



## شکست‌نگاری و ارزیابی آسیب خستگی کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه

## به روش غیرمخرب مبتنی بر فرکانس طبیعی

پویا ولی‌زاده<sup>۱</sup>، احد ضابط<sup>۲\*</sup> و جلیل رضایی پزند<sup>۳</sup><sup>۱</sup> دانشجوی دکتری، گروه مهندسی مواد و متالورژی، پژوهشکده هواخورشید، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران<sup>۲</sup> دانشیار، گروه مهندسی مواد و متالورژی، پژوهشکده هواخورشید، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران<sup>۳</sup> استاد، آزمایشگاه سازه‌های کامپوزیتی و هوشمند، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۵/۲۹؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۳/۰۶/۱۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۰۵

## چکیده

با توجه به هزینه، زمان بالا و ماهیت مخرب آزمون‌های خستگی، معرفی جایگزینی غیرمخرب و سریع در توسعه مدل‌های پیش‌بینی عمر سازه‌های کامپوزیتی راهگشا است. استحکام باقیمانده معیاری، کلیدی برای ارزیابی آسیب خستگی است و در مدل‌های پیش‌بینی عمر، به‌ویژه در پره‌های توربین بادی، استفاده می‌شود. آزمون مدال به‌عنوان روشی غیرمخرب برای شناسایی عیوب خستگی به‌کار برده شده است، اما تاکنون ارتباط آن با آسیب خستگی و استحکام باقیمانده به‌طور کامل بررسی نشده است. در این پژوهش، نمونه‌هایی که تحت بارگذاری خستگی قرار گرفته بودند، مورد تحلیل مدال قرار گرفتند و استحکام باقیمانده آن‌ها اندازه‌گیری شد. نتایج نشان‌دهنده ارتباط معنادار بین استحکام باقیمانده و تغییرات فرکانس طبیعی بودند. ۲۰ درصد کاهش در استحکام باقیمانده (از ۴۱۵ به ۳۳۰ مگاپاسکال) طی بارگذاری سیکلی با ۱۲ درصد کاهش در فرکانس طبیعی (از ۳۰/۵ به ۲۷ هرتز) همراه است. برای بررسی تاثیر سطوح مختلف تنش بر آسیب خستگی و استحکام باقیمانده، نمونه‌ها تحت دو سطح تنش بارگذاری پایین و بالا قرار گرفتند و سازکارهای شکست آن‌ها مقایسه شدند. تصاویر شکست‌نگاری نشان دادند که در سطوح بارگذاری پایین‌تر، ریزسازکارهای متنوع‌تر و بیشتری فعال گردیده و تغییرات فرکانس طبیعی مد اول در این سطح بیشتر مشاهده شد؛ لذا پیش‌بینی می‌شود، فرکانس طبیعی قابلیت تفکیک ریزسازکارهای ساختاری ایجاد شده در بارگذاری خستگی داراست و به‌عنوان پارامتری غیرمخرب برای ارزیابی آسیب خستگی و استحکام باقیمانده استفاده شد.

**کلمات کلیدی:** آسیب خستگی؛ شکست‌نگاری؛ کامپوزیت پلیمری تقویت‌شده توسط الیاف شیشه؛ فرکانس طبیعی؛ استحکام باقیمانده.

### Fractography and Non-Destructive evaluation of fatigue damage in GFRP composites using natural frequency

Pouya Valizadeh<sup>1</sup>, Ahad Zabet<sup>2,\*</sup>, Jalil Rezaeepazhand<sup>1</sup> Ph.D. Student, Ferdowsi University of Mashhad, Sun Air Research Institute, Department of Mats. Sci. and Eng., Mashhad, Iran<sup>2</sup> Assoc. Prof., Ferdowsi University of Mashhad, Sun Air Research Institute, Department of Mats. Sci. and Eng., Mashhad, Iran<sup>3</sup> Prof., Ferdowsi University of Mashhad, Smart and Composite Structures Lab, Department of Mech. Eng., Mashhad, Iran

## Abstract

Fatigue testing of composite structures is a destructive, costly and time-consuming process. In the search for a non-destructive procedure to predict the life of fiber reinforced polymer composites under cyclic loading, modal analysis has been proposed. Residual strength is considered as a popular indicator of damage accumulation and used in life prediction models. The relation between the residual strength and the modal parameters has been studied and reported. Results showed that with damage accumulation over fatigue cycling, a 20% decrease in residual strength (from 415 to 330MPa) corresponded to a 12% decrease in natural frequency (from 30.5 to 27Hz). Investigation of the fracture surfaces of fatigued specimens showed different failure micro-mechanisms for different maximum fatigue stress levels. The first mode of natural frequency not only followed the changes of residual strength with damage accumulation but also could reflect the structural changes and alteration of failure micro-mechanisms at different maximum stress levels. This paper focuses on how varying fatigue stress levels affect the failure micro-mechanisms and the relationship between these damages, residual strength and natural frequency. At lower maximum stress levels, more failure micro-mechanisms were activated and the changes in the first mode of natural frequency were more pronounced. This suggests that natural frequency is sensitive enough to detect different fatigue micro-mechanisms and could be used as an independent, non-destructive parameter for fatigue damage assessment.

**Keywords:** Fatigue damage; Fractography, Fiber reinforced Polymer Composite, Natural Frequency; Residual Strength.

## ۱- مقدمه

اصلی‌ترین دلیل از کارافتادگی غیرمنتظره قطعاتی که تحت بار مکانیکی قرار می‌گیرند، خستگی است. پره‌های توربین بادی نیز به واسطه ساختار بلند و کشیده‌شان، تنوع و همچنین تصادفی بودن بار اعمالی باد، در معرض خطر خستگی قرار دارند [۱]. با توجه به هزینه‌های بالای تولید و اثرات غیرقابل جبران از کارافتادگی‌های زودتر از موعد این سازه‌ها، اطمینان از صحت عملکردی و پیش‌بینی عمر پره‌های توربین بادی، امری ضروری است [۲].

تلاش‌های بسیاری به منظور دستیابی به مدل‌های تحلیلی و عددی برای پیش‌بینی عمر سازه‌های کامپوزیتی صورت گرفته است. هدف از این دسته مطالعات، رسیدن به فرآیندی است که با کمترین تعداد آزمایش و هزینه، بهترین و قابل اعتمادترین پیش‌بینی از میزان تخریب سازه براساس آسیب خستگی و در نتیجه آن قابلیت کاری سازه در اختیار طراح قرار گیرد [۳]. یکی از روش‌های پرترفدار در پیش‌بینی دقیق و قابل اطمینان آسیب خستگی، روش‌هایی برپایه استحکام ماده می‌باشد. در این روش‌ها، افت استحکام به واسطه آسیب خستگی ردیابی و عمر براساس استحکام باقیمانده در آن سطح بارگذاری، پیش‌بینی می‌شود [۴].

براتمن و ساهو<sup>۱</sup> [۵] در سال ۱۹۷۲ اولین کسانی هستند که مدل خطی افت استحکام را برای پیش‌بینی عمر نمونه تحت بارگذاری منقطع به کار برده‌اند. براساس ادعای صورت‌گرفته، در کامپوزیت‌های لایه‌ای تحت بارگذاری خستگی ریزترک‌ها تشکیل شده و منجر به آسیب خستگی تجمعی گردیده است. این عیوب ساختاری به صورت خطی با تعداد سیکل‌ها افزایش می‌یابند. آن‌ها با بررسی آسیب‌های میکروسکوپی ناشی از فرآیند خستگی، روابطی میان انواع مختلف آسیب با استحکام باقیمانده ارائه دادند. واهل<sup>۲</sup> [۶] آزمایشات گسترده‌ای را روی نمونه‌های کامپوزیتی به کار رفته در ساخت توربین‌های بادی، به منظور صحت‌گذاری بر مدل پیش‌بینی عمر برپایه استحکام تحت طیف بارگذاری مشخص، انجام داد. نتایج نشان داد در اکثر حالات، عمر نمونه‌ها از عمر به دست آمده به روش تئوری

تجمعی آسیب (قانون جمع ماینر) کوتاه‌تر است. نویسنده ادعا نموده که مدل‌های استحکام باقیمانده خطی و غیرخطی بهتر از قانون جمع ماینر به داده‌های تجربی منطبق می‌شوند.

با بررسی مدل‌های رایج در حوزه آسیب، می‌توان دریافت روش‌های متعددی برای تشخیص آسیب در مواد کامپوزیتی به کار گرفته شده‌اند که بسیاری از آن‌ها بر پاسخ مُدال استوار می‌باشند. تغییرات در مُدهای نوسانی نرمال می‌تواند با کاهش سفتی سازه مرتبط شده و غالباً مدل‌های تحلیلی یا تجربی منجر به ایجاد جداول پاسخ-تاریخچه سازه شده که برای پیش-بینی موقعیت آسیب مربوطه مورد استفاده قرار می‌گیرد. آزمون‌های مُدال به صورت بالقوه امکان ارزیابی سریع و ارزان خواص الاستیک و ویسکوالاستیک مواد کامپوزیتی در طراحی و ساخت فراهم می‌سازد. دیدگاه‌های متنوعی در مقالات درخصوص استفاده از روش‌های ارزیابی مُدال برای تشخیص آسیب در هر نوع ماده مهندسی از نمونه کوچک گرفته تا یک سازه کامل، وجود دارد [۷].

در پژوهشی که توسط گیبسون<sup>۳</sup> [۸] صورت گرفت، آزمون مُدال به عنوان روشی سریع و دقیق برای ارزیابی خواص مکانیکی مواد کامپوزیتی معرفی شد. آن‌ها ادعا نموده‌اند که کاهش هزینه‌های مربوط به ساخت نمونه‌های پیچیده و یا استفاده از تجهیزات آزمایشگاهی و ارزیابی همزمان خواص درحین ساخت، محققان را به سمت استفاده از روش‌های بازرسی مواد کامپوزیتی برپایه رفتار ارتعاشی ماده سوق داده است. پورکار<sup>۴</sup> و همکارانش [۹] با بررسی تغییرات در یکسری مُدهای مشخص با استفاده از روش گالریکین<sup>۵</sup> به بررسی لایه-لایه‌ای شدن در پره‌های کامپوزیتی هلی‌کوپترها پرداخته‌اند. والدز<sup>۶</sup> و همکارانش [۱۰] در سال ۱۹۹۹ بدون استفاده از مدل-های تحلیلی به شناسایی لایه‌لایه‌ای شدن<sup>۷</sup> در نمونه‌های کامپوزیتی پرداختند. آن‌ها دریافتند که هرگونه کاهش در فرکانس‌های مُدال در ارتباط با افزایش سطح به واسطه پدیده لایه‌لایه‌ای شدن در نمونه است.

استحکام باقیمانده نمونه‌های کامپوزیتی در بارگذاری خستگی توسط رُتم<sup>۸</sup> [۱۱] بررسی گردید. نتایج بررسی‌ها نشان

<sup>6</sup> Valdes

<sup>7</sup> Delamination

<sup>8</sup> Rotem

<sup>1</sup> Broutman and Sahu

<sup>2</sup> Wahl

<sup>3</sup> Gibson

<sup>4</sup> Purekar Ashish

<sup>5</sup> Galerkin

کامپوزیت لایه‌ای می‌تواند به‌عنوان متغیر آسیب کلی به‌جای چگالی ترک زمینه و ابعاد منطقه لایه‌لایه‌ای شده، عمل نماید. دمیر<sup>۶</sup> و همکارانش [۱۷] در بررسی تجربی و عددی نمونه‌های کامپوزیتی الیاف کربن نشان دادند، عمر خستگی و استحکام باقیمانده با توزیع آماری استحکام استاتیکی مرتبط می‌باشند. در یکی از آخرین پژوهش‌های صورت گرفته، ابوالخیر<sup>۷</sup> و همکارانش [۱۸] قابلیت روش تجربی آنالیز مُدال برای شناسایی و کمی‌سازی رفتار خستگی نمونه‌های کامپوزیتی لایه‌ای مورد مطالعه قرار دادند. نتایج نشان داد، تغییرات ایجاد شده در پارامترهای آزمون مُدال، ابزار مناسبی برای پیش‌بینی رفتار خستگی سازه‌های کامپوزیتی است؛ همچنین پارامتر نرماله شده نسبت میرایی به فرکانس طبیعی به‌صورت قابل ملاحظه‌ای با نسبت عمر خستگی تغییر نموده است.

در دامنه دانش نگارنده تاکنون در زمینه پیش‌بینی آسیب متناظر با استحکام باقیمانده در بارگذاری خستگی با استفاده از پارامترهای آزمون مُدال مانند فرکانس طبیعی و نسبت میرایی در چندلایه‌ای‌های متعامد، مطالعه‌ای صورت نگرفته است؛ لذا در این پژوهش نمونه‌های کامپوزیتی پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه بعد از بارگذاری خستگی تحت آزمون شکست‌نگاری، به‌منظور مقایسه سطوح شکست در دو سطح بارگذاری تنش بالا و پایین، قرار گرفتند. آنالیز حرارتی مکانیکی پویا برای تخمین دمای شیشه‌ای شدن و ارزیابی خواص ویسکوالاستیک نمونه در بارگذاری خستگی، مورد استفاده قرار گرفت. نمونه‌های کامپوزیتی قبل و بعد از بارگذاری خستگی تحت آزمون غیرمخرب مُدال قرار گرفتند. آسیب خستگی (درصد عمر خستگی) متناسب با نسبت تعداد سیکل بارگذاری تحمل شده به عمر نمونه تعریف گردید. روی نمونه‌های تحت بارگذاری خستگی تحلیل مدال انجام شده و استحکام باقیمانده نمونه‌ها اندازه‌گیری شد. ارتباط استحکام باقیمانده با آسیب خستگی (درصد عمر خستگی) و تغییرات معنی‌دار فرکانس طبیعی مشاهده و گزارش شدند.

داد برخلاف مواد معمولی که در آن‌ها شکست به‌دلیل یک ترک اتفاق می‌افتد، در مواد کامپوزیتی انباشته‌شدگی ترک‌ها را خواهیم داشت. همچنین مشاهده شد استحکام باقیمانده برای تمام عمر خستگی همان استحکام استاتیکی است و فقط در ۱۰٪ نهایی عمر خستگی شروع به کاهش می‌کند. در پژوهشی دیگر، بدوی و کونگ<sup>۱</sup> [۱۲] به بررسی تاثیر فرآیند خستگی روی پارامترهای مُدال، فرکانس‌های طبیعی و نسبت‌های میرایی پرداختند. براساس ادعای آن‌ها، پارامتر میرایی در پیش‌بینی عمر خستگی می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. در این پژوهش روشی تجربی توسعه داده شد که با استفاده از این روش و تعداد آزمایش‌های کمتری می‌توان عمر باقیمانده سازه کامپوزیتی را پیش‌بینی نمود.

زو<sup>۲</sup> [۱۳] به بررسی روش‌های نوسان‌محور متکی بر مدل‌های تشخیص لایه‌لایه‌ای شدن در کامپوزیت‌ها پرداخت. وی ادعا نمود که روش‌های وابسته به این مدل علاوه‌بر بیان نمودن اطلاعات موضعی و کلی در خصوص آسیب، مقرون‌به‌صرفه بوده و قابلیت به‌کارگیری آسانی دارد. کیم<sup>۳</sup> [۱۴] با به‌کارگیری روش‌های نوسان‌محور در شاخصه‌یابی، به بررسی آسیب در سازه‌های کامپوزیتی و ساندویچی با استفاده از تابع پاسخ فرکانس پرداخت. او با مطرح کردن تغییرات سطح در تابع‌های فرکانسی به‌عنوان شاخص خرابی، پارامتر تابع پاسخ فرکانس باقیمانده را به‌عنوان معیاری برای تشخیص مستقیم خرابی معرفی کرد.

در مقاله‌ای دیگر، کسلر<sup>۴</sup> و همکارانش [۱۵] به بررسی قابلیت ارزیابی مُدال در تشخیص عیب پرداختند. آن‌ها با استفاده از آزمون‌های تجربی مُدال و مدل المان محدود، دریافتند که ارتباط قوی بین میزان آسیب و کاهش فرکانس طبیعی وجود دارد. علاوه‌بر آن نویسندگان ادعا نمودند که آسیب‌ها تنها در بازه فرکانسی پایین قابل تشخیص می‌باشند. در سال ۲۰۰۳، مون<sup>۵</sup> و همکارانش [۱۶] مدلی غیرمخرب برای پیش‌بینی عمر خستگی در کامپوزیت‌های لایه‌ای ارائه دادند. آن‌ها با اندازه‌گیری فرکانس طبیعی و بیان ارتباط آن با کاهش سفتی خمشی معادل، ارتباط معناداری با عمر خستگی سازه ارائه نمودند. آن‌ها نشان دادند فرکانس طبیعی در نمونه

<sup>5</sup> Moon

<sup>6</sup> Damir

<sup>7</sup> Abo-Elkhier

<sup>1</sup> Bedewi & Kung

<sup>2</sup> Zou

<sup>3</sup> Kim

<sup>4</sup> Kessler



شکل ۱- ساخت صفحه کامپوزیتی به روش تزریق به کمک خلاء

## ۲- روش تجربی

### ۲-۱- مواد

در این پژوهش از الیاف شیشه نوع E بافته شده در جهت‌های ۰ و ۹۰ درجه تولید شده توسط شرکت STA ترکیه برای ساخت نمونه‌های کامپوزیتی استفاده شده است. رزین پلیمری بر پایه اپوکسی با نام تجاری EP۲۰۴۰ و سخت‌کننده EP۲۰۲۷ تولید شده توسط شرکت آکسون<sup>۱</sup> فرانسه با نسبت حجمی ۱۰۰:۳۲، با یکدیگر مخلوط شدند.

### ۲-۲- روش ساخت نمونه‌های کامپوزیتی

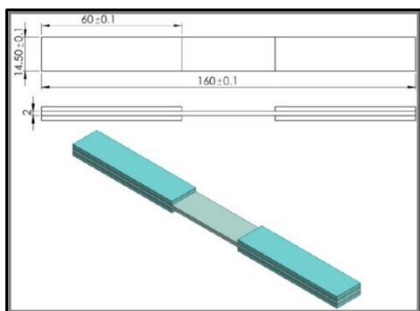
برای ساخت نمونه‌های موردنیاز، ابتدا صفحات کامپوزیتی پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه<sup>۲</sup> به روش مکش رزین به کمک خلاء<sup>۳</sup> در پژوهشکده هوا خورشید دانشگاه فردوسی مشهد تولید شدند (شکل ۱) که ترتیب مراحل انجام شده به صورت زیر است:

۱. برش الیاف موردنیاز از تویی پارچه در ابعاد ۱۲۰ در ۶۰ سانتی‌متر مربع
۲. چیدمان ۷ لایه از الیاف‌های برش خورده روی یکدیگر
۳. چفت نمودن الیاف‌ها روی یکدیگر و بر سطح قالب تزریق با استفاده از چسب الیاف
۴. اعمال لایه واکس روی سطح قالب
۵. استقرار تجهیزات مکش یا نفوذ رزین به کمک خلاء شامل: لایه سیلان رزین، داکرون، لوله مارپیچی و خمیر سیلیکون
۶. انجام آزمون نشتی
۷. اختلاط رزین و سخت‌کننده
۸. گاززدایی رزین به مدت ۱۵ دقیقه
۹. مکش رزین به درون الیاف (فشار خلاء ۰/۹ بار)
۱۰. پخت اولیه به مدت ۲۴ ساعت در دمای اتاق
۱۱. پخت ثانویه به مدت ۱۶ ساعت در دمای ۷۵ درجه سانتی‌گراد

### ۲-۳- آزمون مدال

به منظور بررسی رفتار دینامیکی نمونه کامپوزیتی و تعیین پارامترهای مدال شامل فرکانس طبیعی و نسبت میرایی برای آزمون استحکام باقیمانده، قبل و بعد از بارگذاری خستگی، از آزمون مدال استفاده شده است.

نمونه‌های آزمون مدال از ورق کامپوزیت تقویت شده توسط الیاف شیشه ساخته شده در قسمت ۲-۲، براساس استاندارد ASTM D۳۴۷۹ [۱۹] برش زده شدند. به منظور حذف لبه‌های آسیب دیده و لایه‌لایه شده ناشی از فرآیند برش‌زنی، نمونه‌ها تحت پرداخت توسط کاغذ سمباده ۲۸۰ و ۸۰۰ قرار گرفتند. نمونه‌های مورد استفاده در این مرحله با وزن میانگین ۱۴/۳ گرم به صورت مستطیلی با ابعادی منطبق بر شکل ۲ به کار گرفته شدند.



شکل ۲- هندسه و ابعاد نمونه‌های آزمون مدال و استحکام باقیمانده

<sup>3</sup> Vacuum Assisted Resin Transfer Molding (VARTM)

<sup>1</sup> Axson

<sup>2</sup> Glass Fiber Reinforced Polymer (GFRP)

از منحنی SN به‌دست آمده در سه سطح تنش ۵۵، ۴۳ و ۳۵ درصد استحکام نهایی کششی استفاده شد که در پژوهشی دیگر توسط نویسندگان [۲۱] انجام شده است. با استفاده از این منحنی، عمر ورق کامپوزیتی تخمین زده شد و قسمت خستگی آزمون استحکام باقیمانده در هر سطح تنش بارگذاری خستگی معادل ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰، ۳۵، ۵۰ و ۷۰ درصد عمر نمونه صورت پذیرفت. نمونه‌ها پس از آسیب خستگی مشخص تحت آزمون استاتیکی کشش تا شکست نهایی قرار گرفتند. این استحکام به‌عنوان استحکام باقیمانده ثبت گردید.

#### ۲-۵- شکست‌نگاری سطوح شکست دینامیکی

سطوح شکست نمونه‌های خستگی کامپوزیتی در دو سطح تنشی بالا و کم با میکروسکوپ الکترونی روبشی<sup>۱</sup> Leo-۱۴۵۰، در آزمایشگاه مرکزی دانشگاه فردوسی مشهد مورد شکست‌نگاری قرار گرفتند.

#### ۲-۶- آزمون آنالیز حرارتی مکانیکی پویا

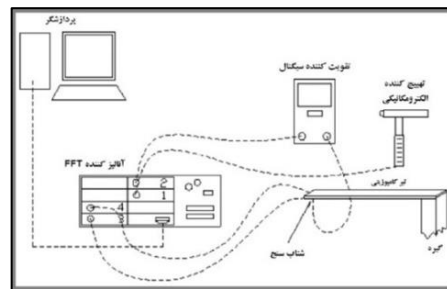
آزمون آنالیز حرارتی مکانیکی پویا<sup>۲</sup>، به‌منظور تخمین دمای شیشه‌ای شدن و ارزیابی خواص ویسکوالاستیک ماده، مورد استفاده قرار گرفت. آزمون آنالیز حرارتی مکانیکی پویا روی نمونه کامپوزیتی براساس استاندارد [۲۲] در آزمایشگاه آنالیز پلیمرها، دانشکده مهندسی پلیمر و رنگ دانشگاه صنعتی امیرکبیر، صورت پذیرفت. مدل دستگاه مورد استفاده-DMA Tritron, tritec ۲۰۰۰ ساخت کشور انگلستان، می‌باشد.

#### ۳- نتایج و بحث

با توجه به نتایج تجربی به‌دست آمده توسط محققین همین مقاله بر روی مواد مورد آزمایش، کلیه خواص فیزیکی شامل دانسیته الیاف، درصد وزنی حفرات و خواص مکانیکی ورق کامپوزیتی ساخته شده شامل استحکام کششی و منحنی SN (رفتار خستگی) محاسبه و گزارش گردید [۲۱]. سطوح شکست دو نمونه پس از بارگذاری خستگی در دو سطح تنش بارگذاری کم و زیاد تحت شکست‌نگاری قرار گرفتند. عدم مشاهده حفره در زمینه حاکی از درصد پایین حفره مطابق با استاندارد GL [۲۳] و تایید فرایند ساخت نمونه‌های کامپوزیتی بود.

برای انجام آزمون مدال، نمونه به صورت تیر یک سرگیردار بسته شده و با یک چکش مجهز به مبدل نیرو، به سر آزاد نمونه ضربه زده می‌شود. ارتعاشات حاصل از ضربه وارده با استفاده از یک شتاب‌سنج، که دقیقاً در نقطه مقابل محل اعمال ضربه با استفاده از چسب نواری روی نمونه‌ها نصب شده، جمع-آوری می‌گردد.

به‌منظور بررسی پاسخ فرکانسی نمونه‌های تهیه شده، هر نمونه ۵ بار تحت تحریک مکانیکی واقع شده‌است. داده‌های جمع‌آوری شده توسط تحلیل‌کننده سیگنال چندکاناله به کامپیوتر مجهز به نرم‌افزار ME'scope منتقل شده و نتایج پاسخ فرکانسی و پارامترهای مُدال مُد نخست استخراج گردید. به‌منظور اطمینان از تکرارپذیری نتایج، تمام مراحل آزمون برای کلیه نمونه‌ها دو بار صورت گرفت. در شکل ۳ شماتیکی از تجهیزات استفاده شده در آزمون مُدال نشان داده شده‌است.



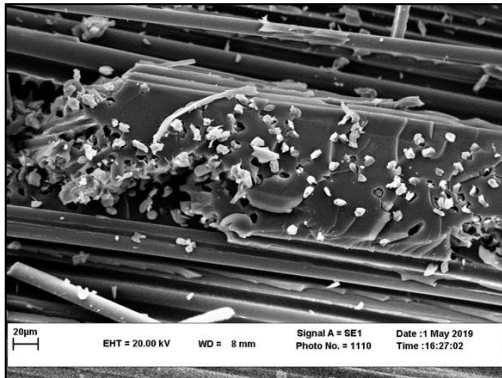
شکل ۳- شماتیکی از تجهیزات استفاده شده در آزمون مُدال

#### ۲-۴- آزمون استحکام باقیمانده

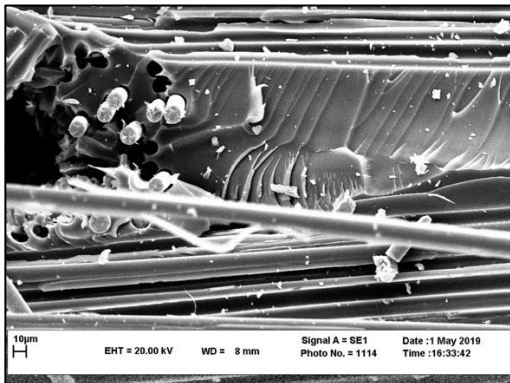
نمونه‌های آزمون استحکام باقیمانده براساس استاندارد ۳۴۷۹ ASTM D [۱۹] به‌صورت شکل ۲ برش زده شدند تا اثر دائمی آسیب خستگی در کاهش استحکام کششی نمونه‌ها بررسی شود. این آزمون در دو بخش خسارت خستگی و استاتیکی انجام گردید. بارگذاری خستگی با فرکانس ۸ هرتز و نسبت تنش ۰/۱ صورت گرفت که یکی از شدیدترین حالات بارگذاری در دستورالعمل‌های طراحی توربین بادی می‌باشد و ازسویی دیگر احتمال آسیب لایه‌لایه‌ای شدن را به حداقل می‌رساند [۲۰]. برای انجام بارگذاری خستگی از دستگاه Zwick Amsler HB۱۰۰ استفاده گردید. برای انجام این آزمون

<sup>2</sup> Dynamic Mechanical Thermal Analysis (DMTA)

<sup>1</sup> Scanning Electron Microscopy (SEM)



شکل ۴- فصل مشترک الیاف و زمینه برای سطوح شکست خستگی نمونه در بارگذاری تنشی بالا (۵۵٪)



شکل ۵- فصل مشترک الیاف و زمینه برای سطوح شکست خستگی نمونه در بارگذاری تنشی کم (۴۳٪)

در آزمون‌های خستگی به‌واسطه سرعت انتقال حرارت پایین در نمونه کامپوزیتی، با افزایش فرکانس بارگذاری تعادل حرارتی با دمای محیط دیرتر صورت گرفته و احتمال افزایش دمای نمونه کامپوزیتی در فرکانس‌های بالا در آزمون‌های خستگی وجود دارد. به‌صورت کلی وابستگی بیشتری بین خواص خستگی، مدت زمان آزمون و فرکانس بارگذاری در مواد پلیمری یا کامپوزیت‌های زمینه پلیمری در مقایسه با مواد فلزی وجود دارد [۲۶]. تغییر موضعی دما در آزمون‌های خستگی تنش پایین (سیکل‌های زیاد) می‌تواند منجر به تغییر رفتار خستگی ماده و نهایتاً از کارافتادگی نمونه در سیکل‌های بارگذاری کمتر شود. از سویی دیگر تغییرات ایجاد شده در فرکانس طبیعی و درصد میرایی می‌تواند فقط ناشی از تغییرات

مقدس و همکارانش [۲۴] در مطالعات خود به بررسی تغییرات فیزیکی و اندرکنش‌های شیمیایی در کامپوزیتی مشابه با آنچه در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته است، پرداختند. بررسی‌های ریزساختاری صورت گرفته توسط میکروسکوپ الکترونی شاهد آن است که با کاهش سطوح تنش خستگی یا به‌عبارتی دیگر حرکت از بارگذاری سیکل پایین به سیکل بالا، سازکارهای از کارافتادگی بیرون‌کشیدگی الیاف و گسستگی پیوند نسبت به ریزترک‌ها در زمینه و لایه‌لایه‌ای شدن مشهود می‌گردد. براساس آنچه در تئوری رفاپدر [۲۵] با عنوان سه مرحله عمر خستگی بیان شده است، نخستین سازکار نمونه‌های کامپوزیتی پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه، ترک‌گذاری در زمینه<sup>۱</sup>، جدایش زمینه و الیاف<sup>۲</sup>، بیرون کشیدگی الیاف<sup>۳</sup>، شکست الیاف<sup>۴</sup> و نهایتاً لایه‌لایه‌ای شدن ذکر شده است که در تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی قابل مشاهده می‌باشند. مقایسه سطح شکست دو نمونه با سطح تنش بالا و پایین در شکل ۴ و ۵ انجام شده است. همان‌گونه که انتظار می‌رفت در نمونه تنش بالا ریزسازکار غالب، شکستگی الیاف است، درحالی‌که بیرون‌کشیدگی الیاف و جدایش زمینه و الیاف نیز مشاهده می‌گردد. در سطوح شکست نمونه تنش پایین، ترک‌گذاری زمینه به‌صورت اسکارپ (شکل ۵) مشاهده شده است.

اشکال ۶ و ۷ سازکارهای آسیب خستگی مشاهده شده در دو سطح شکست خستگی تنش بالا و کم را با جزئیات بیشتر نشان می‌دهد. با توجه به مشاهدات یاد شده می‌توان ادعا نمود در تصاویر به‌دست آمده در نمونه تنش کم، تغییر فرم زمینه به‌واسطه اسکارپ‌های ناشی از ترک‌گذاری زمینه بیشتر از نمونه خستگی تنش بالا بوده است؛ به‌عبارتی دیگر از کارافتادگی خستگی در تنش بالا با سرعت بیشتری رخ داده و فرصت ظهور سازکارهای مختلف از کارافتادگی خستگی حاصل نشده است.

<sup>۳</sup> Fiber Pull-out

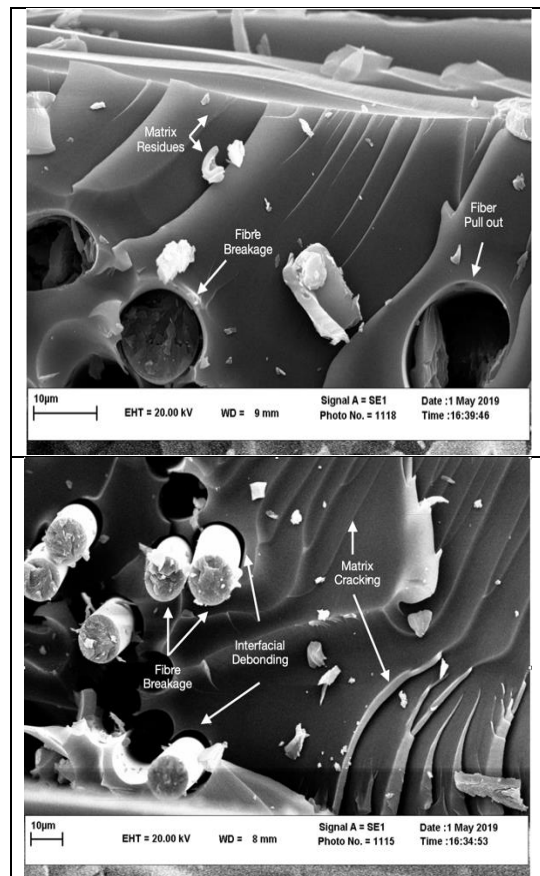
<sup>۴</sup> Fiber failure

<sup>۱</sup> Matrix Failure/Matrix Cracking

<sup>۲</sup> Fiber/Matrix Debonding

که امکان مویه‌زایی<sup>۱</sup> در زمینه ایجاد شود، میزان تغییر فرم خزشی ناچیز است. به محض نزدیک شدن دمای نمونه به دمای شیشه‌ای شدن، کامپوزیت به شدت حساس به تغییر فرم وابسته به زمان شده و تحت تاثیر میزان بلوری بودن و پیوندهای عرضی<sup>۲</sup> ساختار، رفتار متفاوتی را از خود نشان می‌دهد [۲۸]. با این وجود تعیین میزان دقیق دمای شیشه‌ای شدن برای نمونه‌های مورد استفاده به‌عنوان یکی از آزمون‌های مشخصه-یابی در این پژوهش مطرح گردید. با توجه به توصیه بسیاری از منابع برای استفاده از روش آنالیز حرارتی مکانیکی پویا در استخراج دمای شیشه‌ای شدن و مزایای آن در مقایسه با دیگر روش‌های اندازه‌گیری مانند آنالیز حرارتی تفاضلی<sup>۳</sup> و گرماسنجی افتراقی<sup>۴</sup>، این آزمون مورد استفاده قرار گرفت [۲۹]. به‌منظور بررسی تاثیر نوسانات حرارتی ایجاد شده در حین آزمون، آزمون آنالیز حرارتی مکانیکی پویا به‌صورت مد خمشی با فرکانس ۱ هرتز در بازه دمایی ۲۵ الی ۱۶۵ درجه سانتی‌گراد و نرخ حرارت‌دهی ۵ درجه سانتی‌گراد بر دقیقه منطبق بر استاندارد یاد شده [۲۲] صورت گرفت. براساس نتایج ارائه شده در شکل ۸، نخستین کاهش در منحنی  $E'$  مربوط به افزایش حجم خالی به‌واسطه افزایش دما، متعاقباً افزایش تحرکات زنجیره‌های مولکولی به‌صورت موضعی (خمشی و کششی) و نهایتاً حرکت زنجیره‌های جانبی<sup>۵</sup> است. با توجه به عدم مشاهده تغییر وزن، قبل و بعد از آزمون می‌توان ادعا نمود که این تغییر متاثر از حضور رطوبت در نمونه مورد آزمون نبوده است [۳۰]. با افزایش دما و در نتیجه افزایش حجم آزاد در زمینه اپوکسی، با حرکت چشم‌گیر بخش بزرگی از زنجیره‌های پلیمری مواجه هستیم؛ بنابراین می‌توان ادعا نمود که در شکل ۸ تک قله مشاهده شده مربوط به دمای شیشه‌ای شدن بوده و بسته به روش معرفی شده در استاندارد و رسم خطوط مماس بر منحنی  $E'$  میزان این دما ۸۰/۸ درجه سانتی‌گراد است.

ایجاد شده به‌واسطه آسیب خستگی نبوده و تحت تاثیر آسیب خزشی ماده نیز باشد. این تغییر در نمونه‌های کامپوزیتی لایه-ای غالباً به‌واسطه رفتار ویسکوالاستیک زمینه پلیمری رخ می‌دهد [۲۷]. دمای سنج اندازه‌گیری شد، به‌طوری که حداکثر دمای نمونه در طول آزمایش خستگی ۴۲ °C بود. به‌منظور بررسی دقیق‌تر تاثیر افزایش دمای موضعی نمونه‌ها در بارگذاری خستگی، آنالیز حرارتی مکانیکی پویا صورت گرفت.



شکل ۶- مکانیزم آسیب سطوح شکست نمونه‌های خستگی در بارگذاری تنش کم (۴۳٪)

نمونه کامپوزیتی مورد استفاده، که از نوع گرماسخت می‌باشد، در نزدیکی دمای شیشه‌ای شدن با حرکت محدود زنجیره‌های جانبی مولکولی مواجه می‌شود. در این حالت تا زمانی که میزان تغییر فرم ناشی از این تحرکات به حدی نرسد

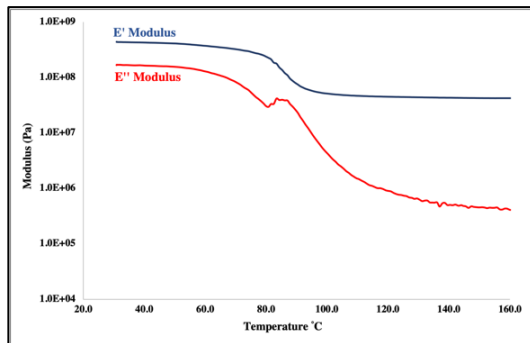
<sup>4</sup> Differential Scanning Calorimetry (DSC)

<sup>5</sup> Side Chain Movement

<sup>1</sup> Crazeing

<sup>2</sup> Cross Link

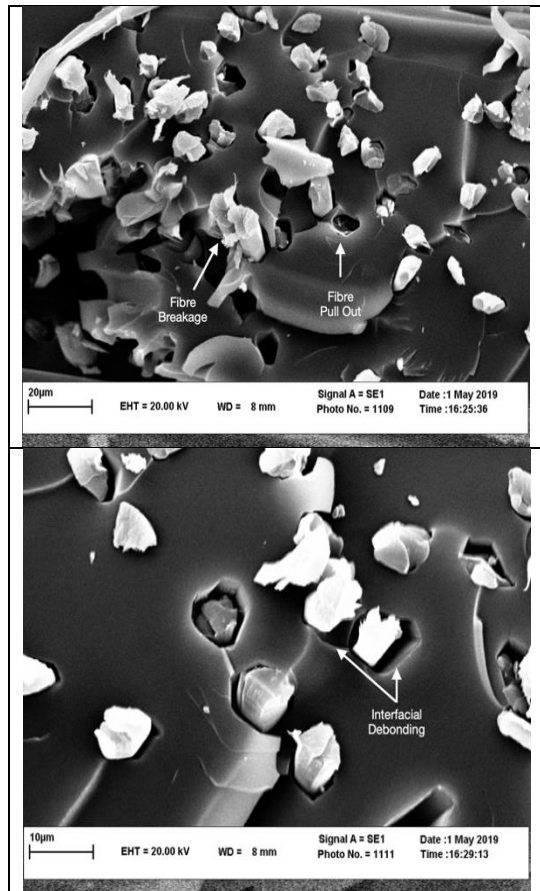
<sup>3</sup> Differential Thermal Analysis (DTA)



شکل ۸- منحنی آنالیز دینامیکی پویا نمونه کامپوزیتی نخست شامل مدول ذخیره‌ای و مدول اتلافی

پس از بررسی شکست‌نگاری و آنالیز حرارتی مکانیکی پویا در نمونه‌ها و با توجه به محدودیت‌های بارگذاری موجود توسط دستگاه خستگی، سطح بارگذاری ۵۵ و ۴۳ درصد استحکام کششی به‌عنوان سطح تنش مورد بررسی برای آزمون استحکام باقیمانده انتخاب شد و متناسب با منحنی SN رسم شده در پژوهش قبلی [۲۱]، هر آسیب‌خستگی بر اساس سطح بارگذاری تعیین شد. آزمون مدال قبل و بعد از اعمال آسیب‌خستگی، روی نمونه‌ها انجام گردید. به‌منظور نهایی‌سازی آزمون استحکام باقیمانده، نمونه‌ها پس از تحمل آسیب‌خستگی مشخص ۵، ۱۰، ۳۵، ۵۰ و ۷۰ درصد عمر نمونه در سطوح تنشی ۵۵ و ۴۳ درصد استحکام نهایی تحت آزمون استاتیکی کششی تا شکست واقع شدند و استحکام پس از آسیب‌خستگی به‌عنوان استحکام باقیمانده ثبت گردید. نتایج فرکانس طبیعی و نسبت میرایی مد نخست به‌دست آمده از آزمون مدال به‌همراه نتایج حاصل از آزمون استحکام باقیمانده در جدول ۱ و ۲ آورده شده‌اند. در این جداول  $f_0$  و  $D_0$  به‌ترتیب استحکام نهایی کششی ورق کامپوزیتی مربوطه، فرکانس طبیعی و نسبت میرایی قبل از بارگذاری خستگی و  $f_1$  و  $D_1$  به‌ترتیب استحکام باقیمانده، فرکانس طبیعی و نسبت میرایی بعد از بارگذاری خستگی می‌باشند.

به‌منظور بررسی تاثیر آسیب‌خستگی بر پارامترهای آزمون مدال، نتایج حاصل از آزمون مدال برای دو حالت قطعه سالم قبل از بارگذاری خستگی<sup>۱</sup> و بعد از اعمال بارگذاری خستگی با یکدیگر مقایسه گردیدند که نتایج به‌دست آمده برای فرکانس طبیعی و نسبت میرایی در شکل ۹ و ۱۰ آورده



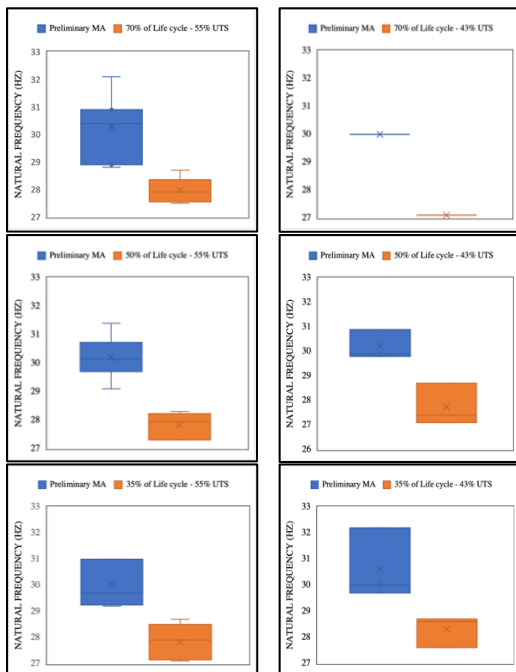
شکل ۷- مکانیزم آسیب سطوح شکست نمونه‌های خستگی در بارگذاری تنشی بالا (۵۵٪)

از آنجایی‌که دمای شیشه‌ای شدن با افزایش فرکانس بارگذاری افزایش می‌یابد، می‌توان اطمینان داشت دمای شیشه‌ای محاسبه شده از آزمون آنالیز حرارتی مکانیکی پویا کمتر از دمای شیشه‌ای شدن نمونه کامپوزیتی تحت آزمون خستگی و استحکام باقیمانده در شرایط مورد مطالعه است. همچنین با اندازه‌گیری دمای نمونه در حین آزمون خستگی سیکل بالا، می‌توان ادعا نمود در محتاطانه‌ترین حالت (محاسبه ۲۵ درصدی ضریب اطمینان) در دماهای کمتر از ۶۰ درجه سانتی‌گراد هیچ رفتار ویسکوالاستیک و در نتیجه آن آسیب‌خزشی یا تغییر فرم وابسته به زمان در ماده رخ نداده و آسیب ایجاد شده ناشی از خستگی است؛ لذا آزمون مدال و استحکام باقیمانده با اطمینان از عدم تاثیر دما در نتایج، بر روی نمونه‌ها انجام گردید.

<sup>۱</sup> Preliminary MA



۳۵	۴۱۳/۲	۳۰	۰/۳۸	۲۷۶/۳	۲۸/۶	۰/۵۳
۳۵	۴۱۳/۲	۲۹/۷	۰/۴۷	۳۱۵/۹	۲۷/۶	۰/۶۱
۳۵	۴۱۳/۲	۳۲/۲	۰/۴۳	۳۴۸/۳	۲۸/۷	۰/۵
۱۰	۴۱۳/۲	۲۹/۶	۰/۸۶	N/D <sup>۱</sup>	۲۹/۱	۰/۳۶
۱۰	۴۱۳/۲	۳۱/۵	۰/۵۶	N/D	۲۹	۰/۷۵
۱۰	۴۱۳/۲	۳۲	۰/۶۱	N/D	۲۹/۹	۱/۲۳
۵	۴۱۳/۲	۳۱/۱	۰/۷۳	N/D	۲۹	۰/۷۱
۵	۴۱۳/۲	۲۸/۵	۱/۰۹	N/D	۳۰/۱	۰/۳۵
۵	۴۱۳/۲	۲۰/۶	۰/۸۹	N/D	۳۰	۰/۳۹



شکل ۹- تغییرات فرکانس طبیعی قبل و بعد از اعمال آسیب خستگی در دو سطح تنش ۵۵ و ۴۳ درصد استحکام کششی

شکل ۱۱ به مقایسه تاثیر آسیب‌های خستگی بر فرکانس طبیعی و درصد میرایی در دو سطح تنش ۵۵ درصد استحکام کششی (تنش بالا) و ۴۳ درصد استحکام کششی (تنش پایین) پرداخته است. نتایج حاکی از آن است که تغییرات چشم‌گیری در میانگین و میانه فرکانس طبیعی با تغییر تعداد سیکل در

شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، فرکانس طبیعی بعد از بارگذاری خستگی کاهش داشته، درحالی‌که تغییرات نسبت میرایی روند مشخصی نداشته است.

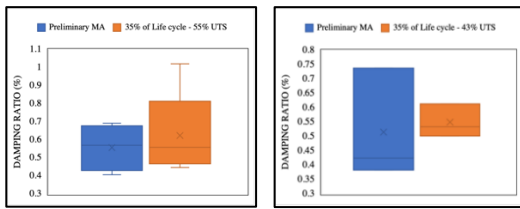
جدول ۱- نتایج به‌دست آمده برای سطح تنش ۵۵ درصد استحکام کششی

آسیب خستگی (درصد)	S <sub>0</sub> (MPa)	f <sub>0</sub> (Hz)	D <sub>0</sub> (%)	S <sub>1</sub> (MPa)	f <sub>1</sub> (Hz)	D <sub>1</sub> (%)
۷۰	۴۱۶/۱	۳۰/۴	۰/۵	۳۶۰/۴	۲۸/۷	۰/۵
۷۰	۴۱۶/۱	۳۲/۱	۰/۴	۲۹۷	۲۸/۲	۰/۵
۷۰	۴۱۶/۱	۳۰/۴	۰/۳	۳۴۱/۷	۲۷/۵	۰/۶
۷۰	۴۱۶/۱	۲۸/۹	۰/۴	۴۲۰/۱	۲۷/۵	۰/۷
۷۰	۴۱۶/۱	۲۸/۸	۱	۴۳۸/۱	۲۷/۸	۰/۵
۷۰	۴۱۶/۱	۳۰	۰/۴	۳۷۳/۲	۲۸	۰/۶
۵۰	۴۱۶/۱	۲۹/۹	۰/۵	۴۱۴/۹	۲۸/۲	۰/۶
۵۰	۴۱۶/۱	۲۹/۱	۰/۵	۳۸۵/۳	۲۷/۳	۱/۲
۵۰	۴۱۶/۱	۳۰/۲	۰/۵	۳۶۳/۶	۲۸	۰/۶
۵۰	۴۱۶/۱	۳۱/۴	۰/۴	۳۷۴/۱	۲۸/۳	۰/۵
۳۵	۴۱۶/۱	۲۹/۳	۰/۴	۳۸۹/۹	۲۸/۳	۰/۵
۳۵	۴۱۶/۱	۲۹/۷	۰/۴	۳۸۰/۵	۲۷/۱	۱
۳۵	۴۱۶/۱	۲۹/۲	۰/۷	۳۷۶/۴	۲۷/۹	۰/۴
۳۵	۴۱۶/۱	۳۱	۰/۷	۳۷۴	۲۷/۲	۰/۶
۳۵	۴۱۶/۱	۳۱	۰/۵	۳۸۴/۲	۲۸/۷	۰/۶

جدول ۲- نتایج به‌دست آمده برای سطح تنش ۴۳ درصد استحکام کششی

آسیب خستگی (درصد)	S <sub>0</sub> (MPa)	f <sub>0</sub> (Hz)	D <sub>0</sub> (%)	S <sub>1</sub> (MPa)	f <sub>1</sub> (Hz)	D <sub>1</sub> (%)
۷۰	۴۱۳/۲	۳۰	۰/۳۹	۲۷۳/۶	۲۷/۱	۰/۶
۵۰	۴۱۳/۲	۲۹/۸	۰/۳	۳۹۷/۲	۲۸/۷	۰/۶۵
۵۰	۴۱۳/۲	۲۹/۹	۰/۳۶	۳۴۶/۶	۲۷/۴	۰/۶۶
۵۰	۴۱۳/۲	۲۹/۹	۰/۳۶	۳۰۸/۲	۲۷/۱	۰/۶۳

<sup>۱</sup> Not defined (N/D)



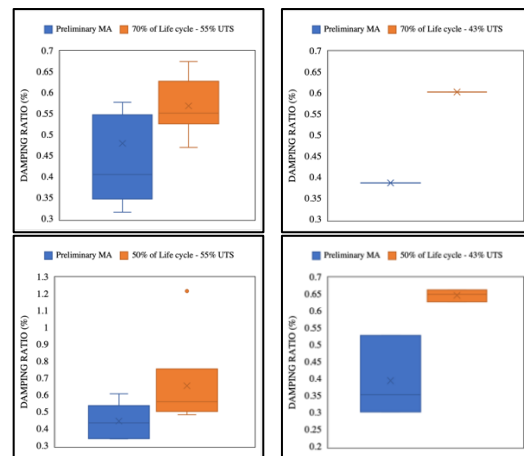
شکل ۱۰- تغییرات نسبت میرایی (%) قبل و بعد از اعمال آسیب‌خستگی در دو سطح تنش ۵۵ و ۴۳ درصد استحکام کششی

تأثیر آسیب‌خستگی در سطوح مختلف تنش بر روی استحکام باقیمانده، در منحنی‌های جعبه‌ای شکل ۱۲ با یکدیگر مقایسه شدند.

با بررسی منحنی‌های جعبه‌ای می‌توان دریافت با افزایش میزان آسیب‌خستگی برای هر دو سطح تنش مورد مطالعه، استحکام باقیمانده متوسط کاهش یافته است. این درحالی است که با افزایش آسیب‌خستگی میزان انحراف معیار یا به-عبارتی پراکندگی داده‌ها برای استحکام باقیمانده، نیز افزایش یافته است. علاوه بر این شکست‌های زودتر از موعد نمونه‌های استحکام باقیمانده در مرحله ابتدایی بارگذاری خستگی (که به واسطه عیوب ساختی و ساختاری نمونه کامپوزیتی و ماهیت پراکندگی نتایج مربوطه است)، تعداد نتایج در جامعه آماری مورد بررسی را کاهش داده و تحلیل‌های مربوطه را با مشکل روبرو ساخته است. علاوه بر این نتایج گویای آن است که در یک آسیب‌خستگی یکسان (درصد عمر مشابه)، با کاهش سطح تنش، استحکام باقیمانده، کمتر می‌شود. به عبارت دیگر اثر آسیب در درصد عمر مشابه، در تنش پایین‌تر بیشتر است که این موضوع همان‌گونه که در قسمت مطالعات ریزساختاری سطوح شکست مطرح گردید، احتمالاً به واسطه تغییر ریزسازکارهای فعال شده آسیب‌خستگی در سطح تنش بارگذاری مورد بررسی و میزان حساسیت پارامتر استحکام باقیمانده به تغییرات ایجاد شده است.

سطح تنشی ۵۵ درصد مشاهده نمی‌گردد؛ این درحالی است که در سطح تنشی ۴۳ درصد با کاهش تعداد سیکل خستگی در مقایسه با سطح تنش ۵۵ درصد، عدد میانه و میانگین فرکانس طبیعی در هر دو گروه افزایش می‌یابد. به عبارتی دیگر تغییرات فرکانس طبیعی در سطوح تنشی پایین‌تر (تعداد سیکل بیشتر) با افزایش آسیب‌خستگی مشهود است؛ مادامی که این تغییرات در سطوح تنشی بالا (تعداد سیکل کمتر) مشاهده نشده است. با توجه به تصاویر ریزساختاری حاصله که نشان‌دهنده فعال شدن ریزسازکارهای متنوع‌تر و بیشتر در آزمون خستگی در سطوح تنشی پایین‌تر، تغییرات فرکانس طبیعی مدنخست نیز مشهودتر است؛ لذا می‌توان احتمال داد که فرکانس طبیعی قابلیت تفکیک ریزسازکارهای ساختاری ایجاد شده در بارگذاری خستگی را داشته، می‌تواند به‌عنوان پارامتری مجزا و غیرمخرب جهت ارزیابی این آسیب مورد استفاده قرارگیرد. لازم به ذکر است در هیچ یک از دو گروه آسیب‌خستگی ناشی از سطوح تنشی، شاهد روند معناداری در پارامتر نسبت میرایی نیستیم.

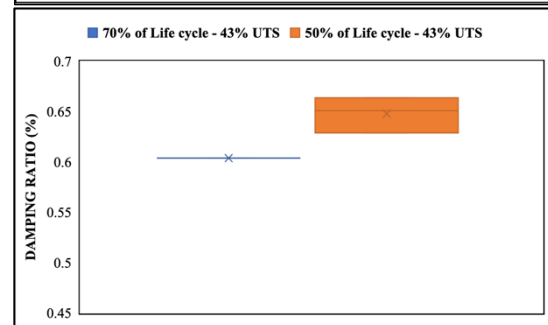
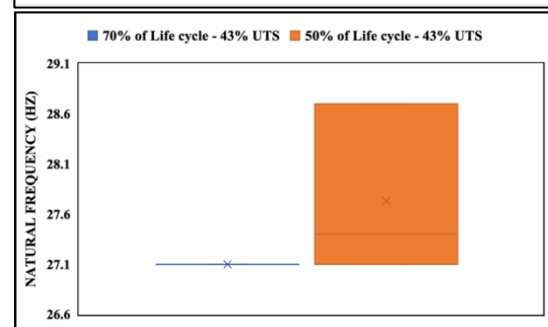
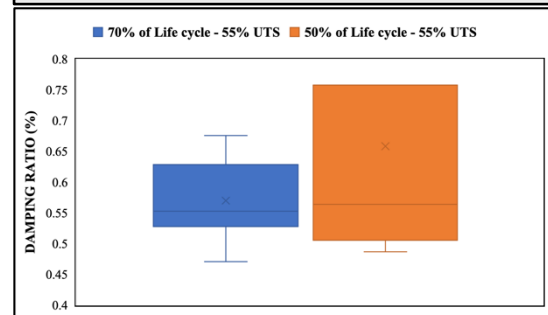
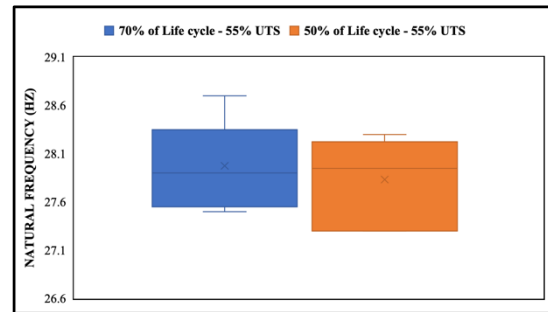
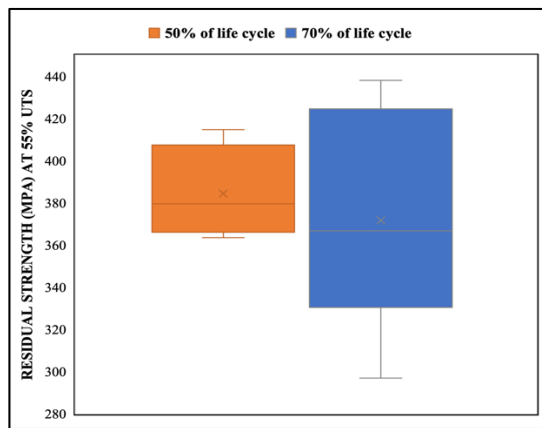
چاو<sup>۱</sup> و همکارانش [۳۱] و تورنور<sup>۲</sup> و همکارانش [۳۲]، درصد میرایی را به‌عنوان حساس‌ترین پارامتر مدال در بررسی آسیب‌های ساختاری ماده معرفی کردند. این درحالی است که در مطالعات صورت گرفته توسط محققین این مقاله ارتباط معناداری بین درصد میرایی و خواص خستگی مشاهده نشد [۲۰].



<sup>2</sup> Tournour

<sup>1</sup> Cao

باقیمانده، فرکانس طبیعی و نسبت میرایی ماده با آسیب خستگی پرداخته شد. براساس نتایج ارائه شده، شاهد روند کاهشی در استحکام باقیمانده، فرکانس طبیعی و نسبت میرایی هستیم که در مراحل اولیه آسیب می‌تواند به دلیل بروز نوع شکست زمینه<sup>۱</sup> و ماهیت تُرد زمینه، باشد. در کنار این نوع شکست، ممکن است جدایش بین لایه‌ای<sup>۲</sup> و شکست اتصال بین الیاف و زمینه<sup>۳</sup> نیز رخ دهد. پس از آن کاهش پارامترها تا سطوح پایانی عمر را خواهیم داشت. در این حالت، به دلیل آسیب بیشتر در نمونه، عدم یکپارچگی بین زمینه و الیاف و لایه‌ها افزایش یافته و در نتیجه استحکام ماده کاهش می‌یابد. لازم به ذکر است حضور ترکیبی انواع شکست در نمونه کامپوزیتی دلیل دیگری بر کاهش این دو پارامتر تا انتهای عمر می‌باشد. سازکارهای پیچیده آسیب در مواد کامپوزیتی به دلیل طبیعت ویسکوالاستیک زمینه و اثر متقابل الیاف و زمینه در حضور آسیب و همچنین سازکار سایش و اصطکاک در محدوده آسیب، به راحتی قابل توصیف نمی‌باشند [۳۳].



شکل ۱۱- نتایج آزمون مُدال برای دو پارامتر فرکانس طبیعی و نسبت میرایی در دو سطح تنش ۵۵ و ۴۳ درصد استحکام کششی

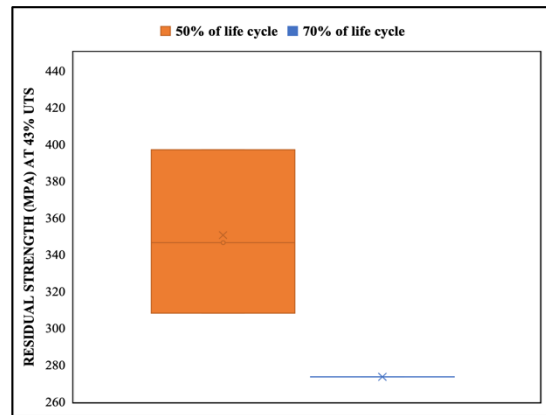
باتوجه به نتایج حاصل از آسیب خستگی بر روی استحکام باقیمانده و آزمون مُدال، به بررسی روند تغییرات استحکام

<sup>3</sup> Fiber/Matrix debonding

<sup>1</sup> Matrix Failure/Matrix Cracking

<sup>2</sup> Delamination

آنالیز مدال به عنوان روشی سریع و دقیق برای شناسایی تغییرات ساختاری گسترده ناشی از عیوب داخلی و گسستگی‌ها در نمونه‌های کامپوزیتی یادکرده است. لذا با مشاهده کاهش فرکانس طبیعی با آسیب‌خستگی در مواد کامپوزیتی، می‌توان از روش آنالیز مدال به عنوان ابزاری موثر در تشخیص تغییرات ساختاری ناشی از کاهش استحکام باقیمانده، استفاده نمود. بدین ترتیب با محاسبه مقادیر اولیه هر پارامتر و با داشتن میزان نسبی فرکانس طبیعی و ارتباط خطی بین دو پارامتر با دقت بالا (ضریب رگرسیون بالای ۹۸ درصد)، استحکام باقیمانده تخمین زده می‌شود.



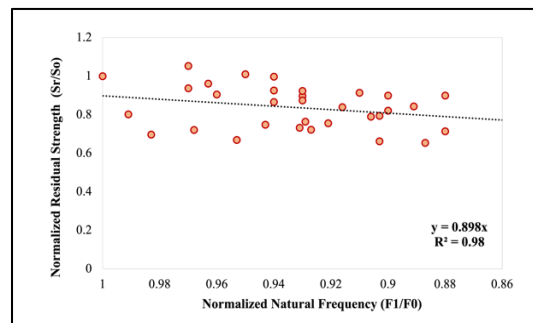
شکل ۱۲- نتایج آزمون استحکام باقیمانده در دو سطح تنش ۵۵ درصد و ۴۳ درصد

#### ۴- جمع‌بندی

در این پژوهش، به بررسی تاثیر آسیب‌خستگی بر استحکام باقیمانده و پارامترهای آنالیز مدال پرداخته شد. نمونه‌سازی، مطالعات ریزساختاری، آنالیز حرارتی مکانیکی پویا، آزمون مدال و آزمون استحکام باقیمانده برای ارزیابی آسیب‌خستگی با استفاده از آزمون مدال، فرکانس طبیعی مدنخست صورت گرفت. از جمله نتایج به‌دست آمده می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

- در شکست‌نگاری نمونه تحت آسیب‌خستگی تنش پایین، تغییر فرم زمینه به‌واسطه اسکارپ‌های ناشی از ترک‌گذاری زمینه بیشتر از نمونه تحت آسیب‌خستگی تنش بالا بوده و سه مرحله آسیب‌خستگی به تفکیک قابل رویت بود. در نمونه تحت آسیب‌خستگی تنش بالا، ریزسازکار آسیب‌خستگی با سرعت بیشتری فعال شده و سه مرحله مذکور در شکست‌نگاری قابل تفکیک و رویت نبودند.
- نتایج آنالیز حرارتی مکانیکی پویا نشان داد که کاهش خواص مکانیکی کامپوزیت مورد بررسی تحت بارگذاری خستگی، ناشی از رفتار ویسکوالاستیک زمینه کامپوزیت نیست.
- بررسی تاثیر آسیب‌خستگی بر فرکانس طبیعی مدنخست نشان داد که در سطوح تنشی پایین، افزایش آسیب منجر به تغییرات قابل توجهی در فرکانس طبیعی می‌شود؛ اما این میزان تغییرات در سطوح تنشی بالا مشاهده نشد. بنابراین فرکانس طبیعی به‌عنوان یک پارامتر غیرمخرب، قابلیت تفکیک ریزسازکارهای آسیب تحت بارگذاری

باتوجه به مشاهده ارتباط معنادار بین پارامتر استحکام باقیمانده و فرکانس طبیعی مدنخست، این دو پارامتر نسبت به مقادیر اولیه‌شان نسبی‌سازی شده و رفتار آن‌ها برحسب یکدیگر در یک منحنی رسم گردید (شکل ۱۳). علی‌رغم پراکندگی ذاتی زیاد خواص خستگی در ورق‌های کامپوزیتی، ارتباط کاهشی مشخصی در ارتباط استحکام باقیمانده و فرکانس طبیعی مشاهده می‌گردد.



شکل ۱۳ - تغییرات فرکانس طبیعی نسبی بر اساس استحکام باقیمانده نسبی

به منظور نشان دادن کاهش استحکام باقیمانده نسبی با فرکانس طبیعی نسبی نقطه شروع منحنی نقطه (۱،۱) در نظر گرفته شد. هر دو پارامتر نسبی‌سازی شده به واسطه تغییرات ساختاری و تخریب، از ۱ تا حدودی کاهش یافته‌اند. تغییرات کاهشی این دو پارامتر متاثر از آسیب‌خستگی، با روندی مشابه و به‌صورت خطی می‌باشد. این مشاهدات مشابه یافته‌هایی است که توسط گیسون [۳۴]، گزارش گردید. او در مطالعاتش از

- [10] Valdes SHD, Soutis SC (1999) Delamination detection in composite laminates from variations of their modal characteristics. *J Sound Vib* 228:1-9.
- [11] Rotem A (1988) Residual strength after fatigue loading. *Int J Fatigue* 10:27-31.
- [12] Bedewi NE, Kung DN (1997) Effect of fatigue loading on the modal properties of composite structures and its utilization. *Compos Struct* 37:357-361.
- [13] Zou L, Tong L, Steven GP (2000) Vibration-based model-dependent damage (delamination) identification and health monitoring for composite structures—a review. *J Sound Vib* 23:357-378.
- [14] Kim H (2003) Vibration-based damage identification using reconstructed FRFs in composite structure. *J Sound Vib* 259:1131-1146.
- [15] Kessler SS, Spearing SM, Atalla MJ, Cesnik CES, Soutis C (2002) Damage detection in composite materials using frequency response method. *Compos part B* 33:87-95.
- [16] Moon TC, Kim HY, Hwang Wb (2003) Natural frequency reduction model for matrix dominated fatigue damage of composite laminates. *Compos Struct* 62:19-26.
- [17] Damir AN, Elkhatab A, Nassef G (2007) Prediction of fatigue life using modal analysis for grey and ductile cast iron. *Int J Fatigue* 29:499-507.
- [18] Abo-Elkhier M, Hamada AA, El-Deen AB (2014) Prediction of fatigue life of glass fiber reinforced polyester composites using modal testing. *Int J Fatigue* 69:28-35.
- [19] ASTM D3479/ D3479M (2002) Standard Test Method for Tension-Tension Fatigue of Polymer Matrix Composite Materials. West Conshohocken.
- [20] Roundi W, Mahi AE, Ghar AE (2017) Experimental and numerical investigation of the effects of stacking sequence and stress ratio on fatigue damage of glass/epoxy composites. *Compos Part B: Engineering* 109:64-71.
- [21] Valizadeh P, Zabett A, Rezaeepazhand J (2024) Investigating the relationship between natural frequency and residual strength and stiffness of cross-ply laminate under cyclic loading. *Polym int. online* (DOI 10.1002/pi.6682).
- [22] ASTM D7028 (2015) Standard Test Method for Glass Transition Temperature (DMA T<sub>g</sub>) of Polymer Matrix Composites by Dynamic Mechanical Analysis (DMA). West Conshohocken: ASTM International.
- [23] DNVGL-ST-0376 (2015) Rotor blades for wind turbines. Oslo: DNV GL AS.

خستگی را دارد، اما نسبت میرایی ارتباط معناداری با آسیب نداشت.

- استحکام باقیمانده متاثر از آسیب خستگی و سطح تنش بارگذاری خستگی بود. به طوری که در آسیب خستگی یکسان با کاهش سطح تنش، استحکام باقیمانده کاهش یافت.
- علی‌رغم پراکندگی ذاتی زیاد خواص خستگی در نمونه‌های کامپوزیتی، رابطه کاهشی مشخصی بین استحکام باقیمانده نسبی و فرکانس طبیعی مدنخست نسبی وجود داشت؛ به طوری که بازای تقریباً ۲۰ درصد کاهش در استحکام باقیمانده نسبی، ۱۲ درصد کاهش در فرکانس طبیعی نسبی مشاهده گردید.

#### مراجع

- [1] Yang B, Sun D (2013) Testing inspecting and monitoring technologies for wind turbine blades: A survey. *Renew Sustain Energy Rev* 22:515-526.
- [2] Kong C, Taekhyun Kim DH, Sugiyama Y (2006) Investigation of fatigue life for a medium scale composite wind turbine blade. *Int. J. Fatigue* 28:1382-1388.
- [3] Lio Y, Mahadevan S (2005) Probabilistic fatigue life prediction of unidirectional composite laminates. *Compos Struct* 69:11-19.
- [4] Westphal T, Nijssen RPL (2014) Fatigue life prediction and strength degradation of wind turbine rotor blade composites: Validation of constant amplitude formulations with variable amplitude experiments. *J Physics: Conference Series* 555.
- [5] Tsai SW (2012) *Composite Materials: Testing and Design*. Editor: ASTM STP 497.
- [6] Wahl NK (2001) *Spectrum fatigue lifetime and residual strength for fiberglass laminates*. PhD Thesis. Montana state university.
- [7] Stinchomb WW (1986) Nondestructive evaluation of damage accumulation processes in composite laminates. *Compos Sci Technol* 17:343-351.
- [8] Ronald F Gibson (2000) *Modal vibration response measurements for characterization of composite materials and structures*. *Compos Sci Technol* 60:2769-2780.
- [9] Purekar Ashish S, Lakshmanan Kodanate A, Pines Darryll J (1998) Detecting delamination damage in composite rotorcraft flexbeams using the local wave response. *Proceedings of the SPIE* 3329. 523-535.

- [29] Nosrati N, Zabet A and Sahebian S (2022) Stress Dependency of Creep Response for Glass/Epoxy Composite at Nonlinear and Linear Viscoelastic Behavior. *Int. J. Polym. Sci.* 9733138: 1-11.
- [30] Menard KP (2008) *Dynamic mechanical analysis: a practical introduction*. London: CRC Press.
- [31] Cao MS, Sha GG, Gao YF, Ostachowicz W (2017) Structural damage identification using damping: a compendium of uses and features. *Smart Materials and Structures* 26:1-14.
- [32] Tournour M, Treviso A, Genechten BV, Mundo D (2015) Damping in composite materials: properties and models. *Composites Part B* 78:144-152.
- [33] Ullah I (2011) *Vibration-based structural condition monitoring of composite structures*. PhD Thesis. Engineering and Physical Sciences. The University of Manchester.
- [34] Gibson RF (2000) Modal vibration response measurements for characterization of composite materials and structures. *Compos Sci Tech* 60:2769-2780.
- [۲۴] سیدعلیرضا مقدس موسوی‌زاده، احد ضابط، سمانه صاحبیان سقی (۱۴۰۱) مطالعه رفتار خستگی در کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه (GFRP) در سطوح تنشی مختلف، نشریه مهندسی متالورژی و مواد ۳۲ (۲): ۱-۱۲.
- [25] Reifsnider KL (1990) *Damage and Damage Mechanics in Fatigue of Composite Material*. Edn. Elsevier B.V. 11-77.
- [26] Eftekhari M, Fatemi A (2016) On the strengthening effect of increasing cycling frequency on fatigue behaviour of some polymers and their composites: Experiment and modeling. *Int J Fatigue* 87:153-166.
- [27] Epaarachchi J (2011) The effect of viscoelasticity on fatigue behaviour of polymer matrix composites. *Creep and Fatigue in Polymer Matrix Composites* 492-513.
- [28] Nosrati N, Zabet A and Sahebian S (2020) Long-Term Creep Behaviour of E-Glass/Epoxy Composite: Time-Temperature Superposition Principle. *Plast. Rubber Compos.* 49: 254-62.