of Experimental Parameters on Determination of Residual Stress Using the Incremental Hole-Drilling Method, *J. Compos. Sci. Technol.*, **64**, 171-180, 2004.
- Bert C.W. and Thompson G.L., A Method for Measuring Planar Residual Stresses in Rectangularly Orthotropic Materials, *J. Compos. Mater.*, **2**, 244-253, 1968.
- Lake B.R., Apple F.J., and Bert C.W., An Investigation of the Hole-Drilling Technique for Measuring Planar Residual Stress in Rectangularly Orthotropic Materials, *Experiment. Mechanic.*, **10**, 233-239, 1970.
- Schajer G.S. and Yang L., Residual-Stress Measurement in Orthotropic Materials Using the Hole-Drilling Method, *Experiment. Mechanic.*, **34**, 324-333, 1994.
- Shokrieh M.M. and Ghasemi A.R., Simulation of Central Hole Drilling Process for Measurement of Residual Stresses in Isotropic, Orthotropic and Laminated Composites Plates, *J. Compos. Mater.*, **41**, 435-452, 2007.
- Shokrieh M.M. and Ghasemi A.R., Determination of Calibration Factors of the Hole Drilling Method for Orthotropic Composites Using an Exact Solution, *J. Compos. Mater.*, **41**, 2293-2311, 2007.
- Schajer G.S. and Altus E., Stress Calculation Error Analysis for Incremental Hole-Drilling Residual Stress Measurements, *J. Eng. Mater. Technol.*, **118**, 120-126, 1996.
- Flaman M.T., Mills B.E., and Boag J.M., Analysis of Stress-Variation with-Depth Measurements Procedures for the Center-Hole Method of Residual Stress Measurement, *Experiment. Techniq.*, **11**, 35-37, 1987.
- ANSYS Help System, Analysis Guide & Theory Reference, Version 10.