جلد 7، شماره 3، پاییز 99، ص‌ص 1095-1105

نشریه علمی پژوهشی

علوم و فناوری **کامپوزیت**

http://jstc.iust.ac.ir

تحلیل عددی و تجربی آسیب اتصال لوله کامپوزیتی کربن/اپوکسی به استوانه فولادی تحت‌فشار داخلی

احمدرضا محمد شریفی[1]، محمود فرهادی نیا[2]، علی داور[3*]، محسن حیدری بنی[4]، جعفر اسکندری جم[5]

1- دانش‌آموخته کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

3- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

4- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

5- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

* تهران، صندوق پستی 1774-15875، a_davar@mut.ac.ir

اطلاعات مقاله:

دریافت: 99/05/01

پذیرش: 99/10/03

کلیدواژگان

اتصال کامپوزیت به فلز

آسیب پیش‌رونده

مدل‌سازی المان محدود

آزمون تجربی

چکیده

در این مقاله به تحلیل عددی و تجربی آسیب اتصال لوله کامپوزیتی کربن/اپوکسی به استوانه فولادی تحت‌فشار داخلی پرداخته‌شده است. از اتصال مکانیکی برای اتصال استوانه فلزی به لوله کامپوزیتی ساخته‌شده به روش رشته پیچی استفاده‌شده است. به‌این‌ترتیب که با ایجاد برآمدگی‌ها و شیارهایی بر روی استوانه فولادی مسیر هدایت‌شده‌ای در طی فرایند رشته‌پیچی برای ساخت لوله کامپوزیتی ایجادشده، با توجه به اختلاف مدول بین لوله کامپوزیتی کربن/اپوکسی و استوانه فولادی، پیش‌بینی می‌شود عامل اصلی تعیین‌کننده استحکام اتصال تحت‌فشار داخلی، همین اختلاف مدول ذکرشده و شکست در لبه اتصال باشد. از شبیه‌سازی المان محدود و با استفاده از معیار هاشین برای پیش‌بینی شروع شکست و از آسیب پیش‌رونده تعریف‌شده با زیرروال UMAT برای به دست آوردن تکامل آسیب استفاده شده است. سپس نتایج حل عددی شکست به‌دست‌آمده با نتایج آزمون تجربی مقایسه شده است که نتایج تطابق خوبی دارند. همچنین با استفاده از تصاویر میکروسکوپی ناحیه شکست به‌دست‌آمده بررسی‌شده است. برای مدل‌سازی عددی از المان‌ها با مرتبه‌های مختلفی استفاده شده و دقت و سرعت حل عددی با استفاده از این المان‌ها با نتایج به‌دست‌آمده با آزمون تجربی مقایسه شده و المان پیوسته سه‌بعدی مرتبه بالا با انتگرال کاهش‌یافته پیشنهادشده است..

Numerical and experimental analyses of fracture carbon/epoxy composite pipe to steel cylinder with internal pressure

AhmadReza Mohammad Sharifi, Mahmood Farhadi Nia, Ali Davar*, Mohsen Heydari Beni, Jafar Eskandari Jam

1- Department of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.
* P.O.B. 15875-1774, Tehran, Iran, a_davar@mut.ac.ir

Keywords

Composite to metal joint
Progressive damage
Finite element analysis
Experimental test

Abstract

In this paper, numerical and experimental analysis of damage of connection of epoxy carbon composite pipe to steel cylinder under internal pressure has been done.A mechanical joint has been used to joint metal cylinder to composite pipe made by filament winding so that by creation bump grooves, on the steel cylinder a guided path for manufacturing the composite pipe, during filament winding was made. Considering the modulus difference between composite carbon-epoxy pipe and steel cylinder, it's predictable that the main parameter of joint strength under internal pressure is the mentioned modulus difference and fracture at joint edge. Finite element simulation and with Hashin damage for predicting failure initiation and progressive damage criteria that defined by UMAT subroutine achieving damage evolution has been used. The numerical solution results have been compared with experimental test results which are in good agreement with each other. Besides using microscopic imaging, the failure zone has been investigated. For numerical modeling the element with various orders has been used and numerical solution precision and speed, using this element compared to experimental results has been investigated and continuum element with reduced integral 3D high order proposed.

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Mohammad Sharifi, A.R. Farhadi Nia, M. Davar, A. Heydari Beni, M. and Eskandari Jam, J , "Numerical and experimental analyses of fracture carbon/epoxy composite pipe to steel cylinder with internal pressure", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 7, No. 3, pp. 1095-1105, 2020.

1- مقدمه

لوله‌های کامپوزیتی کاربردهای فراوانی در صنایع هوایی، دریایی، خطوط لوله‌های انتقالی و غیره دارند، دلیل این گسترش استفاده از کامپوزیت‌ها خواص مکانیکی مانند استحکام بالا، وزن پایین، مقاومت به خوردگی هست [1]. از زمانی که کاربرد کامپوزیت‌ها و هم‌چنین لوله‌های کامپوزیتی زیاد شد یکی از مهم ترین مسائل موردمطالعه اتصال لوله‌های کامپوزیتی بود مطالعات متعددی بر پارامترهای مختلف در راستای بهینه کردن نیروی شکست نظیر شعاع لوله‌ها، جنس لاینرها، زاویه الیاف و سایر موارد انجام شد [2-5]. در سال 2011 مطالعه‌ای توسط پاراشار و همکارانش بر روی اثر لایه چینی و اندازه قطر استوانه بر اتصال چسبی استوانه‌های کامپوزیتی انجام شد [6]، در سال 2016 شکست اتصال لوله کامپوزیتی تحت فشار داخلی و نیروی محوری به دست داس و بیشیا مطالعه [7] و در پژوهش دیگرکومار و همکاران یک حل تحلیلی برای به دست آوردن توزیع تنش در اتصال تک لبه استوانه ها به یکدیگر با استفاده از اصل حداقل کردن انرژی مکمل[1] برای به‌دست آوردن معادلات حاکم ارائه کردند که در این مطالعه توزیع تنش برشی در چسب و تمرکز تنش در انتهای ناحیه هم‌پوشانی به دست آورده شد مقایسه آن با نتایج المان محدود حاکی از نزدیک بودن نتایج داشت همچنین تأثیر ناحیه هم پوشانی و تفاوت سفتی میان اتصال شونده‌ها در حداکثرتنش موردمطالعه قرار گرفت [8] و در سال 2018 سولو و همکاران اتصال استوانه‌های کامپوزیتی با زوایای مختلف پیچش تحت‌فشار داخلی توسط یک جفت کننده کامپوزیتی استوانه‌ای موردمطالعه قراردادند این پژوهش با دو نوع چسب مختلف و زاویه لایه چینی مختلف موردمطالعه آزمایشگاهی و حل المان محدود قرار داده شد و حداکثرفشار شکست به دست آمد، نتایج حاصل نشان داد که بیش ترین اثر را در فشار شکست نوع چسب دارد و به علاوه افزایش طول جفت کننده فشار نهایی شکست را افزایش می دهد [9]. علی رقم تمامی ویژگی های فیزیکی مطلوب کامپوزیت ها این مواد شکننده و حساس به آسیب از دیدگاه‌های مختلفی هستند .با توجه به این‌که از به آسیب رسیدن به‌طور کامل نمی‌توان اجتناب کرد

ساختارهای کامپوزیتی باید به طور ایمن عمل کنند. بنابراین مهم است که بتوانیم تأثیر چندین رویکرد آسیب را بر کاهش استحکام ارزیابی کنیم [10].روی کرد مکانیک پیوسته برای مدل سازی آسیب توسط کاچانو[2]، و دیگران مورداستفاده قرارگرفته است [11-13].کاهش مدول الاستیک در مدل ارائه‌شده توسط ماتزنمیلر و همکاران بود که برای مواد مختلف قوانین متفاوتی را ارائه کردند [14]. مدل های مختلفی برای تکامل آسیب در مواد مختلف پیشنهاد شدند یکی از آن‌ها مدل آسیب برای کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف بودند که نمایانگر رفتار الاستیک ترد این نوع از کامپوزیت‌ها و کاهش مدول الاستیک در این مدل بود که با پنج متغیر آسیب کنترل می‌شدند، سطح آسیب توسط شرایط مختلف معیار هاشین [15] در فضای تنش مؤثر و تکامل متغیرهای آسیب کنترل شده توسط مودهای شکست معرفی شدند[16]. حالت‌های مختلف شکست ممکن است تحت‌فشار داخلی رخ دهد و این حالات مختلف شکست با شرایط بارگذاری تکامل پیدا می‌کنند. مخصوصاً تکامل آسیب در کامپوزیت‌های تقویت‌شده با الیاف کربن با کاهش سفتی یک چالش جدید برای قابلیت تحمل بار سازه های کامپوزیتی است [17-19]. در مورد تجزیه تحلیل آسیب پیش‌رونده توسعه‌یافته بیان کاهش سفتی پیوسته و قابلیت باروری سازه های کامپوزیتی ضروری است. ازآنجایی که برای اولین بار کاچانو از مکانیک خزش پیوسته برای مطالعه پارگی خزش در فلزات استفاده کرد، تجزیه وتحلیل شکست با استفاده از سازوکار آسیب پیش‌رونده ثابت‌شده است که یک ابزار عالی برای به دست آوردن اطلاعات مربوط به شروع و انباشت خسارت در چندلایه های کامپوزیتی است . در نظریه سازوکار آسیب پیش‌رونده از دست دادن سختی می تواند به لحاظ فیزیکی نتیجه تجمع ترک‌ها و حفره‌های میکروسکپی باشد.

در طی پنج دهه گذشته نظریه سازوکار آسیب پیش‌رونده به طور گسترده برای پیش بینی تخریب مواد ایزوتروپیک/ایزوتروپیک و ضریب شکست ورق های کامپوزیتی با معرفی متغیرهای مود گرا مانند شکست الیاف، شکست زمینه و شکست برشی در نظر گرفته‌شده است. اخیراً گارنیچ و آکولا، لیو و ژنگ بررسی‌های جامعی بر روی روش‌های مختلف انجام دادند این روش‌های فراگیر که بر اساس تجزیه‌وتحلیل شکست پیش‌رونده کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف است با توجه به معیارهای شکست مدل های تخریب سفتی و تکامل آسیب و شکست در لمیناهای کامپوزیتی انجام می‌شوند و برای چندلایه کامپوزیتی و پیرو حل المان محدود و با استفاده از سازوکار آسیب پیش‌رونده و سازوکار های شکست است که برای مطالعه ارتباط ترکیب دهنده بین آسیب و استحکام نهایی در مخازن کامپوزیتی از راه‌حل‌های مبتنی بر تنش و با استفاده از نظریه های کلاسیک چندلایه‌ها و الگوریتمی متفاوت برای پیشگویی استحکام شکست کامپوزیت‌های استوانه‌ای پیشنهاد کردند [3, 20-22]. این مدل‌ها قوانین متفاوتی را برای مودهای مختلف شکست برای سازوکارهای مختلف شکست کامپوزیت‌ها معرفی می‌کردند گرچه خواص تکاملی آسیب و سازوکار های مختلف شکست عمیقاً مطالعه نشدند[23-29]. .قالب پژوهش‌های موجود در اتصالات لوله‌های کامپوزیتی بر پایه اتصال چسبی بوده و در این گونه بررسی ها شکست چسب پارامتر تعیین کننده استحکام اتصال است .در پژوهش حاضر شکست در اتصال مکانیکی استوانه فولادی به لوله‌ی کامپوزیتی رشته پیچی شده بررسی‌شده است و برای بالا بردن دقت نتایج از آسیب پیش‌رونده برای پیش‌بینی استحکام چندلایه کامپوزیتی استفاده شده است. مطالعات گذشته که از آسیب پیش‌رونده و حل المان محدود برای پیش‌بینی استحکام چندلایه کامپوزیتی استفاده کرده‌اند، با توجه به شرایط مسئله از المان‌های پوسته‌ای استفاده شده است اما در پژوهش حاضر با در نظر گرفتن اتصال لوله فولادی به استوانه کامپوزیتی و اختلاف مدول موجود بین این دو ماده انتظار می‌رود که در ناحیه اتصال با تمرکز تنش روبه‌رو شده که این امر می‌تواند مدل‌سازی المان محدود با استفاده از المان‌های پوسته‌ای را با خطا مواجه کند.

2- مدل‌سازی المان محدود

در شکل 1 تصویر مدل سازی شده استوانه فولادی همراه با برآمدگی‌های موجود در سطح خارجی و در شکل 2 نمای برش خورده استوانه فولادی به همراه برآمدگی‌های ایجادشده جهت هدایت الیاف در هنگام ساخت لوله کامپوزیتی به روش رشته پیچی مشاهده می شود. که در شکل 3 نمای لوله کامپوزیتی رشته پیچی شده به دور استوانه فولادی آورده شده است. با در نظر گرفتن هندسه استوانه فولادی که شامل برآمدگی و فاصله بین برآمدگی ها است و تولید قطعه به روش رشته پیچی لایه چینی کامپوزیت تولیدشده در هر برآمدگی و فاصله موجود بین آن ها متفاوت هست. دلایل این متفاوت بودن لایه چینی‌ها، اولاً 90 درجه پیچیده شدن همه زوایا به دور

[1] Complementary energy
2 Kachanov

استوانه فولادی بلافاصله بعد از هر برآمدگی و ثانیاً کم شدن لایه‌ها هرچه از نوک استوانه فولادی به سمت انتهای آن رشته پیچی پیش می‌رود است. در جدول 1 خواص مکانیکی و فیزیکی کربن/اپوکسی و فولاد و در جدول 2 استحکام‌های کربن/اپوکسی آمده است. در شکل 4 تصویر نمونه مدل‌سازی شده در نرم‌افزار آباکوس تحت لایه چینی نشان داده شده و در شکل 5 و 6 مدل‌سازی المان محدود قطعه جهت بیان شرایط مرزی مسئله نشان داده است. به دلیل سادگی در مدل سازی و کاستن زمان حل و با توجه به تقارن موجود در شکل قطعه به‌صورت یک‌چهارم مدل‌سازی شده است و در صفحات تقارن شرایط مرزی تقارن تعریف‌شده و علاوه بر شرایط مرزی تقارن در سمت A شرایط مرزی گیردار و در سمت B حرکت قطعه در تمامی جهات آزاد است. با توجه به شرایط مرزی ذکرشده و همین‌طور بارگذاری قطعه که به‌صورت فشار داخلی است، نیروی محوری هم به قطعه وارد می‌شود. در شکل (7) چگونگی بارگذاری و محاسبه فشار داخلی بحرانی نشان داده شده است.

Fig. 1 Steel cylinder with created protrusions

شکل 1 استوانه فولادی به همراه برآمدگی‌های ایجادشده

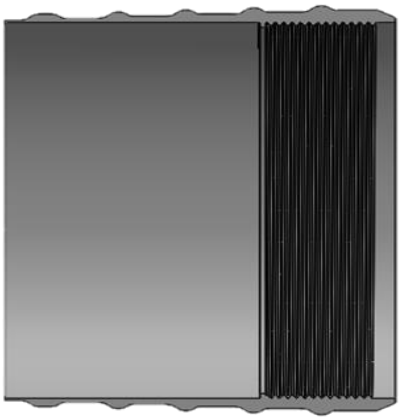


Fig. 2 Cut view of steel cylinder

شکل 2 نمای برش خورده استوانه فولادی

Fig. 3 Connection sample made by screw threading process

شکل 3 نمونه اتصال ساخته‌شده با فرآیند رشته پیچی

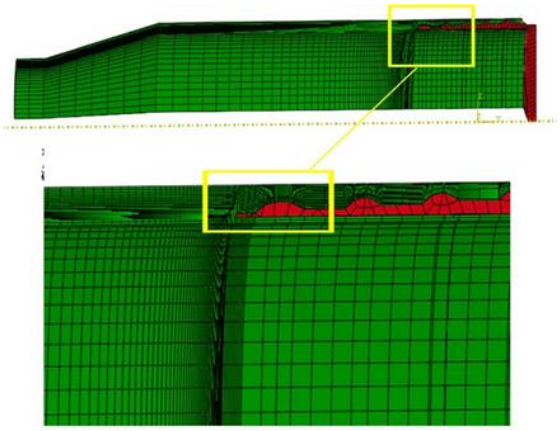


Fig. 4 Sample image modeled in finite element software

شکل 4 تصویر نمونه مدل‌سازی شده در نرم‌افزار المان محدود

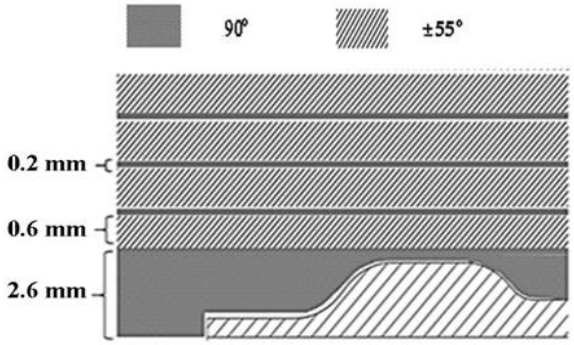


Fig. 5 Layer of epoxy carbon composite at the tip of a steel cylinder

شکل 5 لایه چینی کامپوزیت کربن/اپوکسی در نوک استوانه فولادی

Fig. 6 Boundary conditions in finite element modeling of the trapped side A and the free side B

شکل 6 شرایط مرزی در مدل‌سازی المان محدود سمت A گیردار و سمت B آزاد

جدول 1 خواص مکانیکی فولاد و کامپوزیت کربن/ اپوکسی

Table 1 Mechanical properties of steel and carbon epoxy composite

$\rho(kg/m^3)$	v_{23}	v_{12}	$E_2(GPa)$	$E_1(GPa)$	
7800	0/27	0/27	209	209	فولاد
1550	0/49	0/28	10/3	154	کربن/اپوکسی

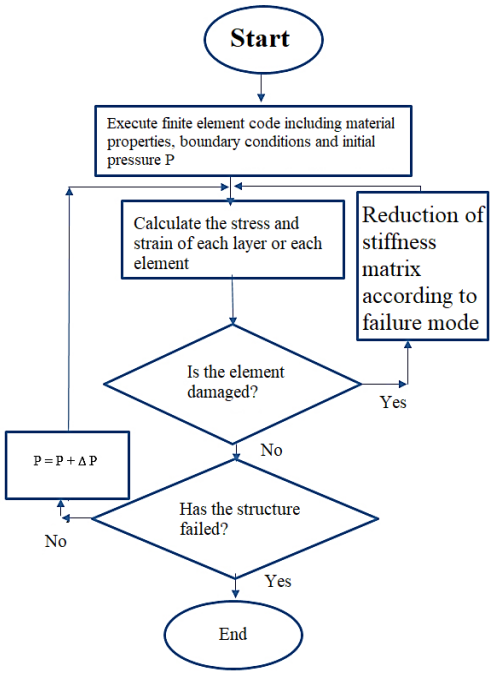


Fig. 7 Flowchart increases the internal pressure and calculates the final failure pressure

شکل 7 فلوچارت افزایش فشار داخلی و محاسبه فشار نهایی شکست

جدول 2 خواص استحکامی کامپوزیت کربن/اپوکسی

Table 2 Mechanical properties of carbon epoxy composite

خواص مکانیکی کامپوزیت کربن/اپوکسی				
$X^T(MPa)$	$X^C(MPa)$	$Y^T(MPa)$	$Y^C(MPa)$	$S(MPa)$
2500	1250	60	186	85

2-1- شروع آسیب

از زمان استفاده از کامپوزیت‌ها نظریه های شکست مختلفی برای آن‌ها ارائه‌شده‌اند که از مهم‌ترین آن‌ها می‌توان به نظریه‌های حداکثر تنش، حداکثرکرنش، هیل، سای هیل سای هو، هافمن و هاشین نام برد که نظریه آخر مود گرا بوده و علاوه بر نیرو، مود شکست را نیز پیش‌بینی می‌کنند، برای تعریف شروع شکست از نظریه هاشین استفاده می‌شود [8].

شکست الیاف درکشش $\boldsymbol{\sigma_{11} > 0}$

$$\frac{\sigma_{11}^2}{X_t^2}+\frac{\sigma_{12}^2+\sigma_{13}^2}{S_{12}^2}=1 \tag{1}$$

شکست الیاف در فشار $\boldsymbol{\sigma_{11} < 0}$

$$\sigma_{11}=-X_C \tag{2}$$

- شکست زمینه درکشش $\boldsymbol{\sigma_{22}+\sigma_{33} > 0}$:

$$\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{Y_t^2}^2+\frac{\sigma_{23}^2-\sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2}+\frac{\sigma_{12}^2+\sigma_{12}^2}{S_{12}^2}=1 \tag{3}$$

- شکست زمینه در فشار $\boldsymbol{\sigma_{22}+\sigma_{33} < 0}$:

$$\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{Y_t}\left\{\left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2-1\right\}+\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{4S_{23}^2}^2+\frac{\sigma_{23}^2-\sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2}+\frac{\sigma_{12}^2+\sigma_{12}^2}{S_{12}^2}=1 \tag{4}$$

- شکست برشی الیاف/زمینه:

$$\frac{\sigma_{11}^2}{X_c^2}+\frac{\sigma_{12}^2}{S_{12}^2}+\frac{\sigma_{13}^2}{S_{13}^2}=1 \tag{5}$$

به‌طوری‌که X_c, X_t حداکثر استحکام درکشش و فشار در راستای الیاف، Y_c, Y_t حداکثر استحکام درکشش و فشار در جهت عمود بر الیاف و S_{12}, S_{23} استحکام‌های برشی است.

2-2- تکامل آسیب

در این مدل رابطه بین تنش مؤثر و اسمی به‌صورت زیر فرض شده است. در اینجا M عملگر آسیب است و به صورت ماتریس قطری زیر تعریف می‌شود. به‌طوری که به ترتیب متغیرهای آسیب در الیاف، ماتریس و مود برشی کامپوزیت هستند با استفاده از روابط فوق و ارزیابی تخریب ضریب پویسان که توسط ایرنوز و همکاران به دست آمد ماتریس آسیب دیدگی به‌صورت زیر بیان می‌شود [30].

$$\hat{\sigma}=M\sigma \tag{6}$$

$$M=\begin{bmatrix}\frac{1}{1-d_f} & 0 & 0\\ 0 & \frac{1}{1-d_m} & 0\\ 0 & 0 & \frac{1}{1-d_s}\end{bmatrix} \tag{7}$$

$$H=\begin{bmatrix}\frac{1}{1-d_f\ E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0\\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{1-d_m\ E_2} & 0\\ 0 & 0 & \frac{1}{1-d_s\ G_{12}}\end{bmatrix} \tag{8}$$

$$\begin{bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \sigma_3\\ \sigma_6\end{bmatrix}^k=[A]\times\begin{bmatrix}\varepsilon_1\\ \varepsilon_2\\ \varepsilon_3\\ \varepsilon_6\end{bmatrix}^k \tag{9}$$

$$A=\begin{bmatrix} 1-d_f\ C_{11} & 1-d_f\ 1-d_m\ C_{12} & 1-d_f\ C_{13} & C_{16} \\ 1-d_f\ 1-d_F\ C_{21} & 1-d_m\ C_{22} & C_{23} & C_{26} \\ 1-d_f\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{36} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & 1-d_s\ C_{66} \end{bmatrix}^k \quad (10)$$

با توجه مطالب ذکرشده رابطه تنش و کرنش به‌صورت زیر بیان می‌شود. برای پیشروی آسیب از کاهش خواص مکانیکی و روابط تنش کرنش (10) استفاده می‌شود. برای مدل‌سازی المان محدود آسیب پیش‌رونده در نرم‌افزار آباکوس از زیرروال UMAT استفاده می‌شود. شکل 8 فلوچارت عملکرد زیرروال UMAT را نشان می‌دهد. E_1, E_2, G_{12} و $D=(1-d_f)(1-d_m)v_{12}E_1$ مدول ماده بدون آسیب هستند و v_{21}, v_{12} ضرایب پویسان بدون آسیب هستند.

برای کاهش اثر وابستگی مش در طول کاهش کرنش پارامتر L^c به معیار آسیب اضافه‌شده است، به‌طوری‌که رابطه آسیب با یک رابطه کشش‌جابه‌جایی بیان‌شده است. آسیب با برقرار شدن هریک از چهار حالت تنش-جابه‌جایی زیر کامل خواهد شد [30]:

- الیاف تحت کشش

$$\delta_{eq}^{ft}=L^c\sqrt{\varepsilon_1^2+\alpha\varepsilon_6^2}$$

$$\sigma_{eq}^{ft}\delta_{eq}^{ft}=\left[\sigma_1\varepsilon_1+\alpha\sigma_6\varepsilon_6\right]L^c \quad (11)$$

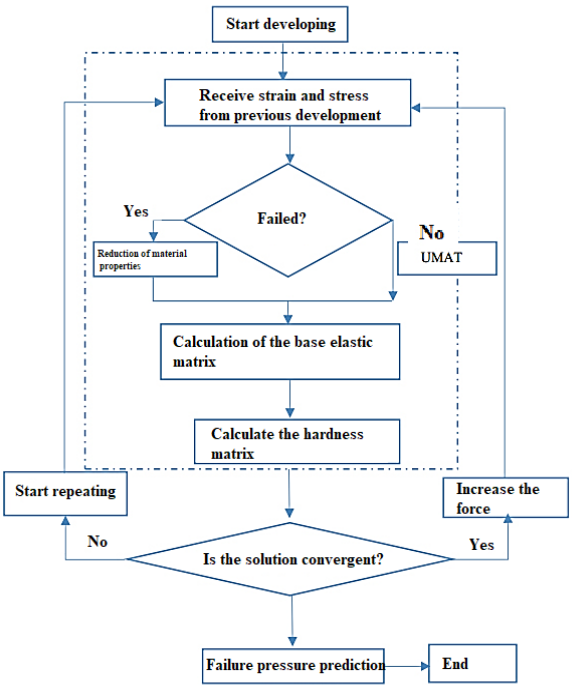


Fig. 8 UMAT subroutine function to determine the behavior of the material before and after failure

شکل 8 نتایج آزمون خمش سه‌نقطه ورق کامپوزیتی

- زمینه تحت کشش

$$\delta_{eq}^{ft}=L^c\sqrt{\varepsilon_2^2+\varepsilon_6^2}$$

$$\sigma_{eq}^{ft}\delta_{eq}^{ft}=\left[\sigma_2\varepsilon_2+\sigma_6\varepsilon_6\right]L^c$$

- زمینه تحت‌فشار

$$\delta_{eq}^{ft}=L^c\sqrt{-\varepsilon_2^2+\varepsilon_6^2}$$

$$\sigma_{eq}^{ft}\delta_{eq}^{ft}=\left[-\sigma_2-\varepsilon_2+\sigma_6\varepsilon_6\right]L^c$$

طول معمول در المان‌های مرتبه اول و نصف همین طول برای المان‌های مرتبه دوم است، برای مثال متغیر خسارت d به‌صورت (12) بیان‌شده است

$$d=\frac{\delta_{eq}^{f}(\delta_{eq}-\delta_{eq}^{0})}{\delta_{eq}(\delta_{eq}^{f}-\delta_{eq}^{0})} \quad (12)$$

که در آن δ_{eq}^{0} مقدار اولیه جابجایی معادل در جایی که هر یک متغیرهای آسیب برای هر مود مشاهده شده باشد δ_{eq}^{0} مقدار نهایی جابجایی در هر یک از مودهای آسیب است.

3-2- اندازه و نوع المان

برای مدل‌سازی از المان‌های SC8R، C3D8R، C3D8، C3D20R و C3D20 استفاده شده است و با توجه به متفاوت بودن تعداد نقاط انتگرال گیری در المان‌های مرتبه بالا مانند المان C3D20R نسبت به المان‌های خطی مثل C3D8R، همگرایی تنش در المان‌های مختلف در الگوی مش متفاوتی رخ می‌دهد. در شکل‌های 9 تا 12 همگرایی مش در نوک استوانه فولادی در هریک از این المان‌ها نشان داده شده است و در شکل 13 نمودار همگرایی تنش نسبت به تعداد المان نشان داده شده است. استفاده از المان‌های مختلف به این دلیل هست که با توجه به اختلاف مدول موجود بین استوانه فولادی و استوانه کامپوزیتی تحت فشار داخلی جابجایی شعاعی متفاوتی انتظار می‌رود. ازاین‌رو با توجه به این اختلاف تمرکز تنش در نوک استوانه فولادی وجود خواهد داشت که المان‌های پوسته‌ای مانند CS8R با خطای قابل‌توجه روبه‌رو خواهند شد.

3- نتایج و بحث

بررسی نتایج المان محدود را می توان به دو بخش کلی 1-مقایسه نتایج المان محدوده با فشار شکست و شکل شکست به‌دست‌آمده از آزمون تجربی فشار داخلی گذرا 2- مقایسه نتایج المان محدود با نتایج عکس برداری SEM تقسیم‌بندی کرد. در شکل 14 شروع شکست و تکامل شکست پیش‌بینی‌شده در مدل‌سازی المان محدود مشاهده می‌شود. طبق این

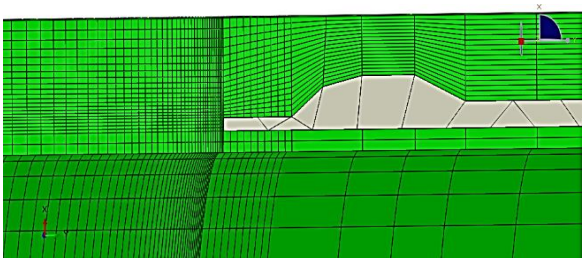


Fig. 9 Stress convergence pattern in the C3D8R element

شکل 9 الگوی همگرایی تنش در المان C3D8R

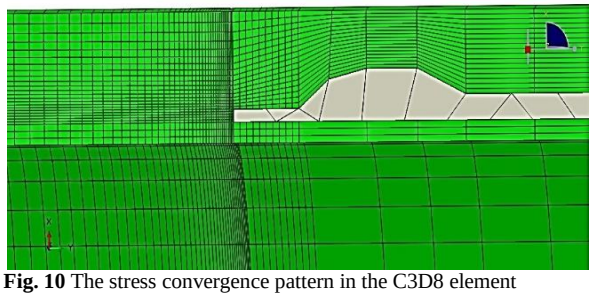


Fig. 10 The stress convergence pattern in the C3D8 element

شکل 10 الگوی همگرایی تنش در المان C3D8

مدل‌سازی پارگی الیاف در الیاف 90 درجه موجود در نوک استوانه فولادی شروع و به سمت پایین ادامه پیدا می‌کند. سپس تمرکز تنش ناشی از پارگی الیاف 90 درجه باعث شکست در الیاف ± 55 درجه شده و تنش در این الیاف را به حداکثر تنش قابل‌تحمل در این الیاف می‌رساند تا با شکست در این الیاف آسیب به تکامل برسد.

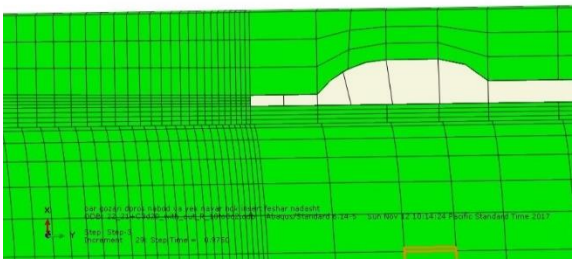


Fig. 11 Stress convergence pattern in the C3D20R element

شکل 11 الگوی همگرایی تنش در المان C3D20R

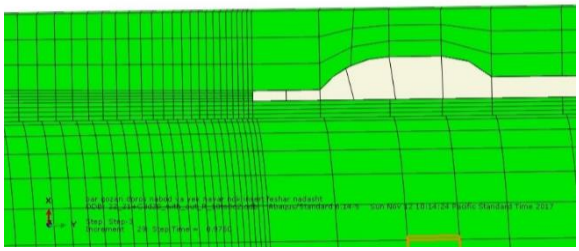


Fig. 12 Stress convergence pattern in the C3D20 element

شکل 12 الگوی همگرایی تنش در المان C3D20

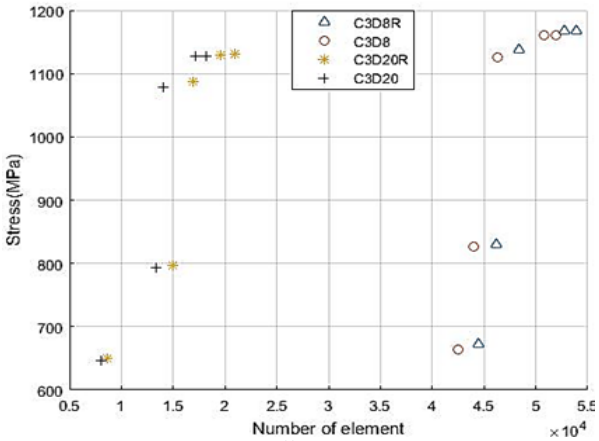


Fig. 13 Stress convergence in different elements

شکل 13 همگرایی تنش در المان‌های مختلف

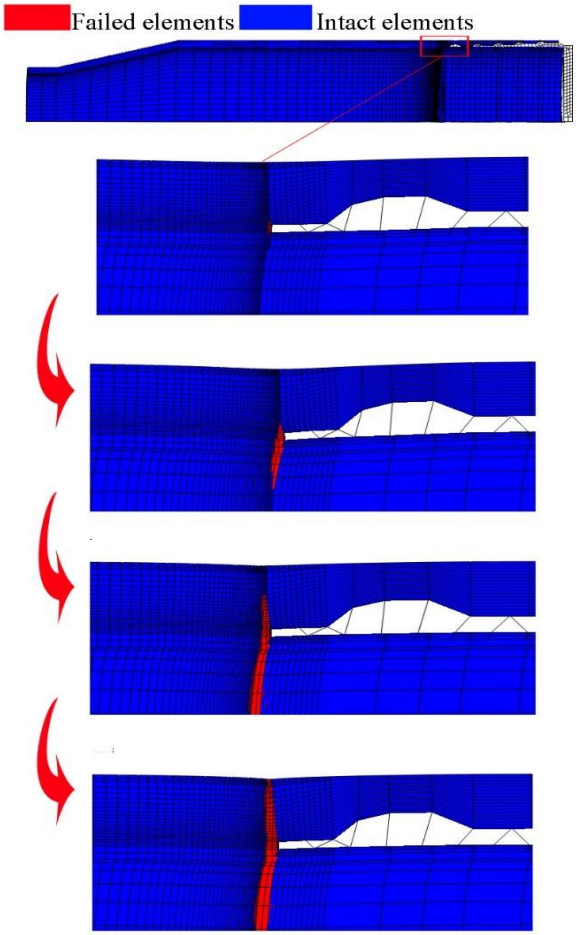


Fig. 14 Failed elements under internal pressure

شکل 14 المان‌های به شکست رسیده تحت‌فشار داخلی

3-1- مقایسه نتایج المان محدود با آزمون تجربی فشار داخلی

در جدول (3) نتایج فشار شکست پیش‌بینی‌شده در مدل‌سازی المان محدود در المان‌های مختلف با نتایج آزمون تجربی مقایسه شده است. در این جدول المان پوسته‌ای CS8R به دلیل وجود تمرکز تنش ناشی از اختلاف مدول استوانه فولادی و استوانه کامپوزیتی از دقت بسیار پایینی برخوردار است و قادر به پیش‌بینی شکل شکست نیز نیست.

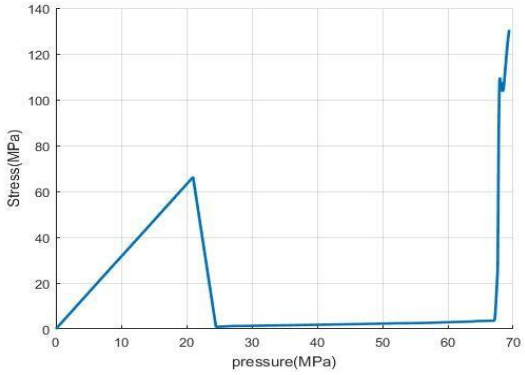


Fig. 15 Maximum stress changes perpendicular to the fibers with increasing internal pressure

شکل 15 تغییرات حداکثر تنش در راستای عمود بر الیاف با افزایش فشار داخلی

جدول 3 مقایسه دقت نتایج و سرعت حل در المان‌های مختلف

Table 3 Comparison of accuracy of results and speed of solution in different elements

المان	زمان حل (ثانیه)	زمان حل اینکریمنت اول (ثانیه)	کوچک‌ترین اندازه المان (میلی‌متر)	تعداد المان در همگرایی نتایج	فشار شکست (مگا پاسکال)	درصد خطا (٪)
C3D20	53805	126.25	0.2×0.2	1930	63.81	7.7
C3D20R	15820	37.9	0.1×0.1	2144	64.33	8.6
C3D8	25895	49.2	0.05×0.05	5312	67.201	13.5
C3D8R	25715	51.7	0.04×0.04	5464	68.313	15.5
SC8R	نتایج ضعیف و عدم توانایی تشخیص نقطه شروع شکست و تکامل شکست					

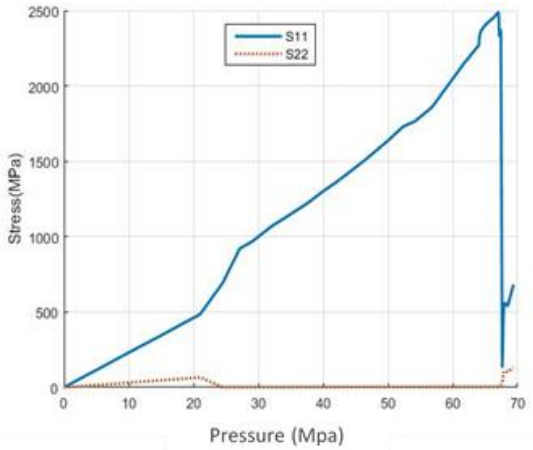


Fig. 16 Maximum stress changes in the direction of the fibers with increasing internal pressure compared to changes in the maximum stress in the direction perpendicular to the fibers with increasing pressure

شکل 16 تغییرات حداکثر تنش در راستای الیاف با افزایش فشار داخلی در مقایسه با تغییرات حداکثر تنش در راستای عمود بر الیاف با افزایش فشار

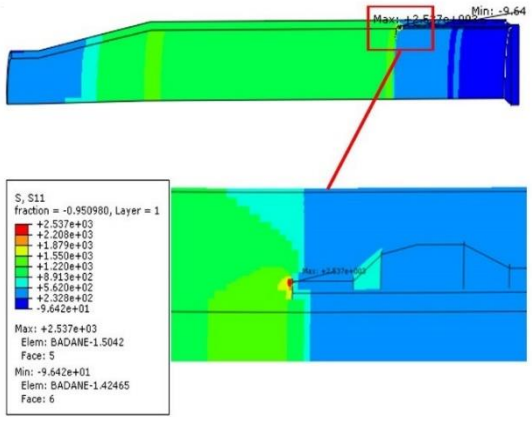


Fig. 17 Distribution of stress perpendicular to the fibers at the moment of failure

شکل 17 توزیع تنش عمود بر الیاف در لحظه شکست

درحالی‌که المان‌های خطی و مرتبه بالا سه‌بعدی پیوسته C3D8 و C3D20 و المان‌های خطی سه‌بعدی پیوسته C3D8R و C3D20R با حداکثر خطای 15.5 فشار شکست را پیش‌بینی و شکل شکست را نیز به‌درستی مشخص می‌کنند که دراین‌بین المان C3D20 با خطای7.7 درصد کمترین میزان خطا و المان C3D20R کمترین زمان حل را دارا هستند. در شکل 15 نمودار حداکثر تنش در راستای عمود بر الیاف در نوک استوانه فولادی برحسب فشار داخلی نشان داده شده است که در فشار 22 مگا پاسکال به شکست می‌رسند و میزان تنش تحمل شده در این راستا افت شدیدی می‌کنند ولی به دلیل عددی بودن حل و با توجه به این موضوع که مقادیر ماتریس سختی نمی‌تواند صفر باشند، صفر نمی‌شود. در شکل 16 نمودار توزیع تنش در راستای الیاف به همراه تنش در راستای عمود بر الیاف برحسب فشار داخلی نشان داده شده است، در این نمودار نشان داده شده است که پس از کاهش خواص مکانیکی در راستای عمود بر الیاف 90 درجه موجود در نوک استوانه فولادی در اثر رسیدن شکست تحمل شیب افزایش تنش در راستای عمود بر الیاف برحسب افزایش فشار داخلی افزایش می‌یابد تا در فشار 67 مگا پاسکال (در فشار شکست پیش‌بینی‌شده توسط المان C3D8) به شکست برسد. در نمودارهای موجود در شکل 15 و 16 مشاهده می‌شود که پس از به شکست رسیدن کامل مجدداً تنش افزایش‌یافته که مسئله به این دلیل است که با توجه به این موضوع که در حل عددی امکان صفر شدن مدول وجود ندارد، در لحظه شکست مدول در همه جهات به مقدار ناچیزی کاهش‌یافته بنابراین مقدار تنش در الیاف و عمود بر الیاف افزایش هست. در شکل 17 توزیع تنش در لحظه شکست در راستای عمود بر الیاف نشان داده شده است، اثر اختلاف مدول استوانه فولادی و لوله کامپوزیتی که پیش‌ازاین در مورد آن صحبت شده کاملاً مشهود است. این اختلاف مدول در اثر فشار داخلی موجود در لوله باعث می‌شود تا افزایش شعاع در بدنه لوله کامپوزیتی رشته پیچی شده و استوانه فولادی متفاوت باشد که تمرکز تنش ایجادشده ناشی از این اختلاف من جلب به شکست در قطعه شده است. در شکل 14 نشان داد شد که شکست در الیاف 90 درجه موجود در نوک استوانه فولادی شروع و به سمت الیاف 90 درجه پایین گسترش می‌یابد و در همین لحظه الیاف ± 55 بالاتر به حد نهایی استحکام خود رسیده و پاره می‌شود که درنهایت در شکل 18 شکل تکامل آسیب پیش‌بینی‌شده در حل المان محدود با شکست رخ‌داده در حل عددی مقایسه شده است و نشانگر تطابق نتایج است.

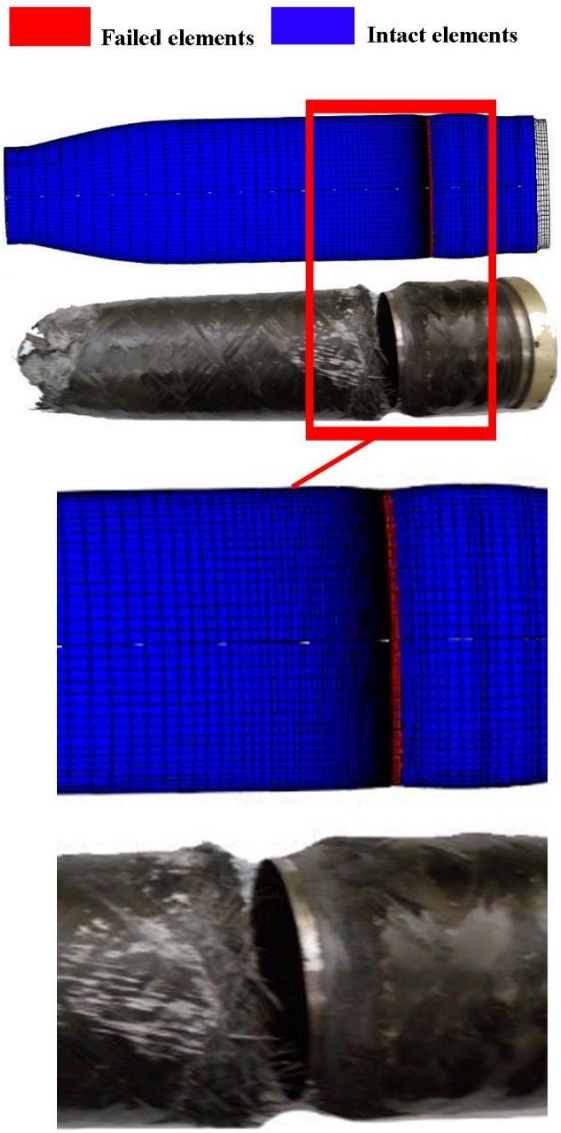


Fig. 18 Comparison of failure predicted by finite element solution and failure in numerical solution

شکل 18 مقایسه شکست پیش‌بینی‌شده توسط حل المان محدود و شکست به وجود آمده در حل عددی

4- بحث و بررسی نتایج

در قسمت A شکل 19 تصویر با دوربین معمولی از ناحیه شکست و در قسمت B این تصویر با بزرگنمایی 19 برابری تصویر SEM آورده شده است. در این دو قسمت به نظر می‌رسد شکست الیاف در لایه‌های ± 55 درجه و شکست رزین در لایه‌های دارای الیاف 90 درجه است حال آن نتایج المان محدود نشان‌دهنده شکست در الیاف هم در لایه‌های 90 درجه موجود در نوک استوانه فولادی است. با بزرگنمایی بیشتر در عکس‌برداری SEM می‌توان بررسی عمیق‌تری بر ناحیه شکست داشت. در شکل 20 شکست الیاف در الیاف با زوایای ± 55 درجه و در شکل 21 و 22 شکست الیاف لایه 90 درجه مشاهده می‌شود؛ که علاوه بر شکست الیاف در لایه‌های ± 55 درجه الیاف 90 درجه هم دچار شکست شده‌اند اما از جایی که فشار داخلی باعث شکست شده است شکل شکست در الیاف 90 درجه متفاوت است و این پارگی الیاف 90 درجه در یک نقطه مشخص متمرکزشده نیست و در جای‌جای لایه 90 پخش‌شده است همچنین در قسمت B شکل 21 شکست زمینه و در قسمتC شکست الیاف مشاهده می‌شود حال‌آنکه در ناحیه شکست الیاف ±55 درجه نشان داده‌شده در شکل 20 پارگی الیاف در عین کاملاً چسبیده بودن آن‌ها به یکدیگر انجام‌شده است و این به این معنی است که در لایه‌چینی 90 درجه ابتدا شکست زمینه و سپس شکست الیاف رخ می‌دهد که این مشاهدات کاملاً با نتایج المان محدود مطابق است و لذا همین شکست زمینه در الیاف 90 درجه همان‌طور که در نمودار موجود در شکل (16) آمده است باعث به وجود آمدن تمرکز تنش در الیاف ±55 شده و به شکست این الیاف می‌انجامد. در شکل قسمت A شکل 20 و بزرگنمایی 4 برابری همین ناحیه شکل است پارگی الیاف± 55 مشخص است از جایی که این الیاف با توجه به بارگذاری و لایه چینی موجود وظیفه تحمل نیروی محوری را دارا هستند در این ناحیه به‌صورت سرتاسری دچار شکست شده‌اند، در تحلیل المان محدود در این ناحیه تنها شکست الیاف رخ‌داده و در راستای عمود بر الیاف شکست زمینه رخ نداده است.

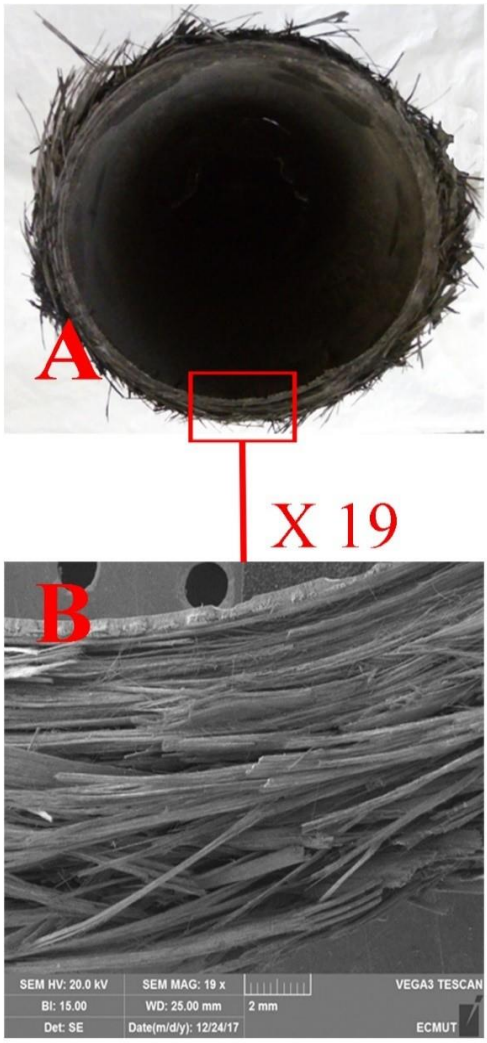
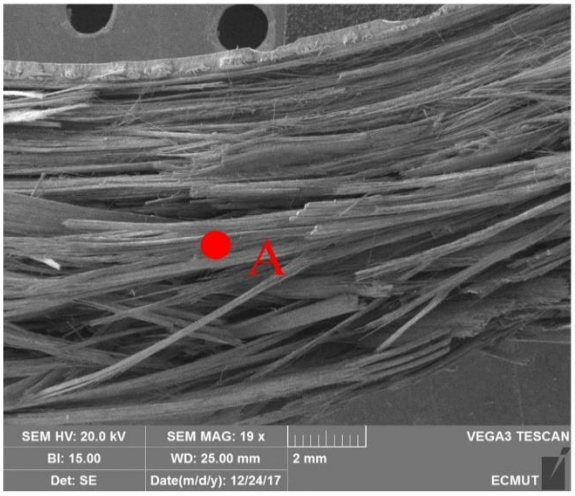
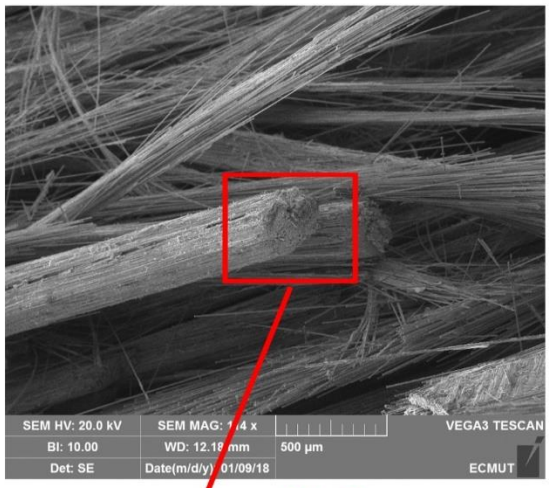


Fig. 19 A breakout image with a normal camera and B SEM image

شکل 19 A تصویر ناحیه شکست با دوربین معمولی و B تصویر SEM



X 4



X 5

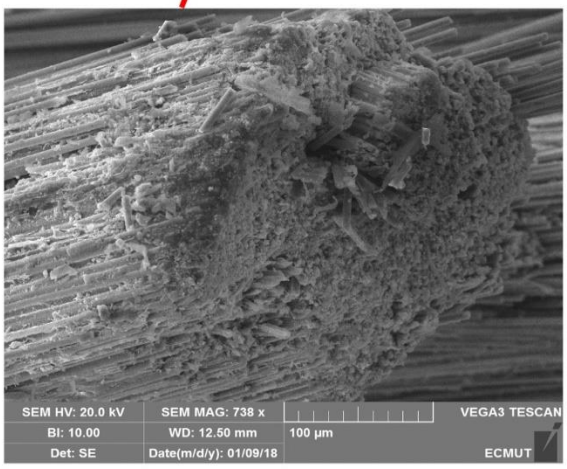
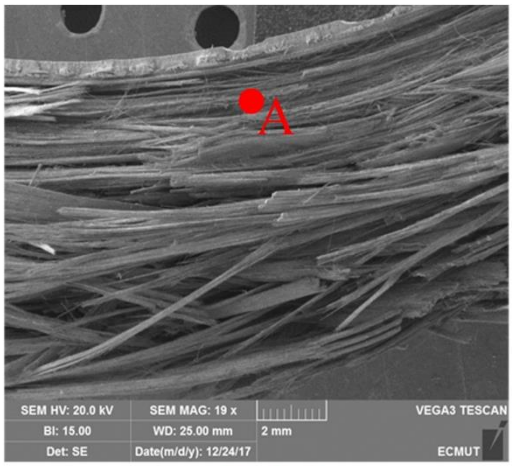
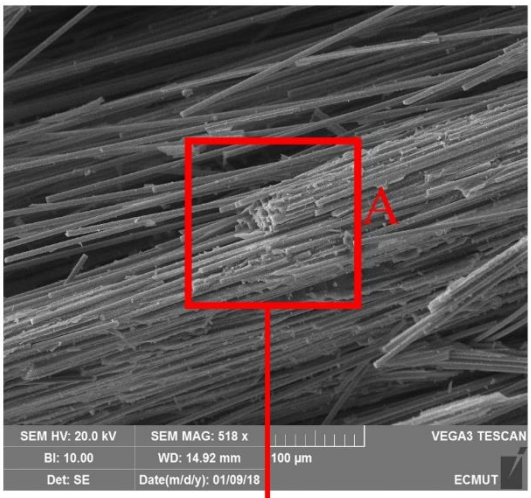


Fig. 21 SEM images of 90 ° A fiber rupture Layer 90 ° B Field breakage C Fiber shaft as shown in Figure (20) in magnification and in Part A

شکل 21 تصاویر SEM از پارگی الیاف 90 درجه A لایه 90 درجه B شکست زمینه C شکست الیاف که در شکل (20) در قسمت بزرگ‌نمایی شده و در قسمت A



X 20



X 10

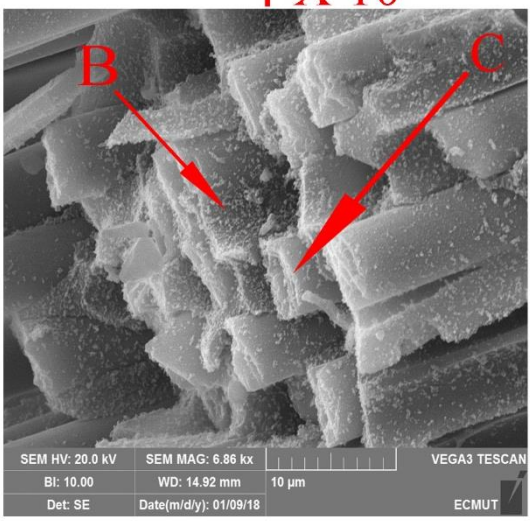


Fig. 20 SEM images of fiber rupture in ±55° porcelain layer

شکل 20 تصاویر SEM از پارگی الیاف در لایه چینی ± 55 درجه

شکل 23 این موضوع مشهود است که علیرغم پارگی الیاف دسته‌های کنار هم قرارگرفته و بخش زمینه دچار شکست نشده است، اما در لایه 90 درجه نشان داده شده در قسمت A شکل 21 و شکل 22 و همچنین قسمت B شکل 23 نیروی محوری باعث مود شکست زمینه و فشار داخلی پارگی الیاف را به وجود می‌آورد؛ اما ازآنجایی‌که در این لایه‌ها با پاره شدن الیاف از یک نقطه پیوستگی الیاف از بین می‌رود این نوع شکست در نوار تشکیل‌شده توسط لایه‌های 90 پیچیده شده پراکنده هستند. همین‌طور در شکل 23 نتایج المان محدود با تصاویر SEM مقایسه شده‌اند. در حل المان محدود نشان داده‌شده در شکل 14 مشاهده می‌شود که در انتهای استوانه فولادی و در راستای ضخامت شکست الیاف انجام‌شده است و همان‌طور که در شکل 5 لایه چینی در نوک استوانه نشان داده‌شده است در این بخش الیاف 90 درجه و ±55 درجه وجود دارد، در شکل 23 در قسمت B شکست الیاف 90 درجه در الیاف و در قسمت A شکست الیاف ±55 نشان داده‌شده است که مطابق پیش‌بینی نتایج المان محدود شکست در الیاف در 90 درجه و ±55 درجه رخ‌داده است.

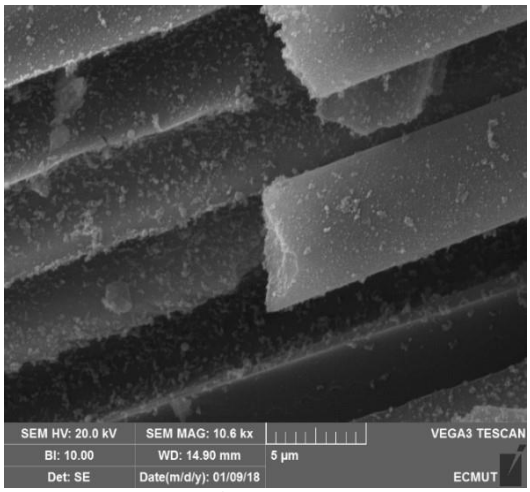
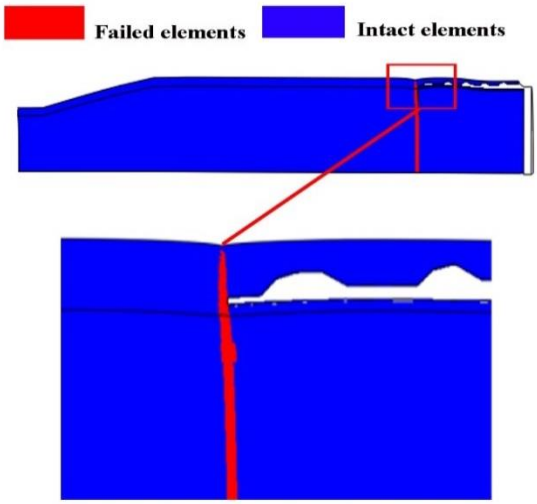


Fig. 22 Failure in 90-degree fibers

شکل 22 شکست در الیاف 90 درجه



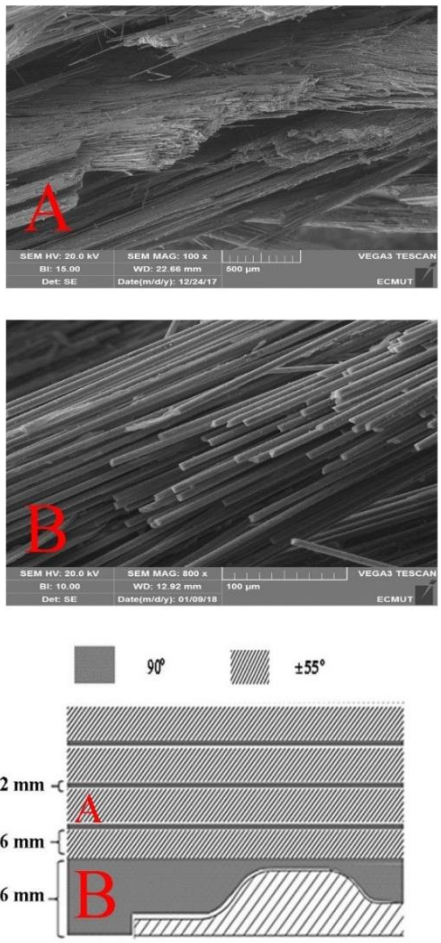


Fig. 23 Prediction of fiber failure in finite element results and fiber failure shown in SEM images

شکل 23 شکست الیاف پیش‌بینی‌شده در نتایج المان محدود و شکست الیاف نشان داده‌شده در تصاویر SEM

5- نتیجه‌گیری

در این پژوهش با استفاده از مدل‌سازی المان محدود و با معیار شروع آسیب هاشین و سپس با استفاده از آسیب پیش‌رونده شکست اتصال استوانه فولادی به کامپوزیت کربن/اپوکسی رشته پیچی شده تحت‌فشار داخلی و نیروی محوری بررسی‌شده است برای صحت‌سنجی مدل‌سازی از آزمون تجربی استفاده‌شده و ناحیه شکست با استفاده از تصاویر عکس‌برداری SEM مورد تجزیه‌وتحلیل قرارگرفته است. برخی از مهم‌ترین نتایج این مطالعه را می‌توان چنین نام برد:

الف) در اتصال استوانه فولادی به استوانه کامپوزیتی مانند استوانه کامپوزیتی کربن/اپوکسی تحت‌فشار داخلی عامل اصلی شکست در کامپوزیت تمرکز تنش در انتهای استوانه فولادی هست. عامل اصلی این تمرکز تنش اختلاف مدول زیاد فولاد با استوانه کامپوزیتی است، این اختلاف مدول تحت‌فشار داخلی باعث شده تا جابجایی شعاعی متفاوتی در استوانه فولادی و لوله کامپوزیتی داشته باشیم لذا به دلیل متصل بودن این استوانه‌ها تمرکز تنش در این ناحیه به وجود می‌آید.

ب) به‌طورمعمول برای مدل‌سازی المان محدود پوسته‌های کامپوزیتی از المان‌های پوسته‌ای مانند S4R و SC8R استفاده می‌شود که در اینجا نشان

داده شد که به دلیل تمرکز تنش، این المان‌ها خطای زیادی داشته و آسیب پیش‌رونده و شکل نهایی شکست را به‌درستی پیش‌بینی نمی‌کنند.

پ) المان‌های پیوسته سه‌بعدی مانند المان C3D8R, C3D8 با خطای 15 درصد شروع آسیب و المان‌های پیوسته مرتبه بالا مثل C3D20R وC3D20 با خطای کمتر از 8 درصد شروع آسیب را پیش‌بینی می‌کنند.

ت) نتایج مدل‌سازی المان محدود برای پیش‌بینی استحکام لوله کامپوزیتی تحت‌فشار داخلی با استفاده از معیار هاشین بسیار نزدیک به نتایج آزمون تجربی بوده و این معیار مودهای مختلف شکست را نیز به‌درستی پیش‌بینی می‌کند.

ث) تحلیل المان محدود نشانگر شکست در الیاف 90 درجه و در الیاف ± 55 درجه هست که این موضوع برخلاف آنچه به نظر می‌رسد در عکس‌های SEM تأییدشده است.

6- مراجع

[1] Xia M., Takayanagi H., and Kemmochi K. "Analysis of multi-layered filament-wound composite pipes under internal pressure," Composite Structures, 2001. 53(4): p. 483-491.

[2] Wakayama S., et al., "Evaluation of burst strength of FW-FRP composite pipes after impact using pitch-based low-modulus carbon fiber," Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2006. 37(11): p. 2002-2010.

[3] Onder A., et al., "Burst failure load of composite pressure vessels," Composite structures, 2009. 89(1): p. 159-166

[4] Kaynak C. and Mat O. "Uniaxial fatigue behavior of filament-wound glass-fiber/epoxy composite tubes," Composites Science and Technology, 2001. 61(13): p. 1833-1840.

[5] Rousseau J., Perreux D. and Verdiere N. "The influence of winding patterns on the damage behaviour of filament-wound pipes," Composites Science and Technology, 1999. 59(9): p. 1439-1449.

[6] Parashar A. and Mertiny P. "Impact of scaling on fracture strength of adhesively bonded fibre-reinforced polymer piping," Procedia Engineering, 2011. 10: p. 455-459.

[7] Das R. and Baishya N. "Failure analysis of bonded composite pipe joints subjected to internal pressure and axial loading," Procedia Engineering, 2016. 144: p. 1047-1054.

[8] Kumar S. and Khan M. "An elastic solution for adhesive stresses in multi-material cylindrical joints," International Journal of Adhesion and Adhesives, 2016. 64: p. 142-152.

[9] Sulu I.Y. and Temiz S. "Failure and stress analysis of internal pressurized composite pipes joined with sleeves," Journal of Adhesion Science and Technology, 2018. 32(8): p. 816-832.

[10] Kachanov L.M., "Time of the rupture process under creep conditions," Izy Akad. Nank SSR Otd Tech Nauk, 1958. 8: p. 26-31.

[11] Chaboche J-L., "Continuous damage mechanics—a tool to describe phenomena before crack initiation," Nuclear Engineering and Design, 1981. 64(2): p. 233-247.

[12] Murakami S., "Notion of continuum damage mechanics and its application to anisotropic creep damage theory," Journal of Engineering Materials and Technology, 1983. 105(2): p. 99-105.

[13] Ladeveze P. and Lemaitre J. "Damage effective stress in quasi unilateral conditions," in 16th International congress of theoretical and applied mechanics, Lyngby, Denmark. 1984.

[14] Matzenmiller A., Lubliner J. and Taylor R. "A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites," Mechanics of materials, 1995. 20(2): p. 125-152.

[15] Hashin Z., "Failure criteria for unidirectional fiber composites," Journal of applied mechanics, 1980. 47(2): p. 329-334.

[16] Maimí P., et al., "A thermodynamically consistent damage model for advanced composites," 2006.

[17] Ochoa O.O. and Engblom J.J. "Analysis of progressive failure in composites," Composites Science and Technology, 1987. 28(2): p. 87-102.

[18] Gotsis P., Chamis C. and Minnetyan L. "Application of progressive fracture analysis for predicting failure envelopes and stress-strain behaviors of composite laminates," a comparison with experimental results, in Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites. 2004, Elsevier. p. 703-725.

[19] Tang X., et al., "Progressive failure analysis of 2× 2 braided composites exhibiting multiscale heterogeneity," Composites Science and Technology, 2006. 66(14): p. 2580-2590.

[20] Chapelle D. and Perreux D. "Optimal design of a Type 3 hydrogen vessel: Part I–Analytic modelling of the cylindrical section," International Journal of Hydrogen Energy, 2006. 31(5): p. 627-638.

[21] Cohen D., "Influence of filament winding parameters on composite vessel quality and strength," Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 1997. 28(12): p. 1035-1047.

[22] Cohen D., Mantell S.C. and Zhao L. "the effect of fiber volume fraction on filament wound composite pressure vessel strength," Composites Part B: Engineering, 2001. 32(5): p. 413-429.

[23] Perreux D., Robinet P. and Chapelle D. "The effect of internal stress on the identification of the mechanical behaviour of composite pipes," Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2006. 37(4): p. 630-635.

[24] Ferry L., et al., "Interaction between plasticity and damage in the behaviour of [+ φ, − φ] n fibre reinforced composite pipes in biaxial loading (internal pressure and tension)," Composites Part B: Engineering, 1998. 29(6): p. 715-723.

[25] Liu P.F. and Zheng J. "Progressive failure analysis of carbon fiber/epoxy composite laminates using continuum damage mechanics," Materials Science and Engineering: A, 2008. 485(1-2): p. 711-717.

[26] Xu P., Zheng J. and Liu P. "Finite element analysis of burst pressure of composite hydrogen storage vessels," Materials & Design, 2009. 30(7): p. 2295-2301.

[27] Doh Y. and Hong C. "Progressive failure analysis for filament wound pressure vessel," Journal of reinforced plastics and composites, 1995. 14(12): p. 1278-1306.

[28] Tzeng J.T. "Dynamic fracture of composite overwrap cylinders," Journal of reinforced plastics and composites, 2000. 19(1): p. 2-14.

[29] Minnetyan L., Gotsis P.K. and Chamis C.C. "Progressive damage and fracture of unstiffened and stiffened composite pressure vessels," Journal of reinforced plastics and composites, 1997. 16(18): p. 1711-1724.

[30] Lapczyk I. and Hurtado J.A. "Progressive damage modeling in fiber-reinforced materials," Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2007. 38(11): p. 2333-2341.

[31] Liu P., et al., "Numerical simulation and optimal design for composite high-pressure hydrogen storage vessel," A review. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2012. 16(4): p. 1817-1827.