



نشریه علمی پژوهشی  
**کامپوزیت**  
علوم و فناوری  
<http://jstc.iust.ac.ir>



## تشخیص عیوب مختلف در کامپوزیت لایه‌ای پایه پلیمری تقویت شده با الیاف کربن تحت کشش با تحلیل ارتعاش

محمد آزادی<sup>1\*</sup>، نظام‌الدین رئیسی<sup>2</sup>، سید اشکان موسویان<sup>3</sup>، میثم شکوری<sup>4</sup>

- 1- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان  
2- کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه سمنان، سمنان  
3- کارشناس، شرکت تحقیق، طراحی و تولید موتور ایران خودرو (ایپکو)، تهران  
4- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه سمنان، سمنان  
\* سمنان، صندوق پستی 35131-19111، [m\\_azadi@semnan.ac.ir](mailto:m_azadi@semnan.ac.ir)

چکیده	اطلاعات مقاله
در این مقاله، عیوب مختلف در کامپوزیت لایه‌ای پایه پلیمری تقویت شده با الیاف کربن تحت بارگذاری کششی، با استفاده از تحلیل ارتعاش، تشخیص داده شده است. لذا از آزمون کشش بر روی نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی سوراخ‌دار، براساس استاندارد ASTM-D5766، استفاده شده است. حسگرهای شتاب‌سنج، بر روی نمونه‌های فوق، نصب شده و سیگنال‌های ارتعاشی، داده برداری شده‌اند. داده‌های تجربی مربوطه به نمونه‌های رزین خالص و الیاف خالص از روش تبدیل فوریه سریع و سیگنال‌های مربوط به نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی سوراخ‌دار، از روش تبدیل بسته موجک تحلیل گردید. در انتها نشان داده شد که تحلیل ارتعاش می‌تواند ابزار مناسبی برای تشخیص سه نوع عیب مانند شکست الیاف، ترک ماتریسی و سایر خرابی‌ها در کامپوزیت‌ها باشد. بر این اساس، بیشترین درصد مکانیزم خرابی در نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی، مربوط به خرابی‌های جدایش الیاف از ماتریس، تورق و بیرون زدگی الیاف از ماتریس شد. این نتایج، مطابقت مناسبی با تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی نیز داشت.	دریافت: 97/8/20 پذیرش: 97/10/2 <b>کلیدواژگان:</b> تشخیص عیوب کامپوزیت لایه‌ای الیاف کربنی بارگذاری کششی تحلیل ارتعاش تبدیل موجک میکروسکوپ الکترونی روبشی

## Detection of different defects in carbon fiber reinforced polymer matrix laminated composite under tension by vibration analysis

Mohammad Azadi<sup>1\*</sup>, Nezamoddin Raeisi<sup>2</sup>, Seyed Ashkan Moosavian<sup>3</sup>, Meysam Shakouri<sup>2</sup>

- 1- Faculty of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran  
2- Faculty of Aerospace Engineering, Semnan University, Semnan, Iran  
3- Engine Tests and Validation Department, Irankhodro Powertrain Company, Tehran, Iran  
\* P.O.B. 35131-19111, Semnan, Iran, [m\\_azadi@semnan.ac.ir](mailto:m_azadi@semnan.ac.ir)

### Keywords

Defects detection  
Carbon fiber laminated composite  
Tensile loading  
Vibration analysis  
Wavelet transform  
Scanning electron microscopy

### Abstract

Nowadays, polymer matrix composites have been widely utilized in aerospace industries. Then, failures are so important for designers to prevent during the service lifetime of the mechanical structure. Therefore, engineers tend to use different methods, in order to detect defects, before any sudden ruptures. Such these non-destructive approaches can be mentioned as the acoustic emission method, the vibration analysis, etc. To find a proper method with low costs and facilities are also important for engineers. In this article, different defects in the carbon fiber reinforced polymer matrix laminated composite under tensile loading have been detected by the vibration analysis. For this objective, the tensile test on open-hole composite standard specimens was performed based on the ASTM-D5766 standard. The tensile loading was considered as 2 mm/min, based on the mentioned standard. Acceleration sensors was installed on standard specimens and vibration signals were acquired during tensile loading. In order to detect different defects, in addition to composite standard samples, pure resin and pure fiber specimens were also tested under tensile loading. Signals for pure resin and pure fiber samples were analyzed by the Fourier transform method and signals for open-hole composite standard specimens were analyzed by the wavelet transform approach. Obtained results from the signal analysis showed that the vibration analysis could be a proper method to detect three types of defects in the carbon fiber reinforced polymer matrix laminated composite, including the fiber breakage, matrix cracking and other failures. These other failures were debonding, the delamination and the pull-out. Then also, the maximum percentage of failure mechanisms in the open-hole composite standard samples was due to debonding of fibers from the matrix, the delamination and the pull-out failure. Such these results had an agreement with images from the scanning electron microscopy, which obtained from the fracture surface of standard specimens, after tensile testing.

### Please cite this article using:

Azadi, M. Raeisi, N. Moosavian, S.A. and Shakouri, M., "Detection of Different Defects in Carbon Fiber Reinforced Polymer Matrix Laminated Composite under Tension by Vibration Analysis", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 6, No. 3, pp. 373-384, 2019.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

## 1-مقدمه

در سال‌های اخیر استفاده از مواد کامپوزیتی پلیمری در سازه‌های هوافضایی روند افزایشی چشمگیری داشته است؛ بطوری که در اکثر هواپیماهای تجاری و نظامی و دیگر سازه‌های هوافضایی، از این مواد استفاده می‌شود. این مواد در صنایع هوافضا، به دلیل داشتن نسبت استحکام به وزن بالا بسیار پرکاربرد هستند. پایش سلامت سازه‌ها همواره بخشی مهم از فرآیند تعمیر و نگهداری سازه‌های هوایی است. روش‌ها و ابزارهای مختلفی برای پایش سازه‌های کامپوزیتی وجود دارد. برای تمامی سازه‌ها و ماشین‌آلات اعم از استاتیکی و دوار، از روش آزمون‌های غیرمخرب و پایش وضعیت، به منظور تشخیص عیوب آنها استفاده می‌شود. از جمله این روش‌ها، تحلیل ارتعاش، انتشار صوت و غیره می‌باشد [1,2]. ساز و کارهای کلی خرابی در کامپوزیت‌ها به چهار دسته ترک ماتریسی، شکست الیاف، جدایی الیاف از ماتریس و جدایش بین لایه‌ای تقسیم می‌شود [3].

تحقیقاتی در زمینه پایش سلامت کامپوزیت‌ها با روش تحلیل ارتعاش صورت پذیرفته است که در ادامه، به برخی از آنها پرداخته می‌شود. معدولیت و همکاران [4]، پاسخ غیرخطی نانوکامپوزیت‌های گرافنی نسبت به تشدید هارمونیک را بررسی کردند. آنها روابط دینامیکی مواد نانوکامپوزیتی که در آن اثرات هم‌زمان غیرخطی‌های هندسی و میرایی انرژی ناشی از محیط ویسکوالاستیک خارجی و میرایی داخلی در نظر گرفته شده است را ارائه کردند. آشوری و همکاران [5]، افزایش پایداری به نوبز در شناسایی پارامترهای عیب تورق در صفحات کامپوزیتی با استفاده از روش هیبریدی را بررسی کردند. آنها در این فعالیت به مقایسه پایداری نسبت به نوبز در دو روش بروزرسانی کلاسیک و روش هیبریدی مبتنی بر ویولت و بروزرسانی پرداختند. نمونه مورد بررسی آنها مدل المان محدود صفحه کامپوزیتی چند لایه با عیب تورق بود.

تقی‌پور و همکاران [6]، نتایج تجربی، عددی و تحلیلی جذب انرژی در پدیده نفوذ با سرعت بالا روی اهداف کامپوزیتی را مورد بررسی قرار دادند. آنها با ارائه مدلی مکانیزم‌های جذب انرژی و مقایسه آن با انرژی کل گلوله در هنگام برخورد، توانایی یا عدم توانایی خروج گلوله از هدف را بررسی نموده، و انرژی باقیمانده در هنگام خروج گلوله از هدف را پیش بینی کردند. آنها در نهایت نتایج این مدل با نتایج تحلیل المان محدود انجام گرفته با نرم افزار انسیس ماژول ال اس داینا را مقایسه کردند. اکبری شاه خسروی و همکاران [7]، در پژوهشی، با استفاده از روش‌های انتشار صوت و المان محدود، مکانیزم‌های مختلف خرابی در نمونه‌های سوراخ‌دار شیشه/اپوکسی تحت بارگذاری کششی را بررسی کردند. آنها به کمک تبدیل موجک، مکانیزم‌های مختلف خرابی در نمونه‌های سوراخ‌دار شیشه/اپوکسی تحت بارگذاری کششی را شناسایی و مقدار کمی آنها را تعیین نمودند و رد آنها از روش المان محدود به منظور صحت‌سنجی نتایج تبدیل موجک استفاده کردند.

کاولی و آدامز<sup>1</sup> [8]، به ارزیابی سلامت سازه‌های کامپوزیتی پایه پلیمری با استفاده از روش تحلیل ارتعاش پرداختند. روش آنها شامل اندازه‌گیری تغییرات در فرکانس‌های طبیعی می‌شد که می‌توانست به وسیله ایجاد نقص در یک نقطه از سازه، برای کشف، تعیین مکان و بطور کلی برای معین کردن آسیب انجام شود. سالزانو<sup>2</sup> و همکاران [9]، توسعه حسگرهای کرنشی جاسازی شده برای سازه‌های کامپوزیتی را بررسی کردند. حسگرهای مورد بررسی آنها

بصورت همیشگی در سازه نصب شده و می‌توانند در طول زمان سرویس‌دهی، سازه را بصورت دائم و همزمان که بارگذاری و ارتعاش زیاد می‌شود و زمانی که آسیب اتفاق می‌افتد، پایش کنند. یان و یام<sup>3</sup> [10]، کشف ترک در ورق‌های کامپوزیتی با استفاده از حسگرهای پیزوالکتریک نصب شده در داخل قطعات با استفاده از تحلیل موجک را بررسی کردند. تحلیل آنها براساس تغییرات انرژی حاصل از تجزیه و تحلیل سیگنال‌های دریافتی با تبدیل موجک بود. آنها بیان کردند که این روش بسیار بیشتر از سایر روش‌ها تأثیرگذار است و می‌تواند ترک‌های به شدت کوچک را در ورق‌های کامپوزیتی بیابد. نتایج آنها نشان داد کوچکترین اندازه ترک قابل کشف، ممکن است به عرض 0.1 میلی‌متر و طول 2.3 میلی‌متر برسد و ناحیه‌ای که شامل این ترک می‌شود، فقط 0.06 درصد از مساحت کلی ورق را دربرمی‌گیرد.

وایت<sup>4</sup> و همکاران [11]، به بررسی کامپوزیت‌های سرامیک- پلیمر برای حسگرهای ارتعاشی پرداختند. این حسگرها می‌توانند به عنوان یک لایه نازک حسگر کرنشی برای پایش ارتعاشی سازه‌ها استفاده شوند. کس<sup>5</sup> و همکاران [12]، به تعیین آسیب ضربه در کامپوزیت شیشه S2 پوسته موشک با استفاده از روش‌های مکمل ارتعاش و رشد موج پرداختند. آنها با روش ترکیبی برپایه ارتعاش و برپایه رشد موج، شناسایی، مکان‌یابی و تعیین آسیب محفظه‌های کامپوزیتی ساخته شده با روش رشته پیچی الیاف را بررسی کردند. روی و چاکرابورتی<sup>6</sup> [13]، با استفاده از حسگرها و محرک‌های پیزوالکتریک بر پایه الگوریتم ژنتیک و تجزیه و تحلیل اجزای محدود، طراحی بهینه برای کنترل ارتعاشی پوسته‌های کامپوزیتی را بررسی کردند. تاکور<sup>7</sup> و همکاران [14]، از حسگرهای قطبی فیبر نوری جاسازی شده برای بررسی سلامت سازه کامپوزیتی استفاده کردند. آنها بیان کردند که این یک روش جدید و جذاب است زیرا امکان طراحی حسگر ارتعاشی که خیلی حساس به ارتعاش و در عین حال غیرحساس به دما است، را فراهم می‌کند.

لاخدار<sup>8</sup> و همکاران [15]، با استفاده از تحلیل ارتعاش، آسیب در سازه کامپوزیتی را کشف کردند. آنها هدف اصلی از تحقیق خود را بهره‌برداری از پاسخ دینامیکی سازه برای شناسایی آسیب بیان کردند. ضمناً آنها برای نشان دادن اثربخشی این روش، نتایج تجربی خود را با نتایجی که از مدل‌های عددی بدست آمده بود، مقایسه کردند. هوانگ<sup>9</sup> و همکاران [16]، چندلایه‌های کامپوزیتی با استفاده از کنترل فعال ارتعاشی درحالی‌که قسمتی از محرک حسگر جدا شده بود، را بررسی کردند. آنها بیان کردند جدا شدن محرک، قابلیت انتقال صدا، خصوصیات دینامیکی و مشخصات کنترل ارتعاش آن را کم می‌کند. آنها آزمون خود را روی یک کامپوزیت 16 لایه با محرک سالم و یک محرک که بصورت جزئی جدا شده بود، انجام دادند. نتایج آنها نشان داد با افزایش جدایش محرک، قدرت کنترل کامپوزیت با استفاده از حسگرهای ارتعاشی کاهش می‌یابد. از آنجایی‌که جدایش محرک از سازه کامپوزیتی در حین کارکرد آن ممکن است اتفاق بیفتد، بنابراین نتایج نشان می‌دهد که جدایش باید به عنوان یک مولفه عدم قطعیت، در طراحی کنترل‌کننده‌های فعال، در نظر گرفته شود. سانتوس<sup>10</sup> و همکاران [17]، آسیب در پره‌های کامپوزیتی ملخ بالگرد را با استفاده از روشی که براساس تحلیل ارتعاش استوار بود، کشف کردند. آنها برای آزمون خود از یک پره کامپوزیتی بالگرد در مقیاس اصلی استفاده کردند. روش‌های کشف آسیبی که آنها استفاده کردند شامل روش معیار

<sup>6</sup> Roy and Chakraborty

<sup>7</sup> Thakur

<sup>8</sup> Lakhdar

<sup>9</sup> Huang

<sup>10</sup> Santos

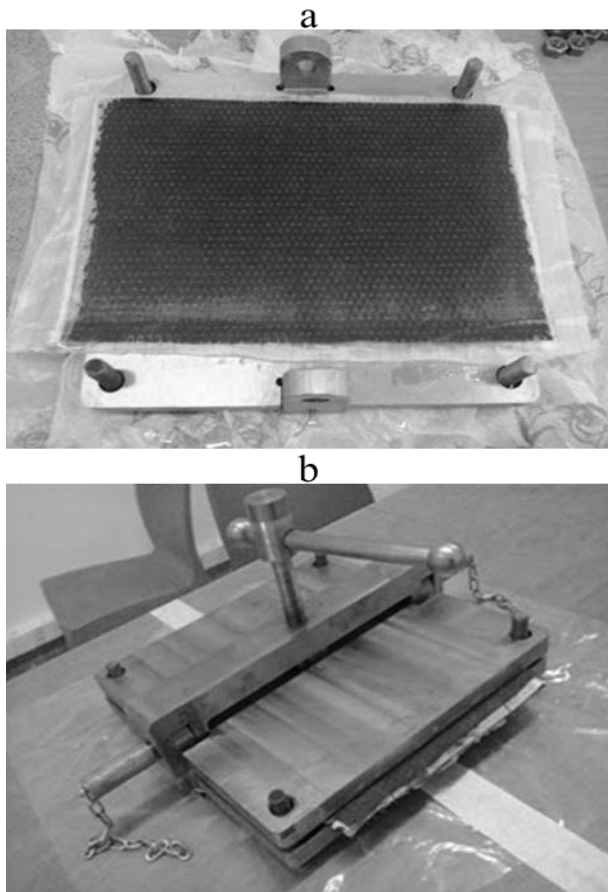
<sup>1</sup> Cawley and Adams

<sup>2</sup> Salzano

<sup>3</sup> Yan and Yam

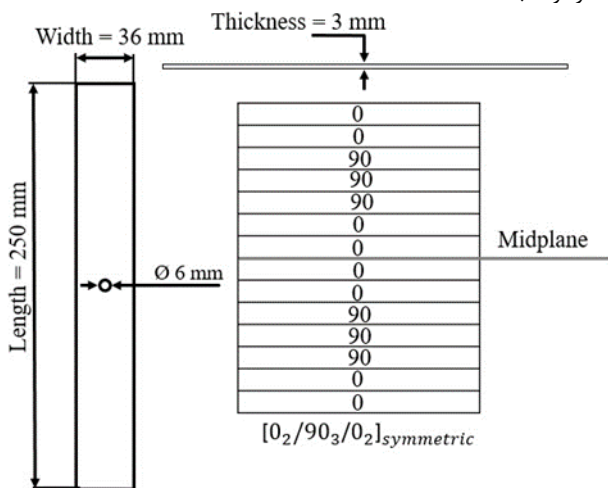
<sup>4</sup> White

<sup>5</sup> Kess



**Fig. 1** The composite, (a) laminated from carbon and epoxy, (b) under the pressure in the mold

شکل 1 (الف) کامپوزیت لایه‌چینی شده از کربن و اپوکسی و (ب) کامپوزیت تحت فشار در قالب



**Fig. 2** The schematic of layers and dimensions of the composite standard test specimen

شکل 2 شماتیک لایه‌چینی و ابعاد نمونه‌های کامپوزیتی استاندارد آزمون

تضمین مودال و روش انرژی کرنش مودال بود. این روش‌ها به ترتیب براساس مقایسه موده‌های ارتعاش و مقایسه انرژی کرنشی مودال یک تیر است. آرنی و همکاران [18]، نانو و میکرو ساندویچ‌های کامپوزیتی را با استفاده از تحلیل ارتعاش ویسکوالاستیک با حسگر و محرک انجام دادند. هسته ورق ساندویچی میکروسکوپی آنها یک ویسکوالاستیک پلیمری سه لایه کامپوزیتی تقویت شده با نانوالیاف بود. ساپرا<sup>1</sup> و همکاران [19]، تیر یکسر گیردار را با استفاده از حسگرهای کرنشی نانو لوله کربن اپوکسی و محرک پیزوالکتریک تحت کنترل ارتعاشی قرار دادند. آنها بیان کردند که بخاطر ضرایب مختلف انبساط حرارتی حسگرهای نانولوله کربن و اپوکسی، مقاومت حسگر کرنشی بر پایه نانولوله کربن اپوکسی بصورت غیرخطی با تغییر دما تغییر می‌کند. ژو<sup>2</sup> و همکاران [20]، کشف آسیب در مواد کامپوزیتی تحت بارهای فرکانس پایین را با استفاده از حسگرهای فیبر نوری، بصورت تجربی بررسی کردند. آنها به مقایسه تحلیل ارتعاش دو نوع مختلف تیر آسیب دیده و آسیب ندیده که حسگرهای ارتعاشی در آنها جاسازی شده بود، پرداختند. حسگرهای آنها مولفه‌هایی را که می‌توانستند محل آسیب و درجه آن را بازتاب دهند، اندازه‌گیری کردند. آنها سپس در مقایسه با نتایج تئوری و نتایج تحلیل با نرم‌افزار انسیس و با استفاده از تحلیل انحراف کرنش، امکان سنجی و طیف وسیعی از روش‌ها با استفاده از حسگرهای فیبر نوری برای پایش آسیب در نمونه‌های کامپوزیتی را صحنه‌گذاری کردند. لوتاس و بوریکاس<sup>3</sup> [21]، پایش سلامت سازه‌های کامپوزیتی براساس تحلیل ارتعاش را با استفاده از جانمایی بهینه حسگرهای کرنشی بررسی کردند. آنها برای تحلیل خود از معیار همگرایی ماتریس اطلاعات فیشر استفاده کردند. آشوری و همکاران [22]، با استفاده از انتخاب معیار بهینه موجک، آسیب در ورق‌های کامپوزیتی را شناسایی کردند. آنها در تحقیق خود یک روش مناسب برای افزایش حساسیت تبدیل موجک برای تشخیص آسیب پیشنهاد دادند.

در مقایسه با پیشینه تحقیق، نوآوری‌های این تحقیق را می‌توان به چند مورد تقسیم‌بندی کرد که شامل، استفاده از الیاف کربن (در اکثر مقالات الیاف شیشه بررسی شده است)، لایه‌چینی متفاوت نسبت به سایر پژوهش‌ها و در انتها، استفاده از روش تحلیل ارتعاش در تشخیص مکانیزم‌های خرابی می‌باشد. لذا در این مقاله، به مطالعه تشخیص مکانیزم‌های خرابی در کامپوزیت‌های لایه‌ای تقویت شده با الیاف کربن، با استفاده از تحلیل ارتعاش پرداخته شده است و سپس، درصد هر یک از انواع خرابی‌ها، با استفاده از تبدیل بسته موجک بدست آمده و با مشاهدات میکروسکوپی مقایسه شده است.

## 2- روش تحقیق

### 1-2- مواد مورد مطالعه

همه نمونه‌های استاندارد آزمون سوراخ‌دار کامپوزیتی، مطابق با استاندارد ASTM-D5766 [23]، از پارچه با الیاف کربن تک‌جهته<sup>4</sup> تولیدی توسط شرکت سیکا (Sika-Wrap-230C)، با چگالی 1.76 گرم بر سانتیمتر مکعب و رزین اپوکسی تولیدی شرکت سیکا (CR-80) ساخته شده است. جهت سفت شدن رزین از سفت‌کننده نوع CH-80-2 استفاده شده است که با نسبت وزنی 30 درصد، با رزین ترکیب می‌شود.

<sup>1</sup> Sapra  
<sup>2</sup> Zhu

<sup>3</sup> Loutas and Bourikas  
<sup>4</sup> Unidirectional woven carbon fibers

ذکر این نکته حائز اهمیت است که دلیل استفاده از سوراخ در نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی، کاربرد قطعات سورراخدار کامپوزیتی در صنایع هوافضا است و دلیل دیگر، کنترل محل ایجاد شکست است. به عبارت دیگر، رخداد خرابی‌ها باید به گونه‌ای باشد که حسگرها در نزدیکترین مکان نسبت به رخداد خرابی‌ها باشند.

برای بررسی خرابی‌های ایجاد شده در نمونه‌های استاندارد با روش تحلیل ارتعاش، ابتدا باید مشخصات سیگنال‌های ارتعاشی مربوط به هر یک از انواع خرابی‌ها مشخص شود. برای این منظور نمونه‌هایی از رزین خالص و الیاف خالص ساخته شد. برای ساخت نمونه‌های رزین خالص، بعد از اضافه کردن سفت‌کننده به رزین، مخلوط هر دو، درون قالب ریخته شده و پس از یک هفته از قالب خارج شدند. برای ساخت نمونه‌های الیاف خالص نیز، از یک لایه پارچه الیاف کربن که ضخامت آن همانگونه که گفته شد، برابر 0.13 میلی‌متر می‌باشد، به عرض 20 میلی‌متر و طول 150 میلی‌متر بریده شده و به تب‌های آلومینیومی چسبانده شد. روش ساخت نمونه‌های الیاف خالص بدین صورت بود که در دو طرف پارچه‌ها، از دو صفحه آلومینیومی نازک، به دلیل آنکه بتوان حسگر را چسباند و سیگنال دریافت کرد، استفاده شد. این دو صفحه با استفاده از چسب ENDFEST-300 که دارای استقامت بالایی است، به نمونه‌های الیاف خالص چسبانده شد. شکل 5، نمایی از نمونه‌های رزین خالص و الیاف خالص را نشان می‌دهد.

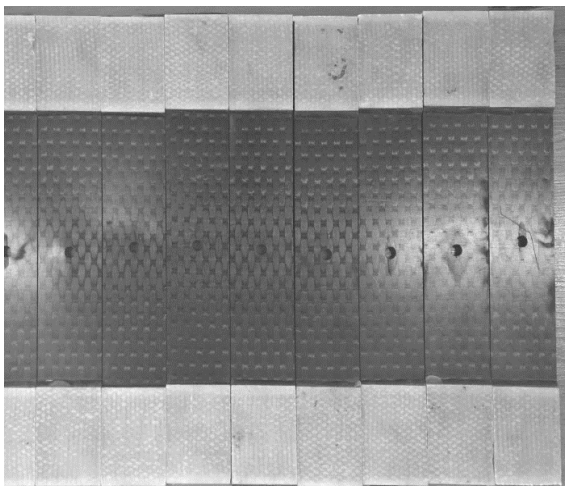


Fig. 4 Composite test specimens after the water-jet process

شکل 4 نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی پس از فرایند واترجت

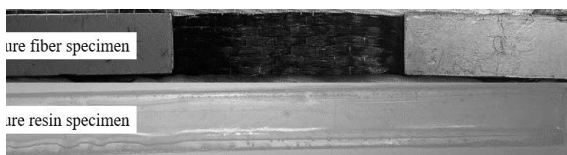


Fig. 5 Specimens of the pure resin and the pure fiber

شکل 5 نمونه‌های رزین خالص و الیاف خالص

## 2-2- آزمون‌ها و تجهیزات

برای بارگذاری کششی نمونه‌های استاندارد، از دستگاه کشش مدل STM-150، ساخت شرکت سننام، با ظرفیت 15 تن و با قابلیت تنظیم بارگذاری در محدوده 0.1 تا 500 میلی‌متر بر دقیقه استفاده شد. ابتدا جهت استخراج فرکانس شکست غالب نمونه‌های خالص، نمونه‌های رزین خالص و الیاف خالص،

ضخامت هر لایه از پارچه‌های تک‌جهته برابر 0.13 میلی‌متر می‌باشد که پس از ساخت نمونه‌ها و ترکیب با رزین، ضخامت هر لایه برابر حدودا 0.22 میلی‌متر می‌شود. پس از لایه‌گذاری، به منظور بهبود کیفیت قطعات تولیدی و کنترل درصد حجمی رزین و الیاف و همچنین کنترل ضخامت نهایی، لایه‌ها توسط دو صفحه فولادی صیقل داده شده، که در شکل 1 آمده است، پرس شده و در دمای اتاق برای مدتی نگه داشته شده‌اند. صفحات کامپوزیتی تولید شده پس از 24 ساعت، از قالب خارج شده و به مدت یک هفته در هوای آزاد قرار گرفت. شایان ذکر است که در ابتدا، این صفحات کامپوزیتی با ابعاد 250 سانتیمتر عرض و 350 سانتیمتر طول، بصورت متقارن و با استفاده از روش لایه‌چینی دستی «02/903/02» ساخته شده است. طول، عرض و ضخامت نمونه‌های کامپوزیتی سورراخدار به ترتیب برابر 250، 36 و 3 میلی‌متر شد. این سورراخ مطابق با استاندارد ASTM-D5766 [18]، روی نمونه استاندارد تعبیه شده است. شکل 2، شماتیک لایه‌چینی و ابعاد نمونه‌های استاندارد آزمون را نمایش می‌دهد. شایان ذکر است که در ساخت کامپوزیت‌ها، از الیاف با زوایای صفر و 90 درجه استفاده شده است و از الیاف با زوایای دیگر همچون 45 درجه استفاده نشده است. دلیل این امر آن است که در صورت وجود الیاف با چنین زوایایی، پدیده تورق مطرح می‌شود و لذا تشخیص چنین عیبی و جدا کردن فرکانس آن، کار دشواری است [24]. ضمنا مطابق با استاندارد ASTM-D5766 [23]، حداقل دو زاویه برای ساخت نمونه استاندارد توصیه شده است که در این مقاله، زوایای صفر و نود درجه انتخاب گردیده است.

در ادامه با استفاده از فرایند واترجت، هرکدام از نمونه‌ها از صفحه ساخته شده طبق استاندارد ASTM-D5766 [23]، با اندازه مشخص، برش داده شده و سپس سوراخی به قطر 6 میلی‌متر در مرکز نمونه‌ها ایجاد شده است. شکل 3، عملیات برش کاری و سوراخ کاری با فرایند واترجت را نمایش می‌دهد. استفاده از فرایند واترجت با توجه به پژوهش‌های پیشین استفاده شد [1, 2, 24].

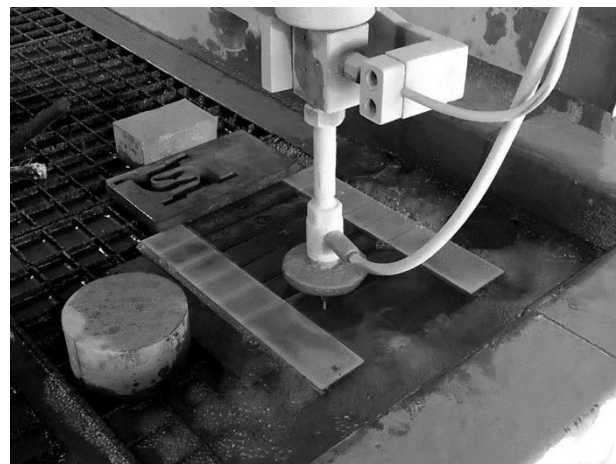


Fig. 3 Cutting the composite panel using the water-jet process

شکل 3 برش کاری پنل کامپوزیتی با استفاده از فرایند واترجت

طبق استاندارد ASTM-D5766 [23]، طول نمونه باید در بازه 200 تا 300 میلی‌متر و عرض نمونه، 36 میلی‌متر باشد. سوراخ نیز باید در مرکز قطعه و با نسبت عرض به قطر 6 قرار گیرد. شکل 4، نمونه‌های کامپوزیتی سورراخدار را پس از برش با فرایند واترجت، در ابعاد استاندارد نشان می‌دهد.

همچنین در شکل 7، تصویر نمونه سوراخدار در دستگاه کشش و موقعیت حسگر نشان داده شده است. به واسطه کشش نمونه‌ها توسط دستگاه، شکست الیاف و رزین اتفاق افتاده و باعث جابجایی‌هایی شده است که توسط حسگر ثبت شده‌اند. شایان ذکر است که در تحلیل‌ها، از اثر وزن حسگر که حدود 5 درصد وزن نمونه‌های استاندارد است، بر نتایج بدست آمده، صرف نظر شده است.

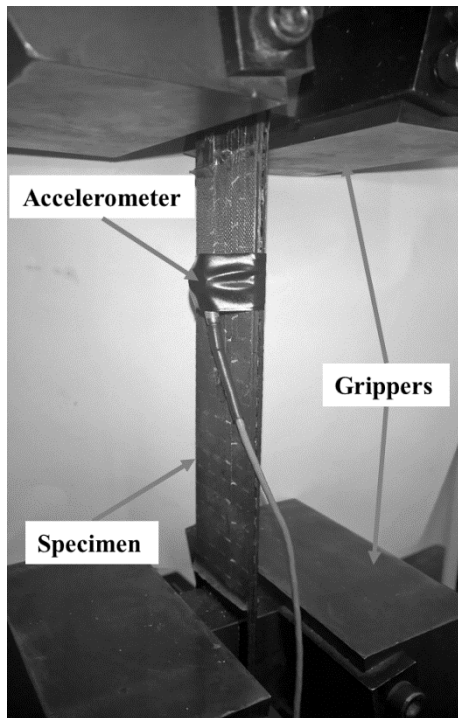


Fig. 7 Equipments of tensile testing on composite open-hole specimens

شکل 7 تجهیزات مربوط به آزمون کشش نمونه‌های کامپوزیتی سوراخدار

### 2-3- پردازش سیگنال

برای پردازش سیگنال‌های ارتعاشی در شناسایی و تشخیص مکانیزم‌های خرابی در نمونه‌های استاندارد آزمون، از روش‌های گوناگونی استفاده می‌شود که در این مقاله از روش تبدیل فوریه سریع برای تحلیل سیگنال‌های رزین خالص و الیاف خالص و از روش تبدیل بسته موجک برای تحلیل و جداسازی سیگنال-نمونه‌های رزین خالص و الیاف خالص، فقط یک نوع خرابی رخ می‌دهد و روش تبدیل فوریه، برای محاسبه فرکانس خرابی، کافی است. اما در نمونه‌های کامپوزیتی، چون چندین نوع خرابی ممکن است رخ بدهد، از روش تبدیل بسته موجک استفاده شده تا بتوان محدوده فرکانسی هر یک از خرابی‌ها را از یکدیگر جدا نمود.

تبدیل فوریه گسسته [25]، سیگنال مورد نظر را زمانی می‌تواند از فضای زمانی به فضای فرکانسی انتقال دهد که تابع آنها دارای نمونه‌برداری در فضای زمانی انجام شده باشد و فواصل زمانی آن نیز یکسان باشد. تابع  $g_b$  را زمانی می‌توان یک سری، بصورت رابطه (1) نوشت که بتوان مقادیر نمونه‌ها را با  $g_b$  و تعداد این نمونه‌ها را با  $N$  و شماره آنها را که از صفر تا  $N - 1$  تغییر می‌کند، با  $b$ ، نشان داد.

تحت بارگذاری کششی قرار گرفت. این فرکانس‌ها در تخمین میزان هر خرابی، در نمونه کامپوزیتی کاربرد دارند. نمونه‌های رزین خالص و الیاف خالص، تحت بارگذاری کششی با نرخ بارگذاری 2 میلی‌متر بر دقیقه، طبق استاندارد ASTM-D5766، قرار گرفت. برای تکرارپذیری آزمون از این نمونه‌ها، 2 بار آزمون انجام شد. در ادامه، نمونه‌های کامپوزیتی سوراخدار تحت بارگذاری کششی با نرخ بارگذاری 2 میلی‌متر بر دقیقه، مطابق با استاندارد ASTM-D5766، با 2 تکرار، قرار گرفت. ضمناً در همه بارگذاری‌ها، یک عدد حسگر شتاب سنج روی نمونه نصب شده بود که در ادامه، توضیحات بیشتری ذکر خواهد شد.

برای تصویربرداری از مکانیزم‌های خرابی نیز، از دستگاه میکروسکوپ الکترونی روبشی، مدل XL30 ساخت شرکت فیلیپس، استفاده شد. اساس کار این دستگاه برای تصویربرداری، رسانا بودن سطح مورد نظر برای تصویربرداری است. لذا برای رسانا کردن سطح شکست نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی، سطح آنها در مقیاس نانومتری، با نقره پوشش‌دهی و سپس نمونه‌های فوق، در محفظه میکروسکوپ، تحت خلا قرار گرفته و تصویربرداری انجام شد.

برای ثبت داده‌های ارتعاشی حاصل از بارگذاری نمونه‌های استاندارد آزمون، از یک حسگر شتاب‌سنج مدل 357B11 ساخت شرکت PCB استفاده شد. حسگر با استفاده از گریس نسوز و چسب نواری روی سطح نمونه‌های استاندارد آزمون چسبانده شد. بدین ترتیب، حسگرها در حین اجرای آزمون، از نمونه استاندارد جدا نخواهند شد. نرخ داده‌برداری برابر 50 کیلوهرتز و با حساسیت تقویت‌کننده برای رزین خالص برابر با  $31.6 \text{ mV/ms}^{-2}$  و برای نمونه‌های الیاف خالص و نمونه‌های سوراخدار کامپوزیتی برابر با  $100 \text{ mV/ms}^{-2}$  در نظر گرفته شد. شایان ذکر است که برای تقویت سیگنال‌های ورودی از حسگرهای ارتعاشی، از یک دستگاه تقویت‌کننده شارژ مدل C-2692 ساخت شرکت B&K استفاده شد. شکل 6، حسگر شتاب‌سنج و تقویت‌کننده را نشان می‌دهد. مشخصات کامل از کارت داده‌برداری، حسگر و تقویت‌کننده در مرجع [24] آمده است.

مدت زمان آزمون کشش (معادل با مدت زمان داده‌برداری با حسگرهای ارتعاشی) برای الیاف خالص و رزین خالص، در حدود 2 دقیقه بوده است. همین مدت زمان برای آزمون کشش نمونه استاندارد کامپوزیتی، برابر با حدود 8 تا 9 دقیقه می‌باشد.



Fig. 6 The accelerator sensor and the amplifier

شکل 6 حسگر شتاب سنج و تقویت کننده

$$f(t) = c \sum_i \sum_k DWT(i, k) 2^{\frac{-i}{2}} \psi(2^{-i}t - k) \quad (11)$$

$$DWT(i, k) = \int_{-\infty}^{+\infty} f(t) 2^{\frac{i}{2}} \psi^*(2^i t - k) dt \quad (12)$$

که  $f(t)$  سیگنال پردازش شده،  $DWT(i, k)$  ضرایب تبدیل موجک،  $i$  سطح تجزیه،  $k$  پارامتر انتقال و  $\psi$  موجک مادر است.

نکته قابل توجه این است؛ برخلاف تبدیل موجک که سیگنال در بازه‌های زمانی متفاوت (موجک) و به اجزایی با محدوده فرکانسی مختلف تجزیه می‌شود، سیگنال مورد نظر در تبدیل فوریه، تنها در دامنه فرکانسی تجزیه و به اجزای سازنده سینوسی خود شکسته می‌شود. در تبدیل موجک گسسته، سیگنال به دو بخش بنام کلیات و جزئیات تجزیه می‌شود. بخش فرکانس پایین سیگنال مربوط به کلیات و بخش فرکانس بالای سیگنال به جزئیات مربوط می‌شود. در این تجزیه، کلیات دوباره به دو بخش کلیات و جزئیات در سطح دوم شکسته شده و این تجزیه تا هر سطح دلخواه ادامه پیدا می‌کند. در نتیجه، رابطه (13) حاصل می‌شود که سیگنال را به یک ساختار درختی شکل، شامل کلیات و جزئیات در چندین سطح تجزیه می‌کند.

$$f(t) = \sum_{i=1}^j D_i(t) + A_j(t) \quad (13)$$

در سطح  $j$  ام سیگنال،  $A_j(t)$  به عنوان کلیات موجک و  $D_i(t)$  به عنوان جزئیات موجک تعریف می‌شود. شماتیکی از این تجزیه سیگنال با استفاده از تبدیل موجک گسسته، در مراجع قبلی [2,1] نشان داده شده است.

چون در تبدیل موجک گسسته فقط اجزای کلی که شامل بخش‌های فرکانس پایین سیگنال هستند، در هر سطح تجزیه می‌شوند، ممکن است اطلاعاتی که در اجزای جزئی که شامل بخش‌های فرکانس بالای سیگنال هستند، از دست بروند و نتوان آنها را شناسایی کرد، لذا از تبدیل بسته موجک استفاده می‌شود. در این تبدیل، علاوه بر اجزای کلی، اجزای جزئی نیز به اجزای دیگری در سطوح بعد تجزیه می‌گردند. تعداد اجزا در این تبدیل، در سطح  $j$  برابر با  $2^j$  خواهد بود [2,1].

تبدیل بسته موجک با  $\psi_{j,k}^i$  پارامتر تلفیق با  $i$ ، پارامتر مقیاس با  $j$  و پارامتر انتقال با  $k$  در رابطه (14) نشان داده شده است که در آن،  $i = 1, 2, \dots, j^n$  و  $n$  سطح تجزیه موجک می‌باشد.

$$\psi_{j,k}^i(t) = 2^{-j/2} \psi^i(2^{-j}t - k) \quad (14)$$

$\psi^i$  نشان دهنده موجک مادر است و  $h(k)$  و  $g(k)$  فیلترهایی گسسته هستند که در ارتباط با تابع موجک و تابع مقیاس تعریف شده‌اند و از طریق رابطه‌های (15) و (16) محاسبه می‌شوند.

$$\psi^{2i}(t) = \frac{1}{\sqrt{2}} \sum_{k=-\infty}^{\infty} h(k) \psi^i\left(\frac{t}{2} - k\right) \quad (15)$$

$$\psi^{2i+1}(t) = \frac{1}{\sqrt{2}} \sum_{k=-\infty}^{\infty} g(k) \psi^i\left(\frac{t}{2} - k\right) \quad (16)$$

$$C_{j,k}^i = \int_{-\infty}^{+\infty} f(t) \psi_{j,k}^i(t) dt \quad (17)$$

رابطه (18) اجزاء موجک بسته‌ای سیگنال در یک سطح خاص را محاسبه کرده است.

$$g_b = \sum_{n=0}^{N-1} c_n e^{\frac{2\pi i b n}{N}} \quad (1)$$

ضرایب  $c_n$  نیز در رابطه (1)، بصورت رابطه (2) مشخص شده است.

$$c_n = \frac{1}{N} \sum_{b=0}^{N-1} g_b e^{-\frac{2\pi i b n}{N}} \quad (2)$$

رابطه (3) که تبدیل فوریه گسسته  $g_b$  را نشان می‌دهد، با مقایسه روابط تبدیل فوریه معمولی با رابطه (1) حاصل شده است.

$$h_a = DFT(g_b) = \sum_{n=0}^{N-1} g_b e^{-\frac{2\pi i b n}{N}} ; 0 \leq a < N \quad (3)$$

$$h_a = \sum_{n=0}^{N-1} g_b W_N^{ab} ; W_N = e^{-\frac{2\pi i}{N}} \quad (4)$$

شایان ذکر است که می‌توان از تبدیل فوریه سریع، برای کم کردن مقدار محاسبات استفاده کرد که در این صورت، محاسبات برای تعداد نمونه‌ها با توجه به رابطه (4)، از مرتبه  $N^2$  می‌باشد. در ادامه محاسبات، به جای محاسبه برای کل داده‌ها می‌توان آنها را در هر مرحله، به دسته‌های زوج و فرد تقسیم کرد. در این صورت برای رسیدن به تبدیل فوریه اولیه می‌توان تبدیل‌های فوریه دوتایی، بصورت بازگشتی را ترکیب کرد. رابطه‌های (5) و (6) از تقسیم داده‌های  $g_b$  به دو دسته زوج و فرد  $g_{ev}$  و  $g_{od}$  حاصل می‌شود.

$$h_a = \sum_{b=0}^{N/2-1} g_{2b} W_N^{ab} + \sum_{b=0}^{N/2-1} g_{2b+1} W_N^{a(2b+1)} \quad (5)$$

$$h_a = \sum_{b=0}^{N/2-1} g_{2b} W_{N/2}^{ab} + W_N^a \sum_{b=0}^{N/2-1} g_{2b+1} W_{N/2}^{ab} \quad (6)$$

در رابطه (6)، بخش اول، تبدیل فوریه گسسته عناصر زوج و بخش دوم، تبدیل فوریه گسسته عناصر فرد، ضرب در  $W_N^a$  را نشان می‌دهد. در مجموع، می‌توان به رابطه (7) دست یافت.

$$h_a = DFT(g_{ev}) + W_N^a(g_{od}) \quad (7)$$

کاهش مرتبه محاسبات به  $N \log_2 N$ ، از رابطه (7) و ادامه دسته‌بندی داده‌ها بصورت دوتایی استفاده می‌شود. دلیل استفاده از این تبدیل نیز این است که در نمونه‌های الیاف خالص و رزین خالص فقط یک نوع خرابی بررسی می‌شود. در تبدیل موجک [26] موجی که با دوره تناوب محدود و مقدار میانگین صفر می‌باشد، را موجک<sup>1</sup> می‌نامند. یک موجک یا موجک مادر تعریف می‌شود، اگر تابع  $\psi$  دارای دو شرط انتگرال تابع در بازه منفی و مثبت بینهایت، برابر صفر و تابع، دارای انرژی محدود باشد. این شرایط در رابطه‌های (8) و (9) ذکر شده است.

$$\int_{-\infty}^{+\infty} |\psi(t)|^2 dt < \infty \quad (8)$$

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \psi(t) dt = 0 \quad (9)$$

طبق رابطه (10)،  $\psi_{a,b}(t)$  را تعریف می‌کند که در آن تابع  $\psi$  قابلیت مقیاس کردن به اندازه  $a$  در حوزه فرکانس و انتقال به اندازه  $b$  در حوزه زمان را داراست و در هر دو حوزه فرکانس و زمان محدود شده است.

$$\psi_{a,b}(t) = \frac{1}{\sqrt{a}} \psi\left(\frac{t-b}{a}\right) , a > b \in \mathbb{R} \quad (10)$$

تبدیل موجک گسسته<sup>2</sup> و معکوس آن، در رابطه‌های (11) و (12) نشان داده شده است.

<sup>2</sup> Discrete Wavelet Transform (DWT)

<sup>1</sup> Wavelet

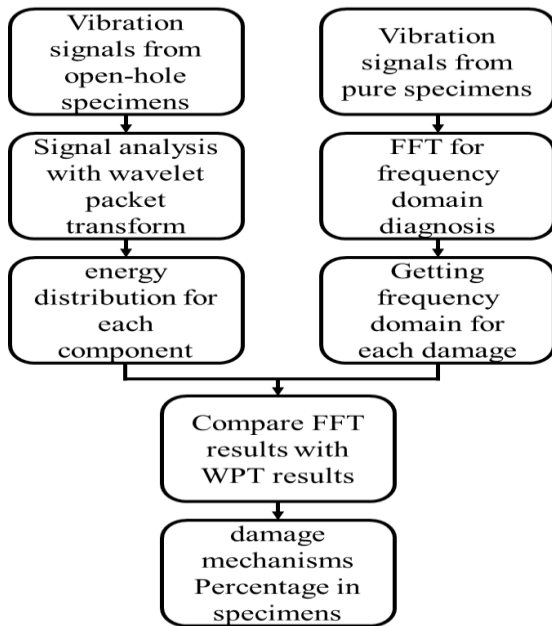


Fig. 8 The process of the determination of the failure mechanisms percentage in composite open-hole standard specimens

شکل 8 روند تعیین درصد مکانیزم‌های خرابی در نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی سوراخ‌دار

### 3- نتایج و بحث

در بخش نتایج، به ترتیب، به استخراج فرکانس‌های خرابی رزین خالص و الیاف خالص و سپس به جداسازی و تعیین درصد انواع مکانیزم‌های خرابی در نمونه‌های کامپوزیتی سوراخ‌دار پرداخته می‌شود. در ابتدا داده‌های مربوط به شکست در آزمون رزین خالص که از حسگرهای ارتعاش سنج بدست آمده، تحلیل فرکانسی انجام شده است. برای این منظور، داده‌های ارتعاشی حاصل از آزمون کشش رزین خالص، به کمک روش تبدیل فوریه سریع، از حوزه زمان به محدوده فرکانسی برده شد تا بر این اساس، فرکانس ارتعاشی غالب شکست، مربوط به رزین خالص، بدست آید. شکل موج مربوط به شکست رزین خالص، در شکل 9 نشان داده شده است. همان‌گونه که از این شکل مشخص است، بیشترین دامنه موج مربوط به شکست رزین خالص، 10.03 ولت و کمترین دامنه مربوط به آن 9.27- ولت می‌باشد.

حداکثر فرکانس ثبت شده در این آزمون، 25000 هرتز می‌باشد که دلیل آن نرخ داده‌برداری 50000 هرتز است. با بکارگیری تبدیل فوریه سریع برای این سیگنال‌های ارتعاشی، بازه فرکانسی ارتعاشات ناشی از شکست رزین خالص، مربوط به شکل موج در کادر مستطیلی در شکل 9، صفر تا 7500 هرتز بدست آمد که در شکل 10 نشان داده شده است. همان‌گونه که در این شکل مشخص است، سه فرکانس غالب، به ترتیب برابر با 2776، 3718 و 4512 هرتز است. همچنین، برای اثبات تکرارپذیر بودن آزمون کشش برای رزین خالص، می‌توان گفت که فرکانس شکست در دو آزمون مشابه، تغییر نکرده است.

$$f_j^i(t) = \sum_{k=-\infty}^{\infty} C_{j,k}^i \psi_{j,k}^i(t) \Delta t \quad (18)$$

سیگنال اصلی نیز، طبق رابطه (19) و از مجموع تمامی اجزاء موجک بسته‌ای در سطح  $j$  ام بدست می‌آید.

$$f(t) = \sum_{i=1}^{2^j} f_j^i(t) \quad (19)$$

در نهایت، محدوده فرکانسی اجزاء کلی در سطح  $j$  ام از رابطه (20) و محدوده فرکانسی اجزاء جزئی در سطح  $j$  ام از رابطه (21) قابل محاسبه است [27].

$$\left[0, \frac{1}{2} f_s 2^{-j}\right] \quad (20)$$

$$\left[\frac{1}{2} f_s 2^{-j}, \frac{1}{2} f_s 2^{-(j-1)}\right] \quad (21)$$

معادله (22)، نشان دهنده تجزیه اجزاء موجک بسته‌ای در سطح  $j$  ام بصورت  $f_j^1, \dots, f_j^{2^j}$  و انرژی اجزاء در سطح  $j$  ام بصورت  $E_j^1, \dots, E_j^{2^j}$  است [27].

$$E_j^i(t) = \sum_{\tau=t_0}^t \left(f_j^i(\tau)\right)^2 \quad i = 1, \dots, 2^j \quad (22)$$

رابطه (23)، انرژی کل سیگنال را نشان داده است [22].

$$E_{Total}(t) = \sum_j E_j^i(t) \quad i = 1, \dots, 2^j \quad (23)$$

رابطه (24)، توزیع انرژی در هر کدام از اجزاء تجزیه شده که با  $P_j^i(t)$  مشخص می‌شود و بیان کننده نسبت انرژی‌های هر جزء به انرژی کل سیگنال است، نشان می‌دهد [27].

$$P_j^i(t) = \frac{E_j^i(t)}{E_{Total}(t)} \quad i = 1, \dots, 2^j \quad (24)$$

در انتها، به عنوان محدودیت این روش نیز، می‌توان به انتخاب درست موجک مادر و سطح تجزیه اشاره کرد. در ادامه، در شکل 8، خلاصه‌ای از روند تعیین درصد هر یک از مکانیزم‌های خرابی در نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی سوراخ‌دار، نمایش داده شده است. همان‌طور که مشخص است، ابتدا سیگنال‌های ارتعاشی دریافت شده از نمونه‌های رزین خالص و الیاف خالص، مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. سپس، بازه فرکانسی این سیگنال‌ها با استفاده از تبدیل فوریه سریع بدست آمده است. در ادامه، سیگنال‌های دریافتی از نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی، با استفاده از روش تبدیل بسته موجک تحلیل شده است. سپس، توزیع انرژی مربوط به هر جزء تعیین گردیده است. در انتها نیز، نتایج تبدیل فوریه سریع و نتایج تبدیل بسته موجک با یکدیگر مقایسه شده و درصد خرابی هر یک از مکانیزم‌های خرابی نمونه‌های کامپوزیتی محاسبه گردیده است. شایان ذکر است که سه نوع مکانیزم خرابی در این مقاله، مورد بررسی واقع شده است که شامل خرابی شکست الیاف، خرابی ترک ماتریسی و سایر خرابی‌ها (جدایش الیاف از ماتریس، تورق و بیرون زدگی الیاف از ماتریس) می‌باشد.

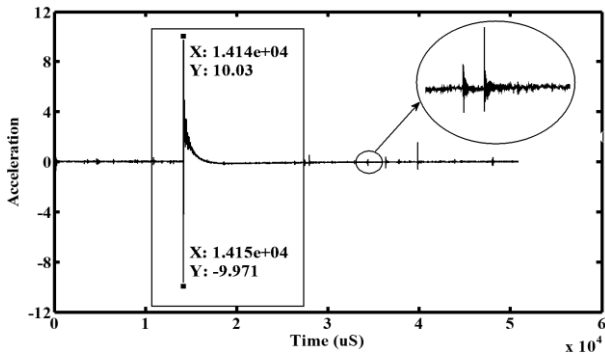


Fig. 11 The vibration wave shape for the failure of the pure fiber under tensile loading

شکل 11 شکل موج ارتعاشی مربوط به شکست الیاف خالص تحت کشش

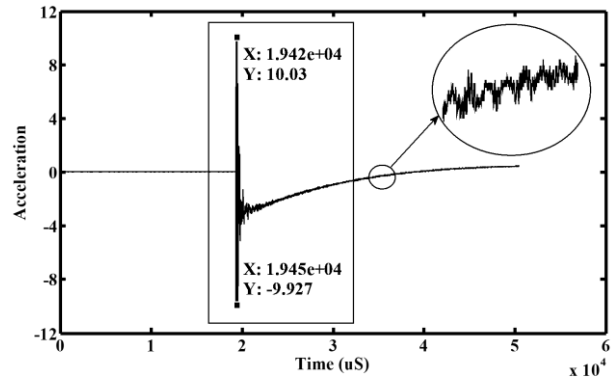


Fig. 9 The vibration wave shape for the failure of the pure resin under tensile loading

شکل 9 شکل موج ارتعاشی مربوط به شکست رزین خالص تحت کشش

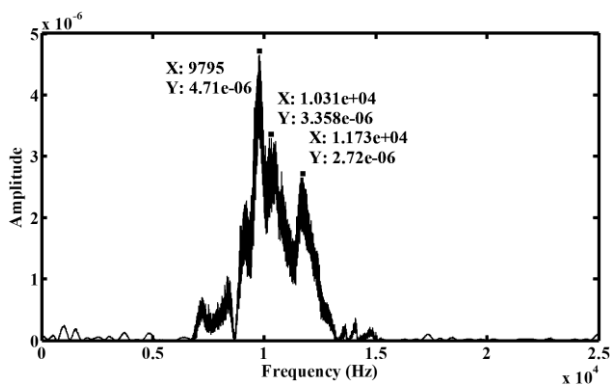


Fig. 12 The frequency domain for the failure of the pure fiber under tensile loading

شکل 12 حوزه فرکانسی مربوط به شکست الیاف خالص تحت کشش

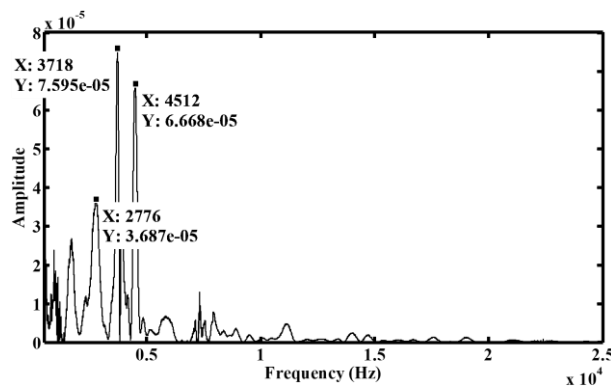


Fig. 10 The frequency domain for the failure of the pure resin under tensile loading

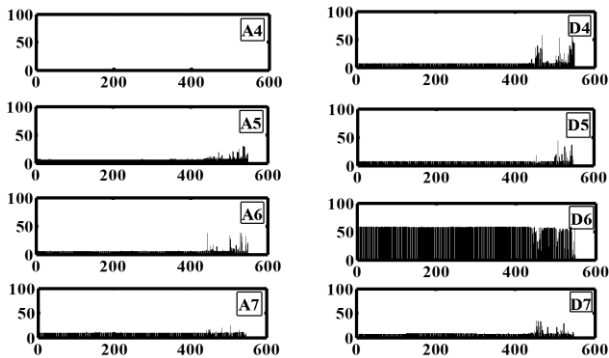
شکل 10 حوزه فرکانسی مربوط به شکست رزین خالص تحت کشش

همانطور که بیان شد حسگرهای ارتعاش‌سنج، داده‌های ارتعاشی مربوط به هر آزمون را به ثبت رساندند که این داده‌ها، توسط تبدیل بسته موجک، به منظور تعیین درصد مکانیزم‌های خرابی در هر آزمون، مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفتند. با توجه به مطالب و روابط حاکم در تبدیل بسته موجک که در بخش قبل، بطور کامل بیان شدند، سیگنال‌های ارتعاشی با استفاده از یک کد نوشته شده در نرم‌افزار متلب، تا سه سطح تحلیل شدند. با توجه به سطح تجزیه، سیگنال به هشت جزء تجزیه می‌شوند که هر یک از این اجزا برای سیگنال‌های ارتعاشی مربوط به آزمون کشش نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی سوراخ‌دار، در شکل 13 نشان داده شده است. هر کدام از اجزا، با توجه به سطح تجزیه‌ای که قرار دارد، دارای بازه فرکانسی مختص به خود است. بازه فرکانسی هر یک از اجزای مربوط به سیگنال‌های ارتعاشی در آزمون کشش نمونه‌های کامپوزیتی سوراخ‌دار شکل 14 آمده است. همانگونه که در بخش قبلی بیان شد، با استفاده از روابط مربوط به توزیع انرژی، درصد انرژی هر یک از اجزای تجزیه شده مربوط به سیگنال‌های ارتعاشی، محاسبه می‌گردد. این روابط، درصد توزیع انرژی مربوط به هر یک از اجزای سیگنال‌های ارتعاشی ثبت شده را محاسبه می‌کند. شکل 15 درصد توزیع انرژی در هر یک از اجزای تجزیه شده مربوط به سیگنال‌های ارتعاشی در آزمون کشش نمونه‌های کامپوزیتی سوراخ‌دار را نشان می‌دهد.

شکل 11، شکل موج ارتعاشات ثبت شده به وسیله حسگرهای ارتعاش‌سنج در طول آزمون کشش الیاف خالص را نشان می‌دهد که فرکانس غالب شکست، از قسمت مشخص شده با کادر مستطیلی، استخراج شده است. قسمتی که در شکل 12 بزرگنمایی شده، موج‌های ریز ارتعاشی را نشان می‌دهد که در بدست آوردن فرکانس، باعث ایجاد نویز می‌شوند و لذا شکل فرکانسی موج، بصورت خطوطی صاف ترسیم نمی‌شوند. بیشترین و کمترین دامنه موج مربوط به شکست الیاف خالص، به ترتیب 10.03 ولت و -9.97 ولت می‌باشند. همانند آزمون کشش رزین خالص، با روش تبدیل فوریه سریع، داده‌های مربوط به سیگنال ارتعاشی تحلیل شده و حوزه فرکانسی در ارتباط با شکست الیاف خالص برابر با 7500 تا 15000 هرتز مشخص گردید. نتایج بدست آمده از 2 آزمون کشش تکرار شده برای الیاف خالص، شامل فرکانس شکست، تغییری نداشته است و لذا تکرارپذیری آزمون‌ها تایید می‌شود.

حوزه فرکانسی مربوط به آزمون کشش الیاف خالص در شکل 12 نشان داده شده است. سه فرکانس غالب در این محدوده، به ترتیب 9795، 10310 و 11730 هرتز می‌باشند. شایان ذکر است که محدوده فرکانسی 15000 تا 25000 هرتز که تنها بازه باقیمانده می‌باشد نیز، به سایر مودهای خرابی (همچون جدایش الیاف از ماتریس، تورق و بیرون زدگی الیاف از ماتریس) مربوط می‌شود.





**Fig. 15** The energy distribution percentage of vibration signals for the composite open-hole standard specimen, including the energy (%) versus the data point (A: Overall, D: Details in the third row of the wavelet analysis)

شکل 15 درصد توزیع انرژی هر یک از اجزای تجزیه شده سیگنال‌های ارتعاشی برای نمونه استاندارد کامپوزیتی سوراخ‌دار شامل انرژی (%). برحسب تعداد سیگنال (A: کلیات و D: جزئیات در سطر سوم تحلیل تبدیل بسته موجک)

با مقایسه هر هشت جزء تجزیه شده در نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی سوراخ‌دار با روش تبدیل بسته موجک و مقایسه با فرکانس شکست در نمونه‌های رزین خالص و الیاف خالص، بازه فرکانسی هر کدام از آنها مشخص می‌شود. لذا می‌توان این‌گونه بیان کرد که در شکل 13 تا 15، اجزای مشخص شده با رنگ سبز مربوط به شکست ماتریس، اجزای مشخص شده با رنگ قرمز مربوط به شکست الیاف و اجزای مشخص شده با رنگ آبی مربوط به سایر خرابی‌ها (جدایش الیاف از ماتریس، تورق و بیرون زدگی الیاف از ماتریس) می‌باشند.

به دلیل اینکه کامپوزیت استفاده شده دارای دو جنس متفاوت شامل رزین اپوکسی (با فرکانس شکست صفر تا 7500 هرتز) و الیاف کربن (با فرکانس شکست 7500 تا 1500 هرتز) می‌باشد، با توجه به متفاوت بودن خواص دینامیکی هر یک از این اجزای کامپوزیت، انتظار می‌رفت که تحریک ارتعاشی ناشی از شکست آن‌ها، منحصر به فرد باشد که طبق نتایج آزمون تجربی و تحلیل داده‌های ارتعاشی، این تفاوت در بازه فرکانسی ارتعاشات تحریک شده، به خوبی نمایان شده است.

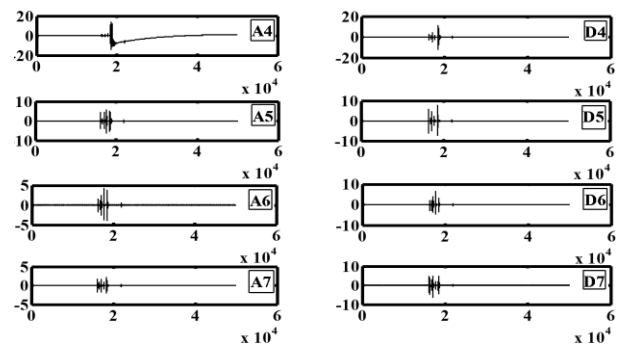
بر این اساس، درصد هر یک از خرابی‌ها شامل ترک ماتریسی، شکست الیاف و سایر خرابی‌ها، به ترتیب برابر با 19.43، 15.84 و 64.73 درصد می‌باشد. با توجه به این مقادیر می‌توان تشخیص داد که سایر خرابی‌ها، در حدود بیش از 50 درصد مکانیزم‌های خرابی در کامپوزیت تحت کشش را شامل شده است و شکست ماتریس، در جایگاه دوم قرار می‌گیرد.

مکانیزم خرابی شکست الیاف نیز، با کمترین درصد مکانیزم خرابی، در جایگاه آخر قرار می‌گیرد. تاکنون برخی از تحقیقات [2, 30, 31] اثبات کرده‌اند که خرابی‌ها در کامپوزیت با استفاده از روش انتشار صوت، قابل تشخیص هستند. در این مقاله، بیان شد که با استفاده از تحلیل ارتعاش نیز، انواع خرابی‌ها در کامپوزیت قابل تشخیص هستند. بعلاوه، می‌توان درصد هر یک از مکانیزم‌های خرابی را تا حد مناسبی، در مقایسه با روش انتشار صوت، درست پیش‌بینی کرد.

شایان ذکر است که هزینه‌های مربوط به روش ارتعاشی بسیار کمتر از روش انتشار صوت است و نقطه قوت این پژوهش خواهد بود. البته برای استفاده

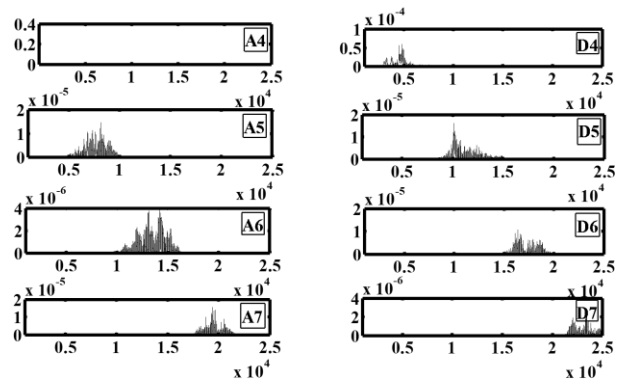
همچنین، در هشت بخش موجود در شکل 13 تا 15، اجزای مشخص شده با A4 تا A7 مربوط به اجزای کلی و اجزای مشخص شده با D4 تا D7 مربوط به اجزای جزئی، در سطح سوم تجزیه در روش تبدیل بسته موجک می‌باشند. هر سطر از تحلیل تبدیل بسته موجک به تعداد  $2^n$  مشخص می‌شود که  $n$  نشان دهنده سطر مورد نظر می‌باشد. یعنی در سطر سوم 8 جزء وجود دارد که شامل 4 جزء به عنوان کلیات<sup>1</sup> و 4 جزء به عنوان جزئیات<sup>2</sup> می‌شود. در اشکال 12-14 کلیات با حرف A و جزئیات با حرف D نشان داده شده‌اند [29,28].

شایان ذکر است که درصد توزیع انرژی براساس روابط (22) تا (24) محاسبه می‌شود. به عبارت دیگر، درصد توزیع انرژی برای هر یک از انواع خرابی، شامل نسبت انرژی مربوط به همان خرابی به انرژی کل حاصل از همه خرابی‌ها می‌باشد.



**Fig. 13** The wavelet of vibration signals for the composite open-hole standard specimen, including the amplitude (V) versus the data point (A: Overall, D: Details in the third row of the wavelet analysis)

شکل 13 موجک هر یک از اجزای تجزیه شده سیگنال‌های ارتعاشی برای نمونه استاندارد کامپوزیتی سوراخ‌دار شامل دامنه (V) برحسب نقطه داده (A: کلیات و D: جزئیات در سطر سوم تحلیل تبدیل بسته موجک)



**Fig. 14** The frequency domain of vibration signals for the composite open-hole standard specimen, including the amplitude ( $V^2/Hz$ ) versus the frequency (kHz) (A: Overall, D: Details in the third row of the wavelet analysis)

شکل 14 بازه فرکانسی هر یک از اجزای تجزیه شده سیگنال‌های ارتعاشی برای نمونه استاندارد کامپوزیتی سوراخ‌دار شامل دامنه ( $V^2/Hz$ ) برحسب فرکانس (kHz) (A: کلیات و D: جزئیات در سطر سوم تحلیل تبدیل بسته موجک)

<sup>2</sup> Details

<sup>1</sup> Approximates

این خرابی زمانی اتفاق می‌افتد که در چندلایه کامپوزیتی، تغییر شکل جزئی الیاف یا ماتریس، باعث ایجاد ترک در فصل مشترک می‌شود که این ترک موجب تمرکز تنش گردیده و لذا تنش برشی افزایش می‌یابد و در لحظه‌ای که از استحکام برشی فصل مشترک تجاوز کند، جدایش اتفاق می‌افتد [32,34]. شایان ذکر است که خرابی غالب شامل جدایش الیاف از ماتریس برای نمونه استاندارد کامپوزیتی سوراخدار تحت بارگذاری کشش، در شکل 17 نمایش داده شده است.

#### 4- نتیجه‌گیری

در این مقاله، مکانیزم‌های خرابی در نمونه‌های کامپوزیتی پایه پلیمری تقویت شده با الیاف کربن، با استفاده از روش تحلیل ارتعاش، بدست آمده است. برای این منظور، نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی سوراخدار، تحت کشش با نرخ بارگذاری 2 میلی‌متر بر دقیقه، مطابق با استاندارد ASTM-D5766، قرار گرفته است و نتایج زیر حاصل گردیده است:

- نشان داده شد که تحلیل ارتعاش با استفاده از روش‌های تبدیل فوریه سریع و تبدیل بسته موجک، می‌تواند ابزار مناسبی برای تشخیص عیوب، با یک دقت مناسب، در نمونه‌های کامپوزیتی پایه پلیمری باشد.
- بازه فرکانسی ارتعاشات ناشی از شکست رزین خالص، صفر تا 7500 هرتز بدست آمد. همچنین، حوزه فرکانسی در ارتباط با شکست الیاف خالص برابر با 7500 تا 15000 هرتز مشخص گردید. محدوده فرکانسی 15000 تا 25000 هرتز نیز مربوط به مودهای خرابی شامل جدایش الیاف از ماتریس، تورق و بیرون زدگی الیاف از ماتریس، مربوط می‌شود.
- درصد هر یک از مکانیزم‌های خرابی در نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی سوراخدار تحت بارگذاری کششی، شامل ترک ماتریسی، شکست الیاف و سایر خرابی‌ها، به ترتیب برابر با 19.43، 15.84 و 64.73 درصد محاسبه گردید. این نتایج، با تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی، بخصوص در عیب جدایش الیاف از ماتریس، مطابقت مناسبی داشت.

بطور کلی، براساس نتایج بدست آمده در این پژوهش، می‌توان ادعا نمود که با توجه به کاربرد تحلیل ارتعاش به عنوان یکی از روش‌های آزمون‌های غیرمخرب و گسترده‌ی استفاده از این روش، می‌توان آن را در اکثر سازه‌های کامپوزیتی که شکل پیچیده‌ای نداشته باشند، استفاده نمود.

همچنین، به منظور اجرای پژوهش‌های آتی، می‌توان استفاده از نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی بدون نقص (یا سوراخ) و استفاده از الیاف شیشه یا کولار (بجای کربن) را مطرح نمود. همچنین، محل نصب حسگرها در سازه‌های بدون نقص اولیه، می‌تواند موضوع پیشنهادی بعدی باشد. ضمناً اثر هندسه و ضخامت نمونه آزمون را می‌توان بصورت تجربی، بررسی نمود. تحلیل دقیق‌تر با اعمال تعداد سطرهای بیشتر در تبدیل موجک بسته‌ای نیز، می‌تواند دقت تخمین درصد‌های انواع خرابی‌ها در کامپوزیت، به منظور جلوگیری از همپوشانی فرکانس‌های شکست، را بهبود بخشد.

#### 5- تشکر و قدردانی

نویسندگان این مقاله، از شرکت تحقیق، طراحی و تولید موتور ایران خودرو (ایپکو)، بابت حمایت‌های مالی و امکان استفاده از تجهیزات آزمایشگاهی، تشکر

صنعتی از نتایج روش ارائه شده مقاله، نیازمند تحقیقات تکمیلی دیگری (همچون تشخیص همه انواع مکانیزم‌های خرابی) است که در بخش آخر مقاله آمده است. شایان ذکر است که روش تحلیل ارتعاش نمی‌تواند محل خرابی ایجاد شده در لایه‌های سازه کامپوزیتی را تخمین بزند. اما می‌توان محل کلی خرابی را با دو حسگر تشخیص داد. البته در این پژوهش، به دلیل استفاده از نمونه‌های استاندارد سوراخدار، از همان ابتدا، محل شروع خرابی مشخص است. نکته مهم دیگر این است که نوع بافت الیاف، اثری بر تشخیص شکست ندارد. چراکه هنگام ترکیب الیاف با رزین، ماده حالت ترد و شکننده می‌گیرد و نوع بافت الیاف (تک جهته یا بافته شده) در پژوهش‌های پیشین [28-30، 32]، طبق نتایج آنها، تاثیری در تشخیص شکست ندارد. شایان ذکر است که مراجع فوق براساس تحلیل داده‌های انتشار صوت بیان شده‌اند.

به منظور صحت‌گذاری بر نتایج بدست آمده، می‌توان از تصاویر کیفی میکروسکوپ الکترونی روبشی، در شکل 16 و 17 استفاده نمود. این تصاویر از ناحیه‌ای نزدیک به سوراخ در نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی، تهیه شده است. همان‌گونه که از شکل 16 و همچنین از نتایج مطالعات گذشته [33] مشخص است، انواع عیوب خرابی که توسط سیگنال‌های ارتعاشی تشخیص داده شده‌اند، در آزمون مورد مطالعه، وجود دارند. به عبارتی، بیشترین عیوب مشاهده شده در تصاویر، مربوط به جدایش الیاف از ماتریس است که جزئی از سایر خرابی‌ها می‌باشد و بیشترین درصد خرابی را در روش تحلیل ارتعاش، به خود اختصاص داده است.

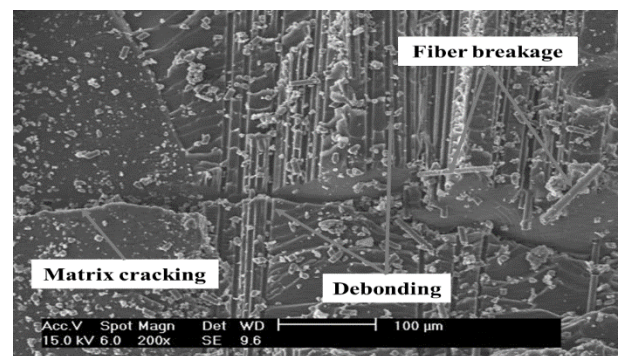


Fig. 16 The image of the scanning electron microscopy from the composite open-hole standard specimen

شکل 16 تصویر میکروسکوپ الکترونی روبشی از نمونه استاندارد کامپوزیتی سوراخدار

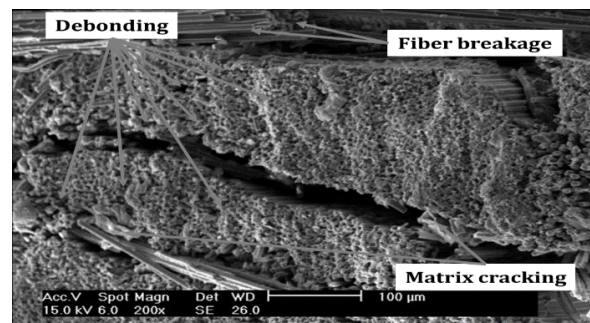


Fig. 17 The image of the scanning electron microscopy from the composite open-hole standard specimen for dominant defect of debonding

شکل 17 تصویر میکروسکوپ الکترونی روبشی از نمونه استاندارد کامپوزیتی سوراخدار برای خرابی غالب جدایش الیاف از ماتریس

[17] Dos Santos, F. L. M. Peeters, B. Van der Auweraer, H. Goes, L. C. S. and Desmet, W., "Vibration-based Damage Detection for A Composite Helicopter Main Rotor Blade," *Case Studies Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 3, pp. 22-27, 2016.

[18] Arani, A. G. Jafari, G. S. and Kolahchi, R., "Nonlinear Vibration Analysis of Viscoelastic Micro Nano-composite Sandwich Plates Integrated with Sensor and Actuator," *Microsystem Technologies*, Vol. 23, NO. 5, pp. 1509-1535, 2017.

[19] Sapra, G. Sharma, M. and Vig, R., "Active Vibration Control of A Beam Instrumented with MWCNT/epoxy Nano-composite Sensor and PZT-5H Actuator, Robust to Variations in Temperature," *Microsystem Technologies*, Vol. 24, No. 3, pp. 1683-1694, 2017.

[20] Zhu, Q. Xu, C. and Yang, G., "Experimental Research on Damage Detecting in Composite Materials with FBG Sensors Under Low Frequency Cycling," *International Journal of Fatigue*, Vol. 101, pp. 61-66, 2017.

[21] Loutas, T. H. and Bourikas, A., "Strain Sensors Optimal Placement for Vibration-based Structural Health Monitoring. The effect of Damage on The Initially Optimal Configuration," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 410, pp. 217-230, 2017.

[22] Ashory, M. R. Ghasemi-Ghalebahman, A. and Kokabi, M. J., "Damage Detection in Laminated Composite Plates via an Optimal Wavelet Selection Criterion," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 35, No. 24, pp. 1761-1775, 2016.

[23] ASTM-D5766, "Standard Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates," ASTM, 2017.

[24] Raeisi, N., "Crack Detection in Composites under Tensile Loading Based on Vibration Analysis," MSc Thesis, Semnan University, Semnan, Iran, 2018.

[25] Rao, K. R. Kiml, D. N. and Hwang, J. J., "Fast Fourier Transform Algorithms and Applications," Springer, London, 2010.

[26] Rao, R. M. and Bopardikar, A. S., "Wavelet Transforms: Introduction to Theory and Applications," Addison Wesley Publishing Company, pp. 1-26, 1998.

[27] Saeedifar, M. Fotouhi, M. Mohammadi, R. Ahmadianajafabadi, M. and Hajikhani, M., "Classification of Damage Mechanisms During Delamination Growth in Sandwich Composites, by Acoustic Emission," In Persian, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 6, pp. 144-152, 2014.

[28] Sayar, H. Azadi, M. Ghasemi-Ghalebahman, A. and Jafari, S. M., "Clustering Effect on Damage Mechanisms in Open-hole Laminated Carbon/epoxy Composite Under Constant Tensile Loading Rate, Using Acoustic Emission," *Composite Structures*, Vol. 204, pp. 1-11, 2018.

[29] Azadi, M. Sayar, H. Ghasemi-Ghalebahman, A. and Jafari, S. M., "Tensile Loading Rate Effect on Mechanical Properties and Failure Mechanisms in Open-hole Carbon Fiber Reinforced Polymer Composite by Acoustic Emission Approach," *Composite Part B*, Vol. 158, pp. 448-458, 2019.

[30] Mohammadi, R. Najfabadi, M.A. Saeedifar, M. Yousefi, J. and Minak, G., "Correlation of Acoustic Emission with Finite Element Predicted Damages in Open-hole Tensile Laminated Composites," *Composites Part B: Engineering*, Vol. 108, pp. 144-152, 2017.

[31] Refahi Oskouei, A. Heidary, H. Ahmadi, M. and Farajpur, M., "Unsupervised Acoustic Emission Data Clustering for The Analysis of Damage Mechanisms in Glass/polyester Composites," *Materials and Design*, Vol. 37, pp. 416-422, 2012.

[32] Mohammadi, R., "Identification Damage Mechanisms in Composites Using Acoustic Emission and Finite Element Methods", MSc Thesis, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran, 2015.

[33] Fotouhi, M. Sadeghi, S. Jalalvand, M. and Ahmadi, M., "Analysis of the Damage Mechanisms in Mixed-mode Delamination of Laminated Composites Using Acoustic Emission Data Clustering," *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, Vol. 30, No. 3, pp. 318-340, 2017.

[34] Talreja, R. and Singh, C. V., "Damage and Failure of Composite Materials," first edition, New York: Cambridge University press, 2012.

می‌نمایند. همچنین، از آقای مهندس حسن سیار، بابت کمک‌ها و راهنمایی‌های ارزنده‌شان، قدردانی می‌گردد.

## 6-مراجع

[1] Alizadeh, M. Azadi, M. Farrokhabadi, A. and Jafari, S. M., "Investigation of Displacement Amplitude Effect on Failure Mechanisms in Open-hole Laminated Composites under Low-cycle Fatigue Loading Using Acoustic Emission," In Persian, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 3, pp. 435-445, 2018.

[2] Ghasemi-Ghalebahman, A. Sayar, H. Azadi, M. and Jafari, S. M., "Failure Mechanisms in Open-hole Laminated Composites Under Tensile Loading Using Acoustic Emission," In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 5, No. 1, pp. 143-152, 2018.

[3] Mohammadi, B. Asl Kamkar, S. and Farrokhabadi, A., "Matrix Cracking and Induced Delamination in Symmetrically Laminated Composites Subjected to Static Loading by Using Multi Scale Damage Mechanics," In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 4, No. 1, pp.9-24, 2017.

[4] Madoliat, R. Ghasemi-Ghalebahman, A. and Mohammad-Hanifeh, G., "Effect of Damping on Nonlinear Forced Vibration Response of Graphene-based Nanocomposites," In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 4, No. 2, pp.141-150, 2017.

[5] Ashory, M. R. Ghasemi-Ghalebahman, A. and Kokabi, M. J., "Increasing Robustness of Rotation Versus Noise for Identifying Delamination Damage in Composite Plates Using a Hybrid Method," In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 4, No. 2, pp.125-134, 2017.

[6] Ashory, M. R. Ghasemi-Ghalebahman, A. and Kokabi, M. J., "Experimental, Numerical and Analytical Study of Energy Absorption in High Velocity Penetration Phenomena on Composite Targets," In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 5, No. 1, pp.11-24, 2018.

[7] Akbari Shah Khosravi, N. Gholizade, A. Mohammadi, R. Saeedifar, M. and Ahmadi Najafabadi, M., "Quantification of Damage Mechanisms in Holed Composite Laminates by Acoustic Emission and Finite Element Methods," In Persian, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 6, pp. 345-352, 2016.

[8] Cawley, P. and Adams, R. D., "A Vibration Technique for Non-destructive Testing of Fiber Composite Structures," *Journal of Composite Materials*, Vol. 13, No. 2, pp. 161-175, 1979.

[9] Salzano, T.B. Calder, C.A. and DeHart, D. W., "Embedded-strain-sensor Development for Composite Smart Structures," *Experimental Mechanics*, Vol. 32, No. 3, pp. 225-229, 1992.

[10] Yan, Y. J. and Yam, L. H., "Online Detection of Crack Damage in Composite Plates Using Embedded Piezoelectric Actuators/sensors and Wavelet Analysis," *Composite Structures*, Vol. 58 No. 1, pp. 29-38, 2002.

[11] White, J. R. de Poumeyrol, B. Hale, J. M. and Stephenson, R., "Piezoelectric Paint: Ceramic-polymer Composites for Vibration Sensors," *Journal of Materials Science*, Vol. 39 No. 9, pp. 3105-3114, 2004.

[12] Kess, H. R. Sundararaman, S. Shah, C. D. Adams, D. E. Walsh, S. M. Pergantis, C. and Triplett, M., "Identification of Impact Damage in S-2 Glass Composite Missile Casings Using Complementary Vibration and Wave Propagation Approaches," *Experimental Mechanics*, Vol. 47, No. 4, pp. 497-509, 2007.

[13] Roy, T. and Chakraborty, D., "Genetic Algorithm Based Optimal Design for Vibration Control of Composite Shell Structures Using Piezoelectric Sensors and Actuators," *International Journal of Mechanics and Materials in Design*, Vol. 5, No. 1, pp. 45-60, 2009.

[14] Thakur, H. V. Nalawade, S. M. Saxena, Y. and Grattan, K. T. V., "All-fiber Embedded PM-PCF Vibration Sensor for Structural Health Monitoring of Composite," *Sensors and Actuators A: Physical*, Vol. 167, No. 2, pp. 204-212, 2011.

[15] Lakhdar, M. Mohammed, D. Boudjema, L. Rabia, A. and Bachir, M., "Damages Detection in a Composite Structure by Vibration Analysis," *Energy Procedia*, Vol. 36, pp. 888-897, 2013.

[16] Huang, B. Kim, H. S. and Youn, B. D., "Active Vibration Control of Smart Composite Laminates with Partial Debonding of Actuator," *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, Vol. 16, No. 4, pp. 831-840, 2015.

