



تعیین فاصله مشخصه کششی در چندلایه‌های کامپوزیتی بافته شده ناچدار با روش خرابی پیش رونده

فتح‌اله طاهری بهروز^{1*}، هادی بخشان²

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران

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

* تهران، 13114-16846، taheri@iust.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 27 اردیبهشت 1394

پذیرش: 05 خرداد 1394

ارائه در سایت: 16 تیر 1394

کلید واژگان:

کامپوزیت بافته شده

خرابی پیش رونده

معیار واماندگی

فاصله مشخصه کششی

چکیده

تحلیل قطعات کامپوزیتی ناچدار در یک سازه به دلیل وجود تمرکز تنش بالا با رفتار نامعین، امری ضروری است. در این تحقیق از روش خرابی پیش رونده برای پیش‌بینی واماندگی در قطعات ناچدار کامپوزیتی بافته شده شیشه/اپوکسی که تحت بارگذاری کششی می‌باشند، استفاده شده است. تحلیل تنش و بررسی اثرات اندازه قطر سوراخ بر آن، با دو روش تحلیلی و عددی انجام شده است. با توسعه یک زیرروال یومت (UMAT) در نرم‌افزار المان محدود آباکوس، استفاده از روش خرابی پیش رونده سه بعدی امکان‌پذیر شده است. به دلیل عدم وجود معیار واماندگی مشخص برای کامپوزیت‌های بافته شده، از معیارهای واماندگی تنش بیشینه، یامادا-سان و سای-وو برای پیش‌بینی شروع خرابی استفاده شده است. دو روش کاهش خواص ناگهانی و بازگشتی در بحث گسترش خرابی به کار رفته و فاصله مشخصه کششی با روش خرابی پیش رونده و بدون نیاز به آزمایش محاسبه شده است. مقایسه نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی، مطابقت خوبی را نشان می‌دهد. در پایان با استفاده از فاصله مشخصه کششی به دست آمده از روش خرابی پیش رونده، امکان تعیین ضریب اطمینان در اتصالات کامپوزیتی به منظور طراحی بهینه فراهم شده است.

Tensile characteristic length determination of notched woven composite laminates by means of progressive damage analysis

Fathollah Taheri-Behrooz*, Hadi Bakhshan

Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.

* P.O.B. 16846-13114, Tehran, Iran, taheri@iust.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 17 May 2015
Accepted 26 May 2015
Available Online 07 July 2015

Keywords:
Woven Composites
Progressive Damage
Failure Criteria
Tensile Characteristic Length

ABSTRACT

The analysis of notched composite parts in a structure due to the existence of high stress concentration and undetermined behavior is an exigent issue. In this research, the progressive damage analysis has been applied to predict the failure of notched woven glass-epoxy composite laminates under tensile loading. Stress analysis and investigation of the effect of the hole size on it have been performed by the analytical and numerical methods. Developing a UMAT in the ABAQUS finite element package has made the utilization of the 3D progressive damage analysis feasible. Max. Stress, Yamada-Sun and Tsai-Wu failure criterions have been implemented to predict the damage initiation due to the absence of significant failure criteria for woven composites. Instantaneous and recursive property degradation methods have been used to simulate the damage propagation. The tensile characteristic distance has been computed without any experiments. The comparison of stress and failure analysis with experimental results shows good agreement. Finally, using tensile characteristic length obtained by progressive damage method, the possibility of safety factor determination in the composite joints for optimum design has been provided.

1- مقدمه

یک سازه کلی هواپیما از بخش‌های گوناگونی از قبیل پوسته، ریب‌ها، تیرهای عرضی و طولی ساخته شده است. این بخش‌ها بایستی به وسیله بست، چسب و یا جوش به یکدیگر متصل شده تا زیر مجموعه‌های کوچک‌تر را شکل داده و سپس با اتصال به یکدیگر مجموعه بزرگ‌تر شکل گیرد و در نهایت هواپیما کامل شود. بیشتر بخش‌های یک هواپیما بایستی قابلیت جدا شدن را برای

حمل و نقل، بازرسی، تعمیرات و یا جایگزینی داشته باشند. بست‌ها معمولاً برای اتصال این گونه بخش‌ها به کار می‌روند [1]. مزایای فراوان اتصالات مکانیکی در مقایسه با اتصالات چسبی مانند جدایش بدون صدمه به سازه، تأثیر ناپذیری از دما و رطوبت و هزینه تولید پایین این اتصالات را گزینه مناسبی برای اتصال سازه‌های کامپوزیتی کرده است. با این حال به دلیل ایجاد تمرکز تنش، اتصالات مکانیکی منبع

Please cite this article using:

F. Taheri-Behrooz, H. Bakhshan, Tensile characteristic length determination of notched woven composite laminates by means of progressive damage analysis, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 8, pp. 360-370, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

بخش اعظم مطالعات اخیر در حوزه خرابی پیش‌رونده برای آغاز خرابی و رشد آن، در کامپوزیت‌های تک جهته بوده است. کامپوزیت‌های بافته شده بنا به خواص مکانیکی یکسان در راستای عرضی، رفتاری متفاوت را با کامپوزیت‌های تک جهته در تحلیل خرابی پیش‌رونده داراست. بدین‌سان در این مطالعه، به تحلیل تنش و بررسی خرابی پیش‌رونده سه بعدی در کامپوزیت بافته شده شیشه-اپوکسی ناچدار تحت بارگذاری کششی پرداخته می‌شود. در تحلیل آغاز خرابی، سه معیار تنش بیشینه، سای-وو و یامادا-سان برای درک اثر تعاملی بودن یا نبودن معیار واماندگی در کامپوزیت‌های بافته شده استفاده شده است. رشد خرابی با روش حذف لایه مدل‌سازی شده است. از آن‌جا که فاصله مشخصه کششی تابعی از قطر، ضخامت و جنس کامپوزیت می‌باشد، روشی بر مبنای تحلیل خرابی پیش‌رونده با کمک فاصله مشخصه کششی، برای طراحی قطعات ناچدار تحت بارگذاری کششی پیشنهاد می‌گردد. نتایج عددی حاصل، با نتایج آزمایشگاهی برای مقادیر مختلف قطر سوراخ مقایسه گردید که پیش‌بینی مناسبی را به‌دست می‌دهد.

2- بیان مسأله

یک چند لایه کامپوزیتی بافته شده با سوراخ مرکزی مطابق شکل 1- الف تحت بارگذاری کششی یکنواخت از دو انتهای نمونه قرار گرفته است. هدف بررسی ابعاد سوراخ بر استحکام صفحه با روش خرابی پیش‌رونده و مقایسه آن با نتایج آزمایشگاهی می‌باشد.

3- تحلیل تنش

به منظور بررسی اثر اندازه سوراخ بر استحکام، بدست آوردن توزیع تنش در اطراف سوراخ به عنوان اولین گام اساسی می‌باشد. برای این منظور در این تحقیق از روش تحلیلی لخنیتسکی و معیار ویتنی و نیزمیر [7] استفاده شده است. یک سوراخ به شعاع r در یک صفحه غیرهمسانگرد بی‌نهایت مانند شکل 1- ب فرض می‌شود. اگر تنش یکنواخت، σ^∞ در راستای جهت y اعمال گردد، آن‌گاه تنش عمودی σ_y در راستای y در نقطه‌ای بر محور x و در لبه سوراخ را از معادله (1) می‌توان بدست آورد [28]:

$$\sigma_y = \left\{ 2 + \left(\frac{r}{x} \right)^2 + 3 \left(\frac{r}{x} \right)^4 - (K_T^\infty - 3) \left[5 \left(\frac{r}{x} \right) - 7 \left(\frac{r}{x} \right)^8 \right] \right\} \frac{\sigma^\infty}{2} \quad (1)$$

در این معادله ضریب تمرکز تنش K_T^∞ به شکل رابطه (2) بیان می‌شود:

$$K_T^\infty = 1 + \sqrt{\frac{2}{A_{11}} \left(\sqrt{A_{11}A_{22}} - A_{12} + \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{2(A_{66})} \right)} \quad (2)$$

A_{ij} المان‌های ارتوتروپیک ماتریس سفتی ورق و σ^∞ تنش کششی اعمال شده بر ورق با عرض بی‌نهایت می‌باشند.

در مرز سوراخ x برابر r می‌باشد. در نتیجه رابطه (1) مقدار ضریب تمرکز تنش را به صورت معادله (3) می‌دهد:

$$K_{\frac{\pi}{2}} = \frac{\sigma_y(r,0)}{\sigma^\infty} = K_T^\infty \quad (3)$$

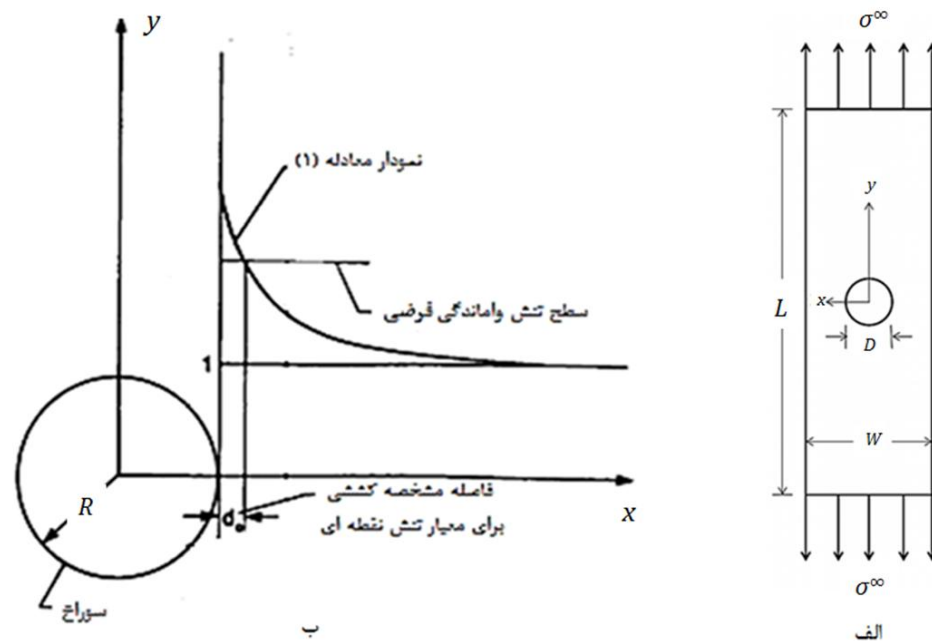
مستعدی برای بروز خرابی در سازه به‌شمار می‌روند. همچنین پیچ‌ها یا بست‌های فلزی استفاده شده نیز می‌تواند باعث ازدیاد وزن سازه شود. از این رو علاوه بر موارد ذکر شده، اثرات طبیعت طرد مواد کامپوزیتی، رفتار به‌شدت ارتوتروپیک بعضی چندلایه‌ها و خواص سفتی و استحکام غیرهمسانگرد را نیز در طراحی اتصالات بایستی مدنظر قرار داد. در نتیجه، برای پرهیز از وزن اضافی، هزینه‌های تولید و نگهداری اضافی یک طراحی کلی با قابلیت اطمینان به منظور پرهیز از تخریب سازه الزامی است.

مجموعه کاملی از بررسی‌های اتصالات مکانیکی را می‌توان در کارهای مروری به‌دست آورد [3، 2]. هدف اصلی بیشتر تحقیقات پیش‌بینی استحکام و مود واماندگی برای کامپوزیت‌های ناچدار تحت بارگذاری کششی و بارگذاری پینی با بررسی اثر نسبت‌های پهنا به قطر (w/d) و فاصله از لبه به قطر (e/d) بوده است [4-6]. روش‌های استفاده شده پیش‌بینی استحکام عموماً بر اساس مدل‌های تنش نقطه‌ای و تنش میانگین ارائه شده توسط ویتنی [7] می‌باشد. روش‌های تحلیلی نیز در پیش‌بینی استحکام اتصالات کامپوزیتی با فرض رفتار الاستیک خطی یا غیر خطی [8] کاربرد دارند.

چانگ [9] ترکیب معیار یامادا-سان [10] را با فرضیه منحنی مشخصه برای تحلیل واماندگی به‌وسیله روش المان محدود برای تعیین استحکام به‌کار برد. ترکیب فاصله مشخصه با معیارهای واماندگی گوناگون در کارهای دیگر نیز مورد استفاده قرار گرفته است [11-13]. ژانگ [14] با اضافه کردن یک ترم برشی به رابطه منحنی مشخصه، فاصله مشخصه برشی را تعیین نمود تا تعیین بار واماندگی در بارگذاری برشی امکان‌پذیر باشد.

مکانیزم تجمع و گسترش خرابی در چندلایه‌های ناچدار (ترکیبی از ترک زمینه، شکاف طولی، تورق و شکست ترک) به حدی پیچیده می‌باشد که روش‌های تحلیلی غیر عملی است و حل المان محدود گزینه مناسبی می‌باشد. مدل‌های خرابی پیش‌رونده به‌عنوان یک حل المان محدود، با شبیه‌سازی واقع‌گرایانه برای آغاز و رشد و خرابی و تنها با استفاده از خواص تک‌لایه، روشی مناسب برای تحلیل واماندگی و تعیین استحکام اتصالات مکانیکی کامپوزیتی به‌شمار می‌رود که مدل‌های گوناگونی برای این منظور ارائه شده است [15-20]. آغاز خرابی و رشد و گسترش آن دو پارامتر کلیدی در روش خرابی پیش‌رونده می‌باشند. برای پیش‌بینی آغاز خرابی، معیارهای واماندگی مختلفی مورد استفاده واقع شده است که در مورد اتصالات این معیارها غالباً شامل معیار هشین [21]، یامادا-سان، سای-وو [22] می‌باشد. رشد و گسترش خرابی عموماً به دو گروه کلی مدل‌های ابتکاری بر اساس رویکرد حذف لایه با کاهش خواص و مکانیک خرابی پیوسته با استفاده از متغیرهای حالت داخلی تقسیم می‌گردند. مطالعه جامعی بر روی روش‌های کاهش خواص در کامپوزیت‌های تک جهته [23] صورت گرفته است. دانو [24] در مدل خرابی پیش‌رونده پیشنهادی، تماس پین و سوراخ، تئوری تغییر شکل بزرگ و رابطه غیر خطی تنش- کرنش برشی را اعمال نمود. هدف مطالعه بررسی تأثیر معیار و رفتار غیر خطی برشی بر استحکام و نمودار بار-جابجایی بود. چند لایه چینی مختلف با نتایج حل عددی مقایسه گردید و تطابق دقیقی بدست آمد. یی ژیا [25] با استفاده از زیرروال یومت در آباکوس به تحلیل واماندگی پرداخت. وی مکانیک خرابی پیوسته را برای مدل رشد خرابی خود برگزید.

یک روش پیشنهادی طراحی اتصالات با استفاده از مفهوم منحنی مشخصه به همراه معیار واماندگی LaRC04 [26] به منظور پیش‌بینی حد الاستیک و بار واماندگی نهایی اتصال توسط کامانهو [27] ارائه شده است. فواصل مشخصه کششی و فشاری از مدل پیشنهادی وی قابل محاسبه است.



شکل 1 الف) چندلایه کامپوزیتی تحت بارگذاری کششی یکنواخت ب) توزیع تنش عمودی در اطراف سوراخ به منظور تعیین فاصله مشخصه کششی [7]

معادله (3) بدون در نظر گرفتن ابعاد سوراخ مقدار ثابتی را برای $K_{\pi/2}$ در صفحه نامحدود با جنس یکسان پیش‌بینی می‌کند. با کاهش اندازه سوراخ، ضریب تمرکز تنش کاهش یافته و به عدد یک می‌رسد (صفحه بدون سوراخ). به منظور لحاظ کردن اثر تمرکز تنش در معادله (3) ویتنی و نیز میر [7] معیار تنش نقطه‌ای را پیشنهاد دادند. در معیار تنش نقطه‌ای فرض می‌شود واماندگی زمانی روی می‌دهد که تنش $\sigma_y(x, 0)$ در یک فاصله مشخص d_0 از مرز سوراخ به مقدار استحکام صفحه بدون سوراخ σ_0 برسد که در شکل 1-ب نشان داده شده است. این معیار به صورت معادلات زیر بیان می‌شود:

با جایگذاری معادله (4) در معادله (1)، ضریب تمرکز تنش به شکل روابط (5، 6) نوشته می‌شود:

$$\sigma_y(x)|_{x=r+d_0} = \sigma_0 \quad (4)$$

$$K_{\frac{\pi}{2}}^{PSC} = \frac{\sigma_y(x)}{\sigma^\infty} = \frac{1}{2} \left\{ 2 + \xi_1^2 + 3\xi_1^4 - (K_T^\infty - 3) [5\xi_1^6 - 7\xi_1^8] \right\} \quad (5)$$

$$\xi_1 = \frac{r}{r+d_0} \quad (6)$$

ضریب افت استحکام نیز عکس رابطه (5) بوده و نسبت استحکام صفحه سوراخ‌دار σ_N به صفحه بدون سوراخ را بیان می‌کند. واضح است که حضور ناپیوستگی مانند سوراخ منجر به کاهش استحکام می‌شود. در نتیجه ضریب افت استحکام کمیتی کوچک‌تر از یک می‌باشد. این رابطه به صورت σ_N/σ_0 بیان می‌شود که σ_N استحکام قطعه ناچدار و σ_0 استحکام قطعه سالم می‌باشد. وقتی تنش در یک بار وارده شده در لبه سوراخ برای روش لختی‌سکی و در فاصله مشخصه برای معیار ویتنی به مقدار استحکام قطعه بدون ناچ برسد، نسبت آن بار به مساحت کاهیده σ^∞ می‌باشد.

4- روش خرابی پیش رونده

گسترش خرابی در اطراف سوراخ را می‌توان بوسیله تحلیل تنش لایه به لایه و المان به المان و اعمال معیار مناسب تنش پایه یا کرنش پایه تعیین کرد. اگر لایه‌ای وامانده نشده باشد، بار باید تا جایی که اولین لایه وامانده شود افزایش یابد و این یعنی شاخص معیار واماندگی به مقدار واحد برسد. لایه‌ای که دچار واماندگی شده است با مقدار دهی صفر برای سفتی (تکنیک نزول لایه) و یا کاهش خواص (تکنیک ضریب کاهش سفتی) از چندلایه حذف می‌شود و سفتی جدید چندلایه محاسبه می‌شود. توزیع تنش‌های لایه‌های دیگر، بعد از واماندگی یک لایه دوباره محاسبه می‌گردد (تنش‌ها تا رسیدن به تعادل

افزایش می‌یابند). سپس بایستی تعیین شود که لایه‌های باقی مانده در سطح تنش افزایش یافته، در همان باری که منجر به واماندگی لایه حذف شده شد، وامانده نمی‌شوند. اگر لایه‌ای دیگر وامانده نمی‌شود، بار می‌تواند تا واماندگی لایه بعدی افزایش یابد. این چرخه تا وامانده شدن آخرین لایه تکرار می‌شود. روند کلی تحلیل استحکام از معیار واماندگی مستقل می‌باشد، ولی نتایج تحلیل مانند بارها و تغییر شکل‌های بیشینه، به معیار واماندگی وابسته می‌باشد. رفتار چندلایه می‌تواند بصورت مقطعی غیر خطی باشد، در صورتی که تک لایه رفتار الاستیک غیر خطی داشته باشد. نتایج این گونه مدل سازی شامل رابطه تنش - کرنش، کاهش سفتی چندلایه و اندازه خرابی در هر سطح تنش می‌باشد. زمان محاسبات بر حسب طراحی مش تغییر می‌کند و به شدت به تعداد المان‌ها وابسته است. با اینکه یک مش ریز از مش درشت نتایج دقیق‌تری ارائه می‌دهد، ولی نیازمند زمان بیشتری برای محاسبه می‌باشد. بعد از اینکه تعداد المان‌ها به یک مقدار خاص رسید، شاید افزایش در دقت ارزش افزایش زمان محاسبه را نداشته باشد [29].

4-1- مدل ساختاری سه بعدی

مدل‌های ساختاری در تحلیل شبه استاتیک، رابط بین وضعیت تنش و وضعیت کرنش می‌باشند. در حالت سه بعدی رابطه تنش - کرنش برای ماده ارتئروپیک الاستیک خطی قابل اجرا در آباکوس بصورت زیر نوشته می‌شود:

$$\{\sigma\} = \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11}^0 & C_{12}^0 & C_{13}^0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{21}^0 & C_{22}^0 & C_{23}^0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{31}^0 & C_{32}^0 & C_{33}^0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44}^0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66}^0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{Bmatrix} = \quad (7)$$

ضرایب سفتی C_{ij}^0 در رابطه (7) با استفاده از ثابت‌های مادی الاستیک به صورت روابط (8) می‌باشند:

$$C_{11}^0 = \frac{(1-\nu_{23}\nu_{32})E_{11}}{\Delta};$$

$$C_{22}^0 = \frac{(1-\nu_{13}\nu_{31})E_{22}}{\Delta};$$

$$C_{33}^0 = \frac{(1-\nu_{12}\nu_{21})E_{33}}{\Delta};$$

$$\begin{cases} \sigma_{11} > 0 \rightarrow X = X_T \\ \sigma_{11} < 0 \rightarrow X = X_C \end{cases} \quad (9)$$

واماندگی زمینه:

$$\begin{cases} \sigma_{22} > 0 \rightarrow Y = Y_T \\ \sigma_{22} < 0 \rightarrow Y = Y_C \end{cases} \quad (10)$$

معیار تنش بیشینه نیازمند برقراری رابطه (11) می‌باشد:

$$I_f = \max\left(\frac{\sigma_{11}}{X}, \frac{\sigma_{22}}{Y}, \left|\frac{\sigma_{12}}{S}\right|\right) = 1 \quad (11)$$

که در آن X_T استحکام کششی طولی، X_C استحکام فشاری طولی، Y_T استحکام کششی عرضی، Y_C استحکام فشاری عرضی، S استحکام برشی و I_f شاخص واماندگی می‌باشند.

زمانی که شاخص واماندگی به مقدار یک برسد واماندگی رخ می‌دهد. این معیار قادر به پیش‌بینی بعضی مودهای واماندگی سازه کامپوزیتی می‌باشد با این حال مهم‌ترین محدودیت این معیار عدم برهم کنش تنش‌ها و مودهای واماندگی است.

یکی از مواردی که تحلیل واماندگی در چندلایه‌های کامپوزیتی را پیچیده و دشوار می‌کند این است که واماندگی تک لایه دلیل بر واماندگی چندلایه نیست. معیار یامادا-سان با در نظر داشتن تأثیر چندلایه بر استحکام برشی تک لایه و قرار دادن واماندگی نهایی چندلایه به عنوان هدف اصلی ارائه شده است. این معیار بصورت رابطه (12) بیان می‌شود:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 = e^2 \quad (12)$$

برای $e \geq 1$ واماندگی رخ می‌دهد و برای $e < 1$ واماندگی روی نمی‌دهد.

σ_1 تنش طولی، σ_{12} تنش برشی، X استحکام طولی لایه است و S_c استحکام برشی لایه که از آزمایش چندلایه متعامد متقارن اندازه گیری شده است.

برای مودهای مختلف واماندگی رابطه یامادا-سان اصلاح شده [32] به شکل روابط (13-17) می‌باشد:

کشش الیاف ($\sigma_{11} > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 = 1 \quad (13)$$

فشار الیاف ($\sigma_{11} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 = 1 \quad (14)$$

کشش زمینه ($\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 = 1 \quad (15)$$

فشار زمینه ($\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{S_c}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_c}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 = 1 \quad (16)$$

برش زمینه - الیاف:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 = 1 \quad (17)$$

معیار واماندگی سای-وو [22] از آن جهت که همه مولفه‌های تنش را

$$\begin{aligned} C_{12}^0 &= C_{21}^0 = \frac{(v_{12} + v_{13}v_{32})E_{22}}{\Delta} = \frac{(v_{21} + v_{31}v_{23})E_{11}}{\Delta}; \\ C_{13}^0 &= C_{31}^0 = \frac{(v_{13} + v_{12}v_{32})E_{33}}{\Delta} = \frac{(v_{31} + v_{21}v_{23})E_{11}}{\Delta}; \\ C_{23}^0 &= C_{32}^0 = \frac{(v_{23} + v_{13}v_{21})E_{33}}{\Delta} = \frac{(v_{32} + v_{31}v_{12})E_{22}}{\Delta}; \\ C_{44}^0 &= G_{12}; \quad C_{55}^0 = G_{13}; \quad C_{66}^0 = G_{23} \\ \Delta &= 1 - v_{12}v_{21} - v_{23}v_{32} - v_{13}v_{31} - 2v_{21}v_{32}v_{13} \end{aligned} \quad (8)$$

در حل سه بعدی، چندلایه در راستای ضخامت بوسیله المان‌های جامد

سه بعدی مدل سازی می‌شود. در هر المان جامد، نقاط انتگرالی مورد ارزیابی قرار می‌گیرند تا وضعیت کرنش مشخص گردد و پس از آن وضعیت تنش محاسبه شود.

4-2- مدل مادی تعریف شده توسط کاربر (یومت)

یومت ابزاری است که آباکوس برای تعریف رفتار مکانیکی یک ماده در اختیار کاربر قرار می‌دهد. این ابزار بوسیله زیرروال به زبان برنامه‌نویسی فرترن در نرم‌افزار بکار گرفته می‌شود. این نوع زیرروال نویسی مختص تحلیل‌های غیرصریح می‌باشد که در تحلیل‌های استاتیکی و شبه استاتیکی مورد استفاده قرار می‌گیرد [30].

یومت دارای ویژگی‌های زیر است:

- برای تعریف رفتار ساختاری مکانیکی یک ماده استفاده می‌شود.
- در نقاط انتگرالی یک المان فراخوانده می‌شود.
- با هر پروسه‌ای که شامل رفتار مکانیکی باشد، می‌توان استفاده کرد.
- متغیرهای حالت وابسته به حل را می‌توان بکار برد.
- در پایان هر نمو زمانی تنش‌ها و متغیرهای حالت وابسته به حل را بروز رسانی می‌کند.
- بایستی ماتریس ژاکوبی ($\partial\Delta\sigma/\partial\Delta\varepsilon$) را برای مدل ساختاری مکانیکی فراهم نماید.

4-3- آغاز خرابی

معیار واماندگی از جمله پارامترهای تأثیر گذار در بحث خرابی پیش رونده می‌باشد که منجر به انگیزش بسیار برای ارائه معیارهای واماندگی گوناگون شده است. بر اساس گفته محققان، هیچ معیاری نمی‌تواند بطور کامل تمام مکانیزم‌های واماندگی را برای یک سازه انتخابی پیش‌بینی کند و نیز یک معیار واماندگی تنها برای یک سازه مشخص با مکانیزم‌های واماندگی مشخص مناسب می‌باشد [31]. همه معیارهای ارائه شده به نوعی برای چندلایه‌های کامپوزیتی تک جهته هستند. با توجه به این که برای کامپوزیت‌های بافته شده بررسی خرابی پیش‌رونده در مطالعات پیشین صورت نگرفته است، مطالعه جامعی بر روی آغاز و گسترش خرابی انجام می‌گیرد. به‌منظور کسب معیار مناسب برای پیش‌بینی آغاز واماندگی از سه معیار واماندگی تنش بیشینه، سای-وو و یامادا-سان استفاده شده است. معیار بیشینه تنش معیار غیرتعاملی و سای-وو معیاری کاملاً تعاملی می‌باشد. معیار یامادا-سان نیز که مختص کامپوزیت‌های تک جهته می‌باشند با هدف بررسی و مقایسه رفتار آن‌ها در بافته شده‌ها در نظر گرفته شده است.

معیار تنش بیشینه آسان و بسیار پرکاربرد است. شکل هندسی این معیار

یک مستطیل بوده است و به صورت روابط (9، 10) می‌باشد:

واماندگی الیاف:

می‌گردد. مدل‌های گوناگون کاهش خواص برای چندلایه‌های کامپوزیتی پیشنهاد شده است. مدل‌های کاهش خواص بطور کلی در دو دسته تقسیم بندی می‌شوند: مدل‌های ابتکاری که بر افت لایه‌ای¹ استوار است و مدل‌هایی که بر اساس خرابی مکانیک پیوسته با استفاده از متغیرهای داخلی حالت² عمل می‌کنند. در این تحقیق، کاهش خواص به روش افت لایه‌ای انجام گرفته است.

مدل‌های افت لایه‌ای بر اساس کاهش ضرایب سفتی ماده بوسیله ضریب β_l استوار می‌باشند که یک مقدار تقلیل یافته سفتی (با افزایش نمو حل پس از شروع خرابی به سمت صفر میل می‌کند) برای محاسبه مولفه تنش i^{th} ایجاد می‌کند. در یک روش، اعضای ماتریس سفتی $[C^0]$ با ضرب β_l کاهش یافته و برابر مقدار تقلیل یافته قرار می‌گیرند. در روشی دیگر کاهش خواص الاستیک ماده بصورت مستقیم پس از آغاز خرابی می‌باشد که سپس ضرایب سفتی موضعی ماده با استفاده از خواص مکانیکی کاهش یافته دوباره محاسبه می‌شود. در این روند، بایستی دقت گردد که در ماتریس ساختاری، تقارن برقرار شود.

کاربرد کاهش خواص در یومت به نرخ کاهش با شروع خرابی مربوط می‌شود. کاهش ناگهانی³ یا تک مرحله‌ای، ضرایب سفتی ماده را فقط یکبار توسط ضریب کاهش تقلیل می‌دهد. مقادیر متداول برای ضریب کاهش از مقادیر بسیار کوچک 10^{-6} تا مقادیر بزرگ 0/8 برای کاهش ناگهانی متغیر می‌باشد. کاهش بازگشتی⁴ ضرایب سفتی ماده را بصورت تدریجی می‌کاهد که در نتیجه از بعضی مشکلات همگرایی عددی حاصل از تغییر موضعی سفتی دوری می‌جوید. کاهش بازگشتی با ضریب خیلی کوچک (نزدیک به صفر) برابر کاهش ناگهانی با همان ضریب کوچک (نزدیک به صفر) می‌باشد. استفاده هم زمان از کاهش خواص بازگشتی و ضریب کاهش کسری ($\beta=0.5$) منجر به نزول تدریجی سفتی ماده در طی چندین نمو حل می‌شود. این کار در تلاش برای کاهش مشکلات حل عددی انجام می‌گیرد که در نواحی تکینگی⁵ که بر اثر واماندگی‌های موضعی ماده روی می‌دهد.

مطالعات عددی گوناگون نشان داده‌اند که استفاده از مقدار 0/5 برای β مناسب و متداول می‌باشد. این مقدار بدین معنی می‌باشد که بعد از شروع واماندگی کاهش پی در پی در ضرایب سفتی در هر نمو حل دو برابر می‌باشد. این مقدار رفتار همگرایی مناسبی را برای اکثر الگوریتم‌های حل شبیه سازی‌های خرابی پیش رونده نشان داده است. جدول 1 ضرایب کاهش خواص مربوط به هر مود واماندگی را برای سه معیار تنش بیشینه، یامادا-سان و سای-وو بیان می‌کند.

5- نتایج آزمایشگاهی

به منظور بررسی اثر سوراخ دایروی بر استحکام قطعات، ورق‌های کامپوزیتی از 12 لایه پارچه بافته شده شیشه نوع E با بافت ساده و ضخامت هر لایه حدودا 0/2 میلی‌متر و وزن سطحی 200 گرم بر متر مربع با روش لایه‌گذاری دستی و با رزین اپوکسی نوع ML506 ساخته شده‌اند. نمونه‌های آزمایش از ورق‌های کامپوزیتی به‌طول 250 میلی‌متر، عرض 25 میلی‌متر و ضخامت 2/2 میلی‌متر بریده شده‌اند. خواص مکانیکی کامپوزیت در جدول 2 ذکر شده است.

هم‌زمان به کار می‌برد، معیاری تعاملی می‌باشد. شکل سه بعدی این معیار به صورت رابطه (18) بیان می‌شود:

$$\begin{aligned} \phi = & F_1\sigma_{11} + F_2\sigma_{22} + F_3\sigma_{33} + F_{11}(\sigma_{11})^2 + \\ & F_{22}(\sigma_{22})^2 + F_{33}(\sigma_{33})^2 + 2F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} \\ & + 2F_{23}\sigma_{22}\sigma_{33} + 2F_{13}\sigma_{22}\sigma_{33} \\ & + F_{44}(\sigma_{13})^2 + F_{55}(\sigma_{23})^2 + F_{66}(\sigma_{12})^2 \end{aligned} \quad (18)$$

در رابطه (18)، مولفه‌های خطی (F_i) تنش و مولفه‌های مرتبه دو (F_{ij}) یک بیضی را در فضای تنش بیان می‌کنند. مقادیر ضرایب چند جمله‌ای، وابسته به استحکام نهایی ماده می‌باشد که در رابطه (19) آمده است:

$$\begin{aligned} F_1 = & \frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}; \quad F_2 = \frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C}; \quad F_3 = \frac{1}{Z_T} - \frac{1}{Z_C} \\ F_{11} = & \frac{1}{X_TX_C}; \quad F_{22} = \frac{1}{Y_TY_C}; \quad F_{33} = \frac{1}{Z_TZ_C} \\ F_{44} = & \frac{1}{(S_{13})^2}; \quad F_{55} = \frac{1}{(S_{23})^2}; \quad F_{66} = \frac{1}{(S_{12})^2} \\ F_{12} = & -\frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{X_TX_CY_TY_C}}; \quad F_{13} = -\frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{X_TX_CZ_TZ_C}} \\ F_{23} = & -\frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{Y_TY_CZ_TZ_C}} \end{aligned} \quad (19)$$

مقدار عبارات تعاملی با نامساوی (20) مقید شده‌اند:

$$F_{ij}F_{jj} - F_{ij}^2 \geq 0 \quad (20)$$

معیار سای-وو تنها یک حالت واماندگی ماده را فراهم می‌کند (زمانی که $\phi > 1$)، در نتیجه برای تعیین مود واماندگی در مدل‌سازی خرابی پیش رونده رویکردی مشابه تنش بیشینه بایستی به کار برده شود. چند جمله‌ای واماندگی ϕ را می‌توان به شش مولفه برای مسائل سه‌بعدی به شکل رابطه (21) نوشت.

$$\begin{aligned} \phi = & \phi_1 + \phi_2 + \phi_3 + \phi_4 + \phi_5 + \phi_6 = \\ & \sum_{i=1}^6 \phi_i = \begin{cases} \leq 1 \\ > 1 \end{cases} \end{aligned} \quad (21)$$

واماندگی زمانی که ϕ بزرگ‌تر از واحد شود رخ می‌دهد. مولفه‌های ϕ_i برای سه‌بعد در رابطه (22) بیان شده‌اند. اندیس e_i برابر ϕ_i در نظر گرفته می‌شود. بزرگ‌ترین مقدار e_i مود واماندگی در نظر گرفته می‌شود. محدودیت معیار سای-وو این است که هیچ تمایزی بین مقادیر تنش کششی و فشاری در محاسبه جملات چند جمله‌ای واماندگی قائل نمی‌شود.

$$\begin{aligned} \phi_1 = & F_1\sigma_{11} + F_{11}(\sigma_{11})^2 + F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} + F_{13}\sigma_{22}\sigma_{33} \\ \phi_2 = & F_2\sigma_{22} + F_{22}(\sigma_{22})^2 + F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} + F_{23}\sigma_{22}\sigma_{33} \\ \phi_3 = & F_3\sigma_{33} + F_{33}(\sigma_{33})^2 + F_{13}\sigma_{22}\sigma_{33} + F_{23}\sigma_{22}\sigma_{33} \\ \phi_4 = & F_{66}(\sigma_{12})^2 \\ \phi_5 = & F_{44}(\sigma_{13})^2 \\ \phi_6 = & F_{55}(\sigma_{23})^2 \end{aligned} \quad (22)$$

4-4- گسترش خرابی

این بخش به روش‌های رشد و توسعه خرابی که منجر به کاهش خواص ماده می‌شود، می‌پردازد و نیز راه‌های ابدایی کاهش خواص و تأثیر آنها بیان

1- Ply- discounting approach
2- Internal state variable
3- Instantaneous
4- Recursive
5- Singularity

به‌دست آمده است. F نیروی حداکثر، W عرض نمونه، d قطر سوراخ و t ضخامت نمونه‌ها می‌باشد. شکل 2- الف نمونه سوراخ‌دار با قطر 4 میلی‌متر را در حین آزمایش کشش نشان می‌دهد. همچنین شکل 2- ب محل شکست نمونه‌های سوراخ‌دار با قطر سوراخ 10 میلی‌متر را نشان می‌دهد. به‌دلیل تمرکز تنش بالا در لبه سوراخ نمونه‌ها، تمامی آن‌ها در صفحه کششی خالص شکسته می‌شوند.

با توجه به نتایج تجربی، با افزایش قطر سوراخ میزان افت استحکام در قطعات بیشتر شده است. نمودار شکل 3 این پدیده را نشان می‌دهد.

6- نتایج و بحث

با بررسی دو پارامتر کلیدی آغاز و گسترش خرابی در روش خرابی پیش‌رونده برای کامپوزیت‌های بافته شده، دو معیار کاملاً تعاملی سای-وو و غیر تعاملی تنش بیشینه برای آغاز خرابی و ضریب کاهش بازگشتی 0/5 برای گسترش خرابی، مناسب‌ترین نتایج را به‌همراه دارند.

اشکال 4 و 5 نمودارهای بار-جابجایی را به‌ترتیب برای سوراخ‌های 4، 7 و 10 میلی‌متر نشان می‌دهند. در این نمودارها نمودار بار جابجایی آزمایش‌های تجربی نیز گنجانده شده است. در نمودارهای تجربی به‌دلیل خاصیت تردی کامپوزیت مرحله غیرخطی شدن مشاهده نمی‌شود و به محض

جدول 3 نتایج آزمایش کشش

F (N)	σ_{∞} (MPa)	σ_N (MPa)	
13431/68	220/8	262/48	قطر 4
10847/62	179/85	249/32	قطر 7
8957/52	148/88	248/85	قطر 10



الف



ب

شکل 2 الف) آزمایش کشش ب) نمونه‌های شکسته شده 10 میلی‌متری

برای محاسبه دقیق مدول کششی از اکستنسومتر¹ با طول گیج 50 mm استفاده گردیده است. نتایج استحکام کششی و مدول کششی متوسط 8 نمونه کامپوزیتی به ترتیب 20/2 GPa و 364/4 MPa می‌باشد. کسر حجمی الیاف با فرض چگالی الیاف شیشه و رزین اپوکسی به ترتیب 2560 kg/m³ و 1100kg/m³ برابر با 43/1 درصد به‌دست آمده است.

سوراخ‌هایی با قطرهای 4، 7 و 10 میلی‌متر در وسط نمونه‌ها ساخته شده ایجاد شده است.

جدول 3 مقادیر حداکثر تنش در محل سوراخ و فاصله دورتر از سوراخ و نیروی واماندگی را نشان می‌دهند. برای هر قطر سوراخ 5 نمونه کششی آزمایش شده است و میانگین آن‌ها در جدول 3 آمده است. تنش خالص متوسط در مقطع صفحه محدود از رابطه $\sigma_N = F/(W - d)t$ و تنش متوسط در فاصله دور از سوراخ در صفحه محدود از رابطه $\sigma_{\infty} = F/wt$

جدول 1 ضرایب کاهش خواص برای معیارهای مختلف با تفکیک موده‌های واماندگی

موده‌های واماندگی	معیار تنش بیشینه	معیار یامادا-سان اصلاح شده	معیار سای-وو
کشش طولی داخل صفحه‌ای	$\beta_T(C_{11})^0$	$\beta_T(C_{11})^0$ $\beta_S(C_{44})^0$	$\beta_T(C_{11})^0$
فشار طولی داخل صفحه‌ای	$\beta_C(C_{11})^0$	$\beta_C(C_{11})^0$	$\beta_C(C_{11})^0$
کشش عرضی داخل صفحه‌ای	$\beta_T(C_{22})^0$	$\beta_T(C_{22})^0$ $\beta_S(C_{44})^0$	$\beta_T(C_{22})^0$
فشار عرضی داخل صفحه‌ای	$\beta_C(C_{22})^0$	$\beta_C(C_{22})^0$ $\beta_S(C_{44})^0$	$\beta_C(C_{22})^0$
کشش عرضی خارج صفحه‌ای	$\beta_T(C_{33})^0$	-	$\beta_T(C_{33})^0$
فشار عرضی خارج صفحه‌ای	$\beta_C(C_{33})^0$	-	$\beta_C(C_{33})^0$
برش داخل صفحه‌ای	$\beta_S(C_{44})^0$	$\beta_S(C_{44})^0$	$\beta_S(C_{44})^0$
برش عرضی خارج صفحه‌ای	$\beta_S(C_{55})^0$	-	$\beta_S(C_{55})^0$
برش عرضی خارج صفحه‌ای	$\beta_S(C_{66})^0$	-	$\beta_S(C_{66})^0$

جدول 2 خواص مادی کامپوزیت شیشه/اپوکسی

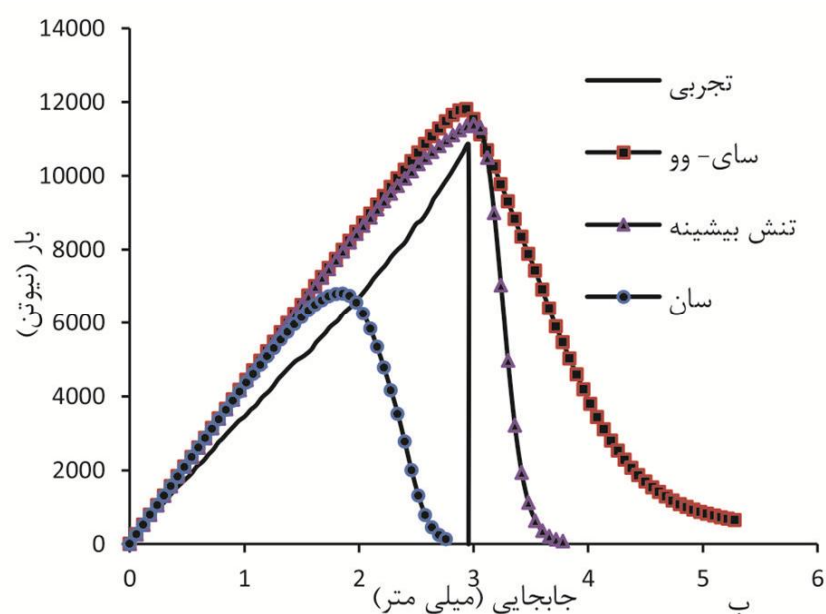
خواص	E_3 (GPa)	E_2 (GPa) *	E_1 (GPa) *
مقدار	2	20/2	20/2
خواص	G_{23} (GPa)	G_{13} (GPa)	G_{12} (GPa) *
مقدار	3	3	4/6
خواص	ν_{23}	ν_{13}	ν_{12} *
مقدار	0/28	0/28	0/046
خواص	Y_T (MPa) *	X_C (MPa) *	X_T (MPa) *
مقدار	364/3	364/3	364/3
خواص	Z_C (MPa)	Z_T (MPa)	Y_C (MPa) *
مقدار	40	40	364/3
خواص	S_{23} (MPa)	S_{13} (MPa)	S_{12} (MPa) *
مقدار	20	20	46

* پارامترهای ستاره‌دار از طریق آزمایش در این تحقیق به‌دست آمده‌اند.

- برای قطر 4 میلی‌متر الگوی انتشار SDV1 مطابق انتظار به جهت تمرکز تنش کششی بالا از لبه‌های بالا و پایین سوراخ شروع شده و گسترش می‌یابد.
- خرابی‌های اندک در جهت عرضی Y برای هر سه قطر سوراخ مشاهده می‌گردد که این امر نتیجه وجود الیاف در راستای عمود می‌باشد که منجر به استحکام بیشتر در آن راستا می‌گردد.
- واماندگی عرضی در راستای Z نیز به صورت اندک رخ داده است، پس در بارگذاری داخل صفحه‌ای نقش تنش خارج صفحه‌ای ناچیز بوده، در نتیجه می‌توان از بررسی تورق صرف نظر کرد.
- در سوراخ با قطر 10 میلی‌متر الگوی رشد خرابی متفاوت از سوراخ 4 و 7 میلی‌متر می‌باشد، در لایه بافته شده به دلیل حضور الیاف در جهت عرضی تنش عرضی نیز بر الگوی خرابی تأثیر گذار است که با افزایش قطر سوراخ و غیر محلی تر شدن تنش این امر در صفحات برشی نمود پیدا می‌کند و نیز معیارهای واماندگی مختص لایه‌های تک جهته می‌باشد که رفتاری نامعلوم را در ارائه الگوی خرابی برای لایه‌های بافته شده نشان می‌دهند.
- خرابی برش داخل صفحه‌ای در هر سه مورد رشد قابل ملاحظه‌ای داشته است که این روند در صفحه برشی روی داده است، عدم وجود لایه‌های زاویه‌دار از مهم‌ترین دلایل این رشد فزاینده می‌باشد.
- دو مود خرابی برشی دیگر بروز نکرده است.
- تأثیر بافته بودن کامپوزیت بر استحکام عرضی Y قابل تامل می‌باشد، زیرا آسیب به زمینه کامپوزیت دیگر حذف گشته است.

7- تعیین فاصله مشخصه کششی

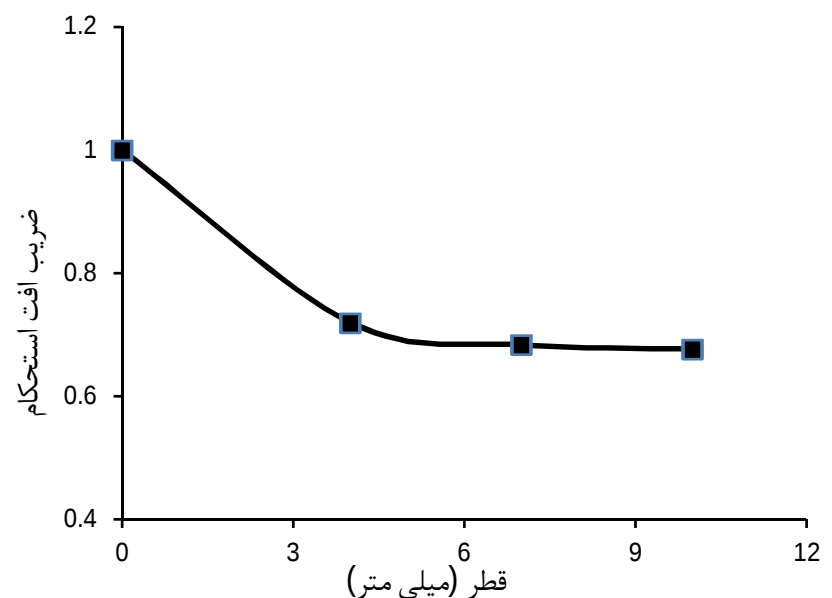
با استفاده از متغیرهای حالت تعریف شده در زیرروال یومت، می‌توان فواصل مشخصه کششی را برای دو معیار تنش بیشینه و سای-وو از روش خرابی پیش رونده به‌دست آورد، در شکل 7 برای هر سه اندازه سوراخ با استفاده از معیار سای-وو و تنش بیشینه این فواصل مشخص شده است، این فواصل با استفاده از یک متغیر حالت تعریف شده که نمایانگر خرابی در راستای کشش الیاف می‌باشد، تعیین می‌گردند، به دلیل آن که فاصله مشخصه در بارگذاری کششی، در صفحه کشش خالص مد نظر می‌باشد، از متغیر حالت خرابی در راستای الیاف (جهت طولی) استفاده شده است، از مقایسه فواصل به‌دست آمده با دو معیار مشخص می‌گردد که معیار تنش بیشینه فواصل



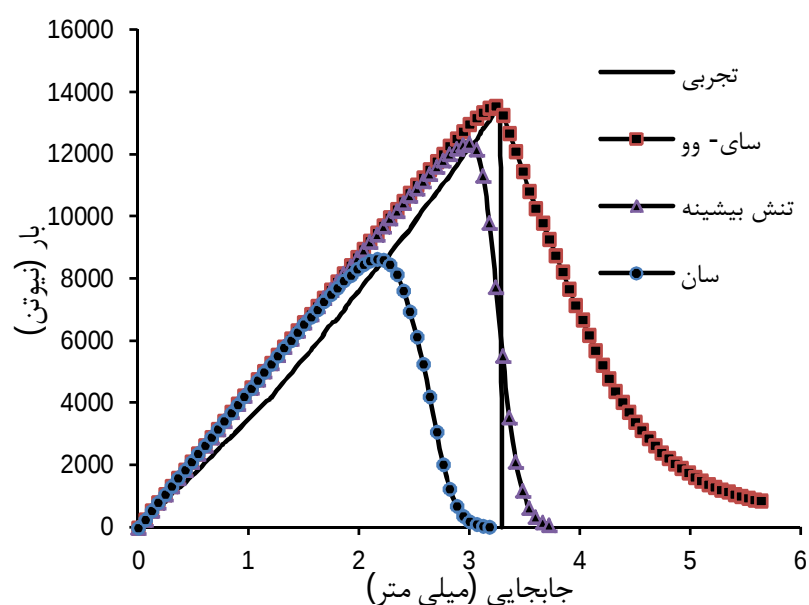
شکل 5 نمودار بار-جابجایی برای سوراخ الف (10 ب) 7 میلی‌متر

رسیدن به بار واماندگی، قطعه می‌شکند، این امر در حل المان محدود مصداق ندارد و مرحله غیرخطی شدن پس از انباشت مقدار لازم خرابی آغاز می‌گردد، در تحلیل خرابی پیش‌رونده پس از بارگذاری، بار واماندگی مقدار بیشینه نمودار بار-جابجایی می‌باشد.

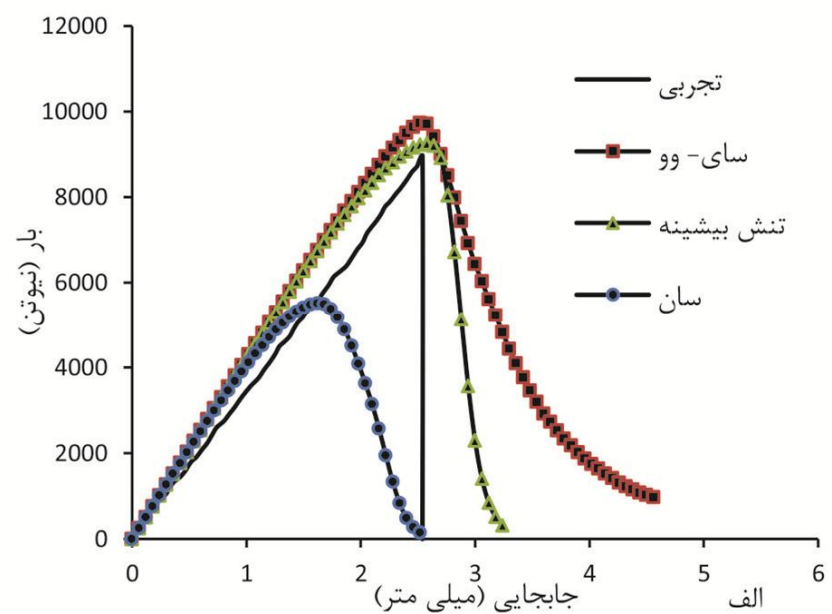
مشاهده می‌شود که معیار سان که مختص کامپوزیت‌های تک جهته می‌باشد، اختلاف زیادی با نتایج آزمایشگاهی را پیش‌بینی نموده است، معیارهای سای-وو و تنش بیشینه نتایج مناسبی را پیش‌بینی می‌نمایند. شکل 6 مودهای گوناگون خرابی منجر به واماندگی را برای قطرهای مختلف سوراخ نشان می‌دهد، نتایج زیر از شکل حاصل می‌شود:

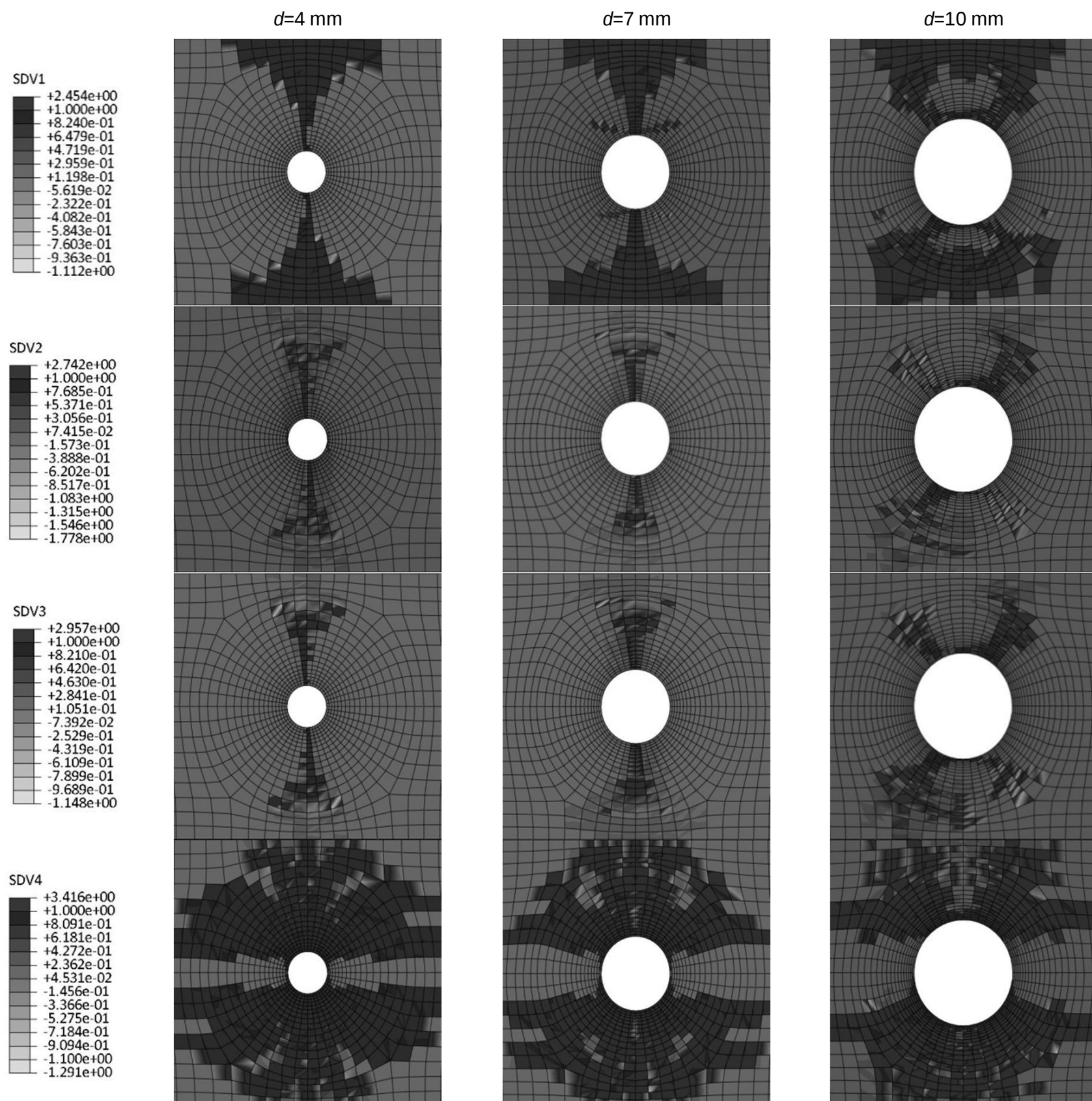


شکل 3 تغییرات ضریب افت استحکام با قطر سوراخ



شکل 4 نمودار بار-جابجایی برای سوراخ 4 میلی‌متر





شکل 6 مودهای خرابی در قطعات با قطرهای مختلف سوراخ برای معیار تنش بیشینه

بررسی استحکام اتصال می‌باشد که معیار فاصله مشخصه این مهم را به خوبی برآورده می‌کند. با دستیابی به طیف فاصله مشخصه در ابعاد هندسی مختلف می‌توان طراحی اتصالات را برای آن لایه‌چینی خاص بهبود بخشید. از روی نمودار می‌توان برای هر قطر سوراخ، با تعیین نسبت پهنای قطعه به قطر سوراخ، فاصله مشخصه کششی را تعیین کرد و با تحلیل عددی در آن فاصله، واماندگی یا عدم واماندگی سازه را تعیین نمود. نمودار شکل 9 تنها برای این لایه‌چینی خاص و با این خواص ماده ارائه شده است. در جدول 4 می‌توان نتایج کلی به‌دست آمده را با یک‌دیگر مقایسه نمود. با به‌دست آمدن فواصل مشخصه کششی برای هر سه سوراخ، می‌توان ضریب افت استحکام را به کمک معیار تنش نقطه‌ای محاسبه کرد.

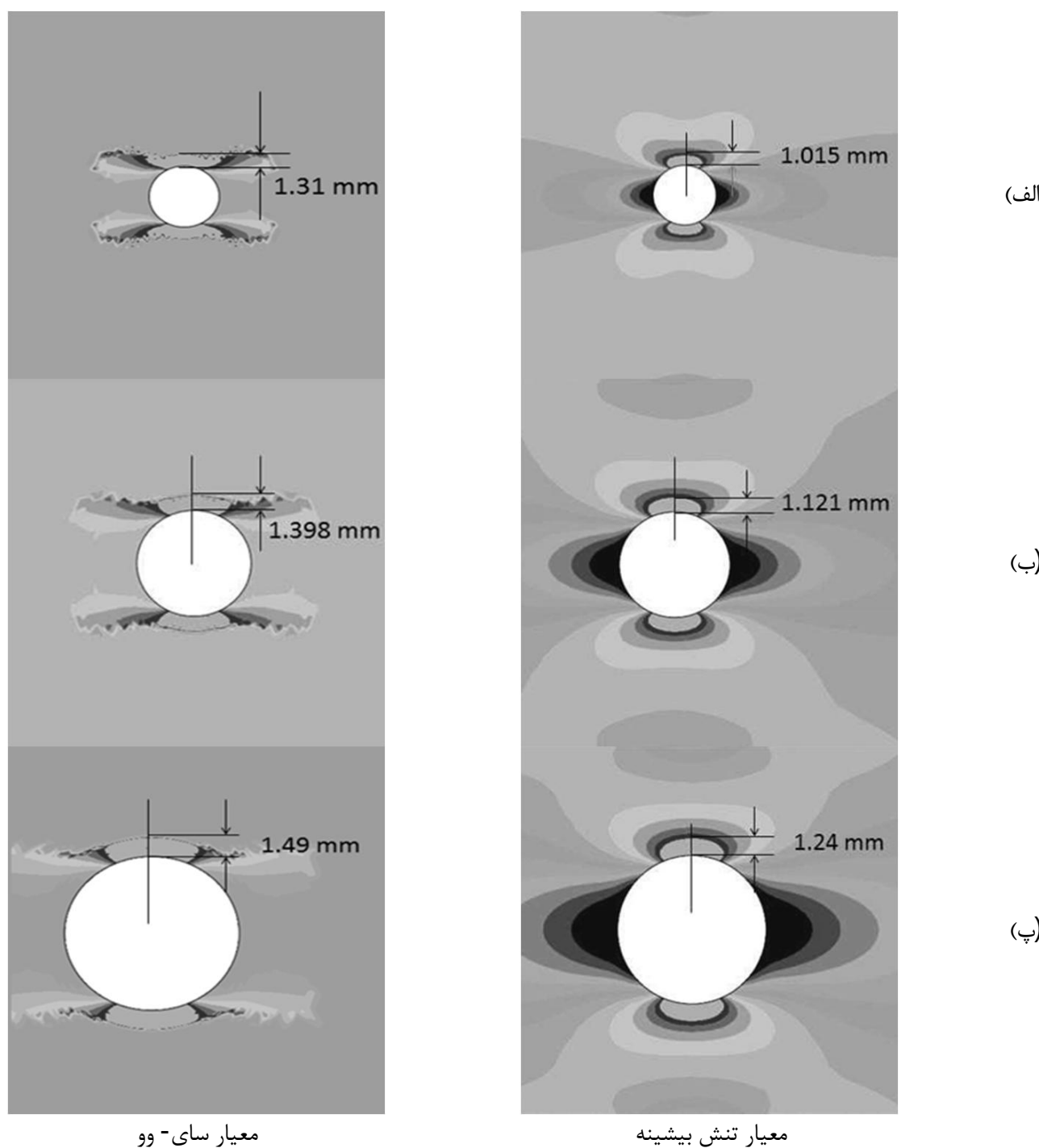
از مقایسه ضرایب افت استحکام می‌توان به نتایج زیر رسید:

- با تعیین مشخصه کششی برای هر سه سوراخ، می‌توان ضریب افت استحکام را به کمک معیار تنش نقطه‌ای محاسبه کرد. ضریب افت استحکام تجربی، نسبت تنش در

کمتری را می‌دهد، در نتیجه با بزرگ‌تر نمایان ساختن ضریب تمرکز تنش، منجر به طراحی محتاطانه‌تری می‌گردد.

شکل 8 مقدار فاصله مشخصه کششی با دو معیار سای-وو و تنش بیشینه را برای هر سه قطر نمایش می‌دهد. محور عمودی بیان‌گر فاصله مشخصه کششی برای هر سه قطر می‌باشد. مشاهده می‌گردد که رابطه بین قطر سوراخ با فاصله مشخصه کششی خطی بوده و با افزایش قطر، فاصله مشخصه نیز افزایش می‌یابد. در نتیجه از روی این نمودار برای ابعاد ثابت قطعه با جنس یکسان، می‌توان مقادیر فاصله کششی را برای قطر دلخواه به‌دست آورد. بایستی دقت گردد که این نمودار تنها برای ابعاد (هندسه ثابت) و جنس یکسان قابل استفاده است.

فاصله مشخصه تابعی از لایه‌چینی، ماده و هندسه سازه می‌باشد، پس نیاز به روشی جامع و دقیق برای محاسبه آن می‌باشد. با تعیین فاصله مشخصه برای هر سه اندازه سوراخ و با مطالعه بیشتر بر روی اثر پهنای فاصله مشخصه، نمودار شکل 9 ارائه می‌گردد. در طراحی اتصالات هدف اصلی

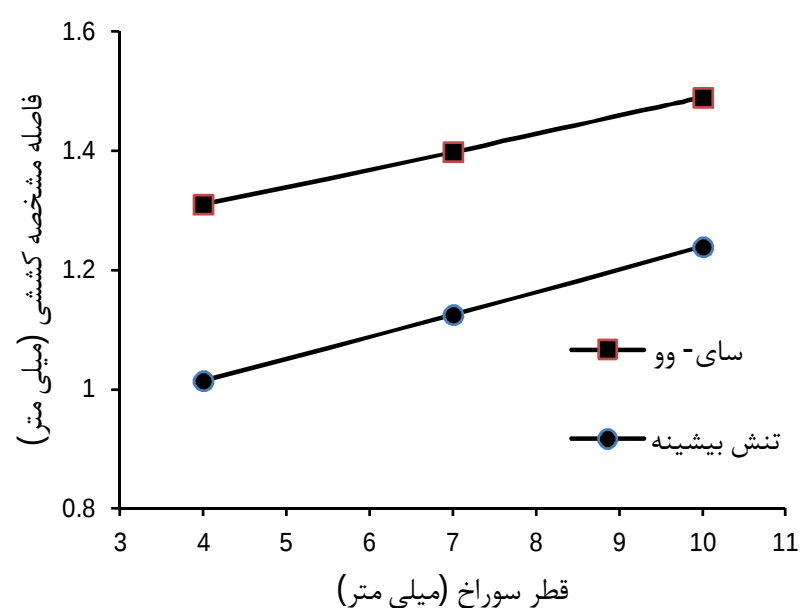


شکل 7 فاصله مشخصه کششی با معیارهای مختلف برای سوراخ به قطر الف) 4 ب) 7 و پ) 10 میلی متر

ضریب افت استحکام محاسبه می‌شود.
- معیار تنش نقطه‌ای با کمک فاصله مشخصه کششی حاصل از تنش بیشینه، ضریب افت استحکام مناسب‌تری را پیشنهاد می‌دهد که به نتایج تجربی نزدیک‌تر می‌باشد.

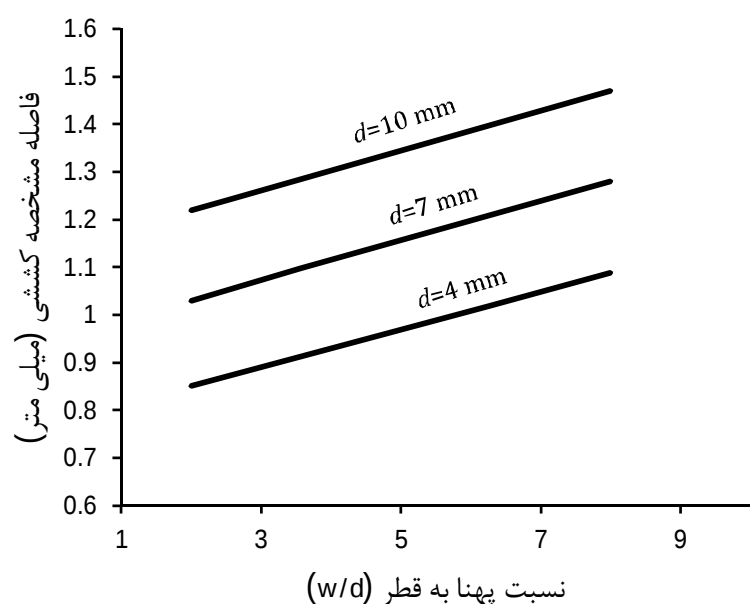
8- نتیجه‌گیری

برای تعیین استحکام صفحات ناچدار کامپوزیتی تحت بار داخل صفحه‌ای



شکل 8 فاصله مشخصه کششی برای معیارهای مختلف

- مساحت کاهیده به تنش قطعه بدون ناچ می‌باشد.
- با افزایش اندازه سوراخ ضریب افت استحکام در همه روش‌ها به جز لخنیتسکی کاهش می‌یابد که این ضعف معادلات لخنیتسکی را بیان می‌کند.
- تحلیل المان محدود در آباکوس نیز نتایج دورتر از واقعیت ارائه می‌دهد (ضریب افت استحکام در لبه سوراخ حساب شده است) که فاصله مشخصه به‌منظور تعیین معقولانه



شکل 9 نمودار پیشنهادی تعیین فاصله مشخصه کششی در قطعات ناچدار

جدول 4 مقایسه کلی نتایج

قطر سوراخ	4 میلی‌متر	7 میلی‌متر	10 میلی‌متر
تجربی	13/64	11/5	8/87
استحکام	8/64	6/78	5/51
(کیلو نیوتن)	13/55	11/79	9/72
معیار تنش بیشینه	12/35	11/39	9/25
فاصله مشخصه کششی	1/31	1/398	1/49
(میلی‌متر)	1/015	1/121	1/24
معیار تنش بیشینه			
تجربی	0/72	0/684	0/677
ضریب افت استحکام	0/285	0/285	0/285
لخنیتسکی			
معیار تنش نقطه‌ای	0/67	0/585	0/525

کامپوزیتی ناچدار مورد استفاده در اتصالات پیشنهاد می‌کند که خلاصه‌ای از روند تحقیق می‌باشد.

9- فهرست علائم

A	ماتریس سفتی (GPa.m)
C	ضرایب سفتی
d	قطر (mm)
d_0	فاصله مشخصه (mm)
E	مدول کششی (GPa)
F	نیرو (N)
G	مدول برشی (GPa)
I	شاخص واماندگی
K	تمرکز تنش
S	ماتریس نرمی
S	استحکام برشی (MPa)
SDV1	خرابی در جهت 1 ناشی از کشش یا فشار
SDV2	خرابی در جهت 2 ناشی از کشش یا فشار
SDV3	خرابی در جهت 3 ناشی از کشش یا فشار
SDV4	خرابی برشی در صفحه 1-2
SDV5	خرابی برشی در صفحه 1-3
W	عرض (mm)
X	استحکام کششی طولی (MPa)
Y	استحکام کششی عرضی (MPa)
Z	استحکام کششی عمود بر صفحه (MPa)
r	شعاع (mm)
γ, x	محورهای افقی و عمودی

علائم یونانی

σ	تنش (MPa)
ξ_1	نسبت طول
ε	کرنش
ν	ضریب پواسون
β	ضریب کاهش کسری

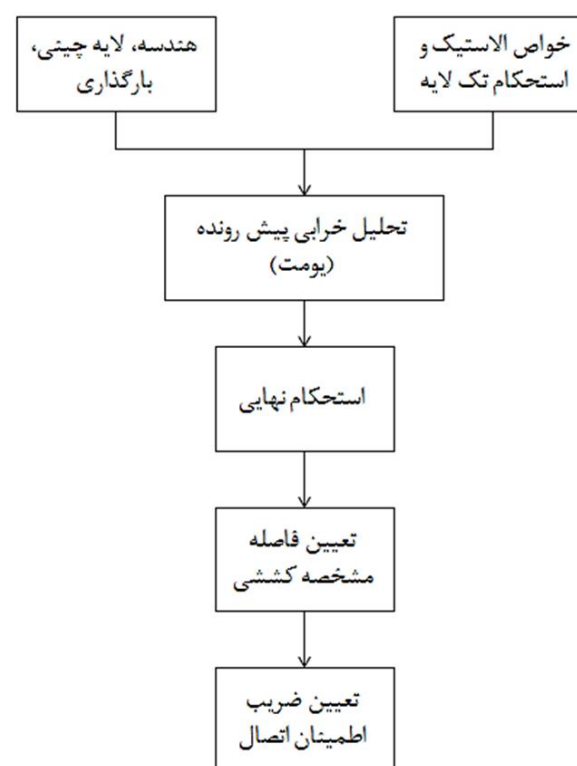
بالانویس‌ها

psc	معیار تنش نقطه‌ای
-----	-------------------

کششی روش خرابی پیش رونده انتخاب گردید. این روش در زیروال یومت آباکوس اعمال گردید و برای کامپوزیت‌های بافته شده استفاده شد. سه معیار واماندگی یامادا- سان، سای- وو و تنش بیشینه برای شبیه‌سازی آغاز خرابی به کار گرفته شد و دو مدل گسترش خرابی بر اساس روش افت لایه‌ای ناگهانی و بازگشتی استفاده گردید. نتایج عددی با نتایج تجربی برای سه قطر سوراخ مختلف مقایسه گردید. مواردی از نتایج به دست آمده در ذیل آمده است:

- در بارگذاری کششی، مود غالب واماندگی مود کشش می‌باشد.
- در کامپوزیت‌های بافته شده خرابی در صفحه مود واماندگی برشی دیده شد.
- ضریب 0/5 در مدل کاهش بازگشتی با استفاده از معیار واماندگی تنش بیشینه و سای- وو پیش‌بینی مناسبی را برای چندلایه‌های بافته شده ارائه می‌دهد.
- معیار یامادا- سان به سبب مختص بودن به کامپوزیت‌های تک جهته به هیچ وجه نتایج قابل قبولی به دست نداد.
- فاصله مشخصه کششی از روش تحلیل خرابی پیش در نرم‌افزار آباکوس بدون نیاز به آزمایش نمونه‌ها بدست آمده است.
- با تعیین اثر قطر سوراخ و پهنا بر فاصله مشخصه کششی، الگوریتمی برای استفاده در طراحی اتصالات ارائه شده است.

شکل 10 الگوریتمی را برای تحلیل و تعیین ضریب اطمینان قطعات



شکل 10 الگوریتم پیشنهادی برای تعیین ضریب اطمینان قطعات کامپوزیتی ناچدار

- investigation of strength characteristics of carbon-epoxy pinned-joint plates, *Composites science and technology*, Vol. 64, pp. 1605-1611, 2004.
- [13] A. Aktaş, H. İmrek, and Y. Cunedioğlu, Experimental and numerical failure analysis of pinned-joints in composite materials, *Composite structures*, Vol. 89, pp. 459-466, 2009.
- [14] J. Zhang, F. Liu, L. Zhao, Y. Chen, and B. Fei, A progressive damage analysis based characteristic length method for multi-bolt composite joints, *Composite Structures*, Vol. 108, pp. 915-923, 2014.
- [15] F. K. Chang, K. Y. Chang, A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations, *Journal of Composite Materials*, 21.9, pp. 834-855, 1987.
- [16] F. K. Chang, K. Y. Chang, Post-failure analysis of bolted composite joints in tension or shear-out mode failure, *Journal of Composite Materials*, 21.9, pp. 809-833, 1987.
- [17] S. C. Tan, A progressive failure model for composite laminates containing openings, *Journal of Composite Materials*, Vol. 25, pp. 556-577, 1991.
- [18] M. M. Shokrieh and L. B. Lessard, Effects of material nonlinearity on the three-dimensional stress state of pin-loaded composite laminates, *Journal of Composite Materials*, Vol. 30, pp. 839-861, 1996.
- [19] K. I. Tserpes, G. Labeas, P. Papanikos, T. Kermanidis, Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates, *Composites Part B: Engineering*, 33.7, pp. 521-529, 2002.
- [20] P. Camanho and F. Matthews, A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates, *Journal of Composite Materials*, Vol. 33, pp. 2248-2280, 1999.
- [21] Z. Hashin, Failure criteria for unidirectional fiber composites, *Journal of applied mechanics*, Vol. 47, pp. 329-334, 1980.
- [22] S. W. Tsai and E. M. Wu, A general theory of strength for anisotropic materials, *Journal of composite materials*, Vol. 5, pp. 58-80, 1971.
- [23] M. R. Garnich, V. M. Akula, Review of degradation models for progressive failure analysis of fiber reinforced polymer composites, *Applied Mechanics Reviews*, 62.1, pp. 010801, 2009.
- [24] M.-L. Dano, G. Gendron, and A. Picard, Stress and failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates, *Composite Structures*, Vol. 50, pp. 287-296, 2000.
- [25] Y. Xiao and T. Ishikawa, Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part II: modeling and simulation), *Composites science and technology*, Vol. 65, pp. 1032-1043, 2005.
- [26] C. G. Davila, P. P. Camanho, C. A. Rose, Failure criteria for FRP laminates, *Journal of Composite materials*, 39.4, 323-345, 2005.
- [27] P.P. Camanho, and M. Lambert, A design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials, *Composites Science and Technology* 66.15, 3004-3020, 2006.
- [28] S. G. Leknitskii, *Theory of elasticity of an anisotropic body*, Mir Publishers, 1981.
- [29] F. L. Matthews, Davies, G.A.O., Hitchings, D. and Soutis, *Finite Element Analysis of Composite Materials and Structures*, Abington: Woodhead Publishing Ltd, 2000.
- [30] A. Documentation, *ABAQUS Analysis User's Manual*, Materials. Other plasticity models. Concrete, 2010.
- [31] M. J. Hinton, A. S. Kaddour, P. D. Soden, *Failure criteria in fibre reinforced polymer composites: the world-wide failure exercise*, Elsevier, 2004.
- [32] F. K. Chang, K. Y. Chang, Post-failure analysis of bolted composite joints in tension or shear-out mode failure, *Journal of Composite Materials*, 21(9), pp. 809-833, 1987.

∞ دور از سوراخ

زیر نویس‌ها

N سوراخدار

0 بدون سوراخ

11 راستای الیاف

22 راستای عمود بر الیاف

T کششی

C فشاری

i, j شمارنده 1، 2 و 3

f واماندگی

10- مراجع

- [1] M. C. Niu, *Composite airframe structures: practical design information and data*, Adaso Adastra Engineering Center, 1992.
- [2] P. P. Camanho and F. Matthews, Stress analysis and strength prediction of mechanically fastened joints in FRP: a review, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 28, pp. 529-547, 1997.
- [3] S. D. Thoppul, J. Finegan, R. F. Gibson, Mechanics of mechanically fastened joints in polymer-matrix composite structures—a review, *Composites Science and Technology*, Vol. 69.3, pp. 301-329, 2009.
- [4] B. Okutan, Z. Aslan, and R. Karakuzu, A study of the effects of various geometric parameters on the failure strength of pin-loaded woven-glass-fiber reinforced epoxy laminate, *Composites science and technology*, Vol. 61, pp. 1491-1497, 2001.
- [5] B. Okutan and R. Karakuzu, The strength of pinned joints in laminated composites, *Composites science and technology*, Vol. 63, pp. 893-905, 2003.
- [6] R. Karakuzu, T. Gülem, and B. M. İçten, Failure analysis of woven laminated glass-vinylester composites with pin-loaded hole, *Composite structures*, Vol. 72, pp. 27-32, 2006.
- [7] J. Whitney and R. Nuismer, Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations, *Journal of Composite Materials*, Vol. 8, pp. 253-265, 1974.
- [8] F. Taheri-Behrooz, R. Nouhi Hefzabad, A. Shamaei Kashani, Determining nonlinear behavior effects of material on load distribution in single-column multi-bolt composite joints, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 1, pp. 67-74, 2015. (In Persian)
- [9] F. K. Chang, R. A. Scott, Strength of mechanically fastened composite joints, *Journal of Composite materials*, 16.6, 470-494, 1982.
- [10] S. Yamada and C. Sun, Analysis of laminate strength and its distribution, *Journal of Composite Materials*, Vol. 12, pp. 275-284, 1978.
- [11] J.-H. Choi and Y.-J. Chun, Failure load prediction of mechanically fastened composite joints, *Journal of Composite materials*, Vol. 37, pp. 2163-2177, 2003.
- [12] A. Aktaş and M. Husnu Dirikolu, An experimental and numerical