



# Numerical and Experimental Investigations on Fatigue Behavior of Carbon/Epoxy Laminates Toughened by Nanofibers

M. Saeedifar<sup>1</sup>, H. Saghafi<sup>2</sup>, H.A. Saghafi<sup>3</sup>, M. Ahmadi Najafabadi<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup> Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

<sup>2</sup> Department of Mechanical Engineering, Tafresh University, Tafresh, Iran

<sup>3</sup> Department of Mechanical Engineering, Zanjan University, Zanjan, Iran

**ABSTRACT:** Composite laminates are advanced engineering materials that are widely used in various industries due to their unique properties. The aim of this paper is to assess the effect of electrospun nanofibers on the fracture and fatigue behavior of composite laminates and also to investigate the performance of the Finite Element Method based on the Cohesive Zone Model, in predicting the fatigue behavior of the laminates. For this purpose, standard specimens were fabricated from carbon/epoxy Prepregs interleaved with nylon 6,6 nanofibers. The specimens were then subjected to mode I static and fatigue loading conditions. The results showed that fracture toughness was doubled by adding nanofibers between composite layers. Under fatigue loading, the crack growth rate of the nanomodified specimens was less than the virgin specimens. So, the crack growth rate decreased by 8 times with interleaving the nanofibers at  $\frac{\Delta G}{G_c} = 0.9$ . The Cohesive zone model method was used to evaluate the efficiency of finite element in modeling the fatigue crack growth rate in virgin and nanomodified specimens. The progressive failure model was used to simulate the fatigue behavior. Consistency of finite element results with the experimental results showed that the Cohesive zone model method is a suitable tool to model the fatigue behavior of interleaved composite laminates.

## Review History:

Received: Jun, 14, 2022

Revised: Nov, 30, 2022

Accepted: Dec. 12, 2022

Available Online: Dec. 29, 2022

## Keywords:

Nanofibers

Composite laminates

Carbon/epoxy

Fatigue

Finite element method.

## 1- Introduction

Carbon Fiber-Reinforced Polymers (CFRPs) are among the most applicable composite materials applied in various industries, especially in aerospace. Despite their advantages, such as high specific strength, they are easily damaged under fatigue loadings. The main damage modes of composite laminates are matrix cracking, fiber breakage, matrix/fiber debonding, and finally delamination. Up to now, many studies have focused on the latest one to remove, or at least decrease, its influence on the final failure of composite structures. Various techniques have been presented, but applying thermoplastic nanofibers as additives in thermoset-based CFRPs is one of the attractive methods for this aim [1]. Researchers have applied different types of polymeric nanofibers, such as nylon 6,6 and Polycaprolactone, and showed experimentally their excellent effects on toughening CFRPs [1].

Another technique for considering the behavior of nanofiber-toughened laminates is numerical methods, like Finite Element (FE). Although the number of experimental studies in this field is so high, but very limited publications focused on numerical studies. For instance, Saghafi et al [1] considered the influence of nanofibrous mat position on damage size during impact loading and in another study, they considered the effect of nanofibers on cohesive parameters [2] during fracture loading.

Fatigue is a very important mechanical loading that many composite structures experience during their service. Experimental studies proved that nanofibers are very effective during fatigue and can increase the life cycle of the structure. However, there is no study, which considered this phenomenon numerically. In this paper, Nylon 6,6 are applied between carbon/epoxy laminates to consider its effect on crack growth rate. The investigations were conducted experimentally and simulated in ABAQUS (FE method) and the results were compared.

## 2- Methodology

### 2- 1- Experiments

To produce nanofiber, electrospinning is employed as the most common method. For this aim, nylon 6,6 polymer (provided by Solvay) was used and Formic acid and Trifluoroethanol (purchased from Merck company) were applied for preparing the solution. The thickness of produced nanofibrous mat was 50 mm (Fig. 1).

To manufacture the composite laminates, 24 layers of AS4/8552 prepreg were used. A thin Teflon (with a thickness of 13 mm) was applied for producing the initial crack, and a nylon 6,6 nanofibrous mat as a toughener part were placed in the middle of the sample (between the 12<sup>th</sup> and 13<sup>th</sup> layers).

\*Corresponding author's email: ahmadin@aut.ac.ir



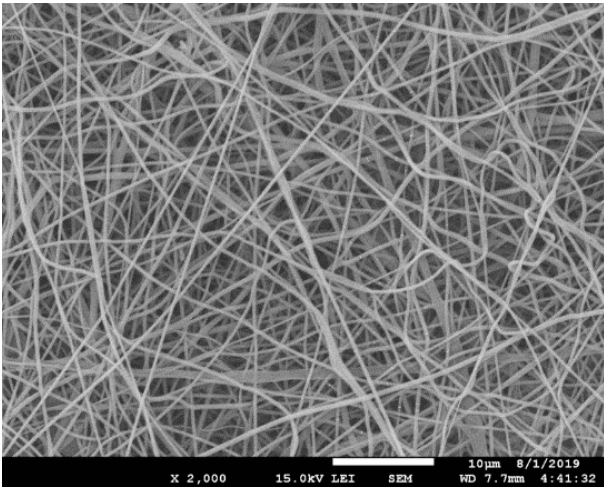


Fig. 1. Scanning electron microscopy image of the produced electrospun Nylon 6,6 nanofibers.

After preparing the samples, two test types were conducted: 1- mode-I quasi-static tests and 2- mode-I fatigue tests. They were conducted according to ASTM D5528 [3] and ASTM D6115 [4] standards, respectively. Both tests were loaded under displacement control. Quasi-static static were done under the rate of 1 mm/min while the second one was tested under cyclic loading at a frequency of 5 Hz and a displacement ratio of  $R = \delta_{min} / \delta_{max} = 0.3$ .

2- 2- Finite element method

In this study, ABAQUS software and cohesive element were used for simulating fatigue crack growth. This method was presented for the first time by Dugdale [5] in which a cohesive zone is considered in front of the crack tip. The behavior of the cohesive model is shown by a bilinear shape which is shown in Fig. 2.

A 2-D model was generated in the software and CPE4 and COH2D4 elements were used for modeling the composite and cohesive parts, respectively. The utilized cohesive parameters are presented in Table 1.

In order to model the fatigue behavior of laminates, progressive damage equations presented by Turon [6] was used. For this aim, a USDELD subroutine was written and introduced to the software.

Table 1. The cohesive element parameters used in the FE simulation

Parameters	Units	Virgin samples	Nanomodified samples
$\sigma_I^{max}$	MPa	60	60
$G_{IC}$	N/mm	0.18	0.40
k	N/mm <sup>3</sup>	20000	20000

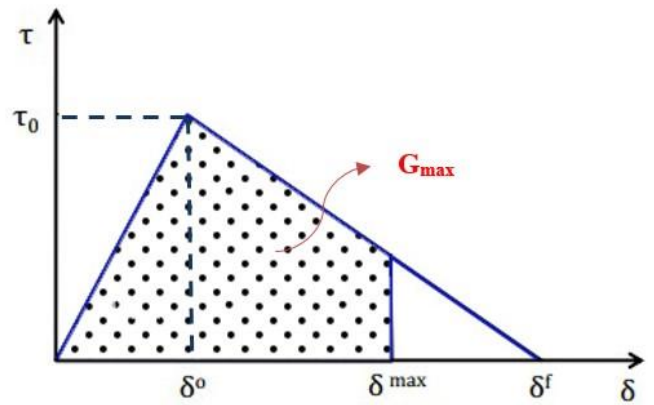
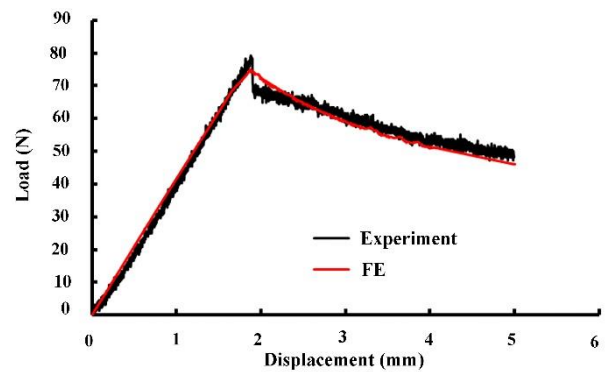


Fig. 2. Calculation of the variation of the strain energy release rate according to the constituent curve of the cohesive element.

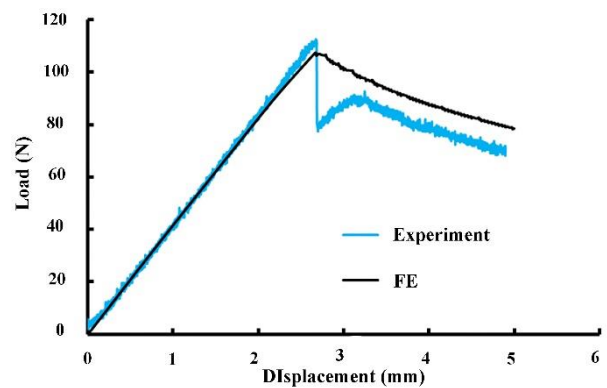
3- Results and Discussion

3- 1- Quasi-static test results

The numerical and experimental results of the reference and nanomodified samples under quasi-static loading are illustrated in Fig. 3.

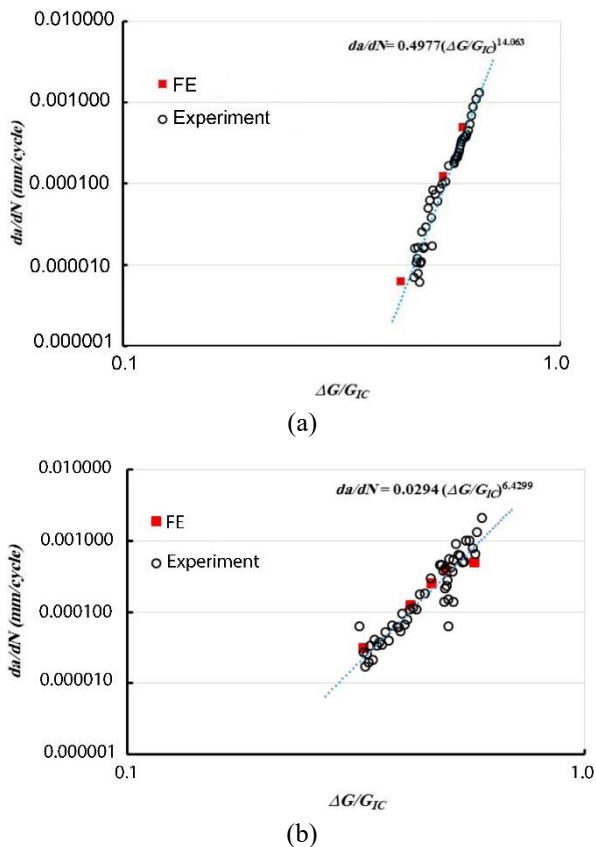


(a)



(b)

Fig. 3. Load-displacement curve of the quasi-static mode I loading, a) the FE results for the virgin specimen, and b) the FE results for the modified specimen



**Fig. 4. The fatigue results of mode I loading, a) the FE results for the virgin specimen, and b) the FE results for the modified specimen.**

As seen, there is good agreement between the numerical and experimental results. The results also show that the fracture toughness increased from 0.18 kJ/m<sup>2</sup> to 0.4 kJ/m<sup>2</sup>, which shows more than double enhancement.

### 3- 2- Fatigue test results

Fig. 4 shows the effect of nanofibers on crack growth rate under fatigue loading. The comparison between experimental and numerical outcomes are also presented. Results showed

that adding nanofibers between composite layers could decrease the rate of crack growth. For instance, when , the crack growth rate decreased from 0.113 mm/cycle in the reference laminate to 0.014 mm/cycle in the nanomodified one. As seen in the figure, the numerical simulation effectively could anticipate the experiments.

### 4- Conclusion

Inserting nanofibrous mats between composite layers led to more than double the enhancement in fracture toughness.

Under the fatigue test, the crack growth rate decreased about eight times by adding nanofibers.

The FE modeling using Cohesive Zone Model (CZM) showed that the numerical methods have capable to anticipate the fracture and fatigue behavior of the reference and nanomodified samples.

### References

- [1] H. Saghafi, G. Minak, A. Zucchelli, T.M. Brugo, H. Heidary, Comparing various toughening mechanisms occurred in nanomodified laminates under impact loading, Composites Part B: Engineering, 174 (2019) 106964.
- [2] H. Saghafi, A.R. Moallemzadeh, A. Zucchelli, T.M. Brugo, G. Minak, Shear mode of fracture in composite laminates toughened by polyvinylidene fluoride nanofibers, Composite Structures, 227 (2019) 111327.
- [3] ASTM Standard, D5528-01, Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites, in, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2007.
- [4] ASTM Standard, D6115-97, Standard Test Method for Mode I Fatigue Delamination Growth Onset of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites, in: ASTM International, ASTM International, United States, 2011.
- [5] D.S. Dugdale, Yielding of steel sheets containing slits, Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 8(2) (1960) 100-104.
- [6] A. Turon, Simulation of delamination in composites under quasi-static and fatigue loading using cohesive zone models, Ph.D thesis, Doctoral thesis, University of Girona, 2006.

#### HOW TO CITE THIS ARTICLE

M. Saeedifar, H. Saghafi, H.A. Saghafi, M. Ahmadi Najafabadi, Numerical and Experimental Investigations on Fatigue Behavior of Carbon/Epoxy Laminates Toughened by Nanofibers, Amirkabir J. Mech Eng., 54(12) (2023) 587-590.

DOI: 10.22060/mej.2022.21425.7446







## بررسی تجربی و عددی رفتار خستگی چندلایه‌های کامپوزیتی کربن/اپوکسی تقویت شده با نانوالیاف

میلاذ سعیدی فر<sup>۱</sup>، حامد ثقفی<sup>۲</sup>، حسام الدین ثقفی<sup>۳</sup>، مهدی احمدی نجف‌آبادی<sup>۱</sup>

۱- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تفرش، تفرش، ایران

۳- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه زنجان، زنجان، ایران

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۱/۰۳/۲۴  
بازنگری: ۱۴۰۱/۰۹/۰۹  
پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۲۱  
ارائه آنلاین: ۱۴۰۱/۱۰/۰۸

### کلمات کلیدی:

نانوالیاف  
چندلایه‌های کامپوزیتی  
کربن/اپوکسی  
خستگی  
روش المان محدود

**خلاصه:** چندلایه‌های کامپوزیتی مواد پیشرفته مهندسی هستند که به دلیل خواص منحصر بفرد، در صنایع مختلف به فراوانی مورد استفاده قرار می‌گیرند. هدف از پژوهش حاضر، بررسی تأثیر نانوالیاف الکترورسی شده بر روی رفتار شکست و خستگی چندلایه‌های کامپوزیتی و همچنین بررسی عملکرد مدلسازی المان محدود با روش المان‌های چسبیده در شبیه‌سازی رفتار خستگی این کامپوزیت‌ها است. بدین منظور نمونه‌های کامپوزیتی از لایه‌های پیش‌آغشته کربن/اپوکسی ساخته شده و با جایگذاری نانوالیاف نایلون ۶/۶ در لایه میانی، نمونه‌ها تقویت شدند. سپس نمونه‌ها تحت بارگذاری استاتیکی و خستگی مود I قرار گرفتند. نتایج نشان داد که نانوالیاف موجب افزایش ۲ برابری چقرمگی شکست در نمونه‌های کامپوزیتی می‌شود. در بارگذاری خستگی نیز نرخ رشد ترک در نمونه‌های تقویت شده کاهش چشم‌گیری داشت، به طوری که در نسبت انرژی کرنشی  $\frac{\Delta G}{G_c} = 1.9$ ، نانوالیاف موجب کاهش ۸ برابری نرخ رشد ترک شد. از روش المان محدود مبتنی بر مدل ناحیه چسبیده برای شبیه‌سازی رشد آسیب بین لایه‌های تحت بار خستگی در نمونه‌های تقویت شده با نانوالیاف استفاده شد. برای مدل‌سازی رفتار خستگی از مدل آسیب پیش‌رونده تورون استفاده شد. تطابق قابل قبول روش المان محدود با داده‌های تجربی نشان داد که روش ناحیه چسبیده ابزار مناسبی برای شبیه‌سازی گسترش آسیب خستگی در چندلایه‌های کامپوزیتی تقویت شده با نانوالیاف است.

### ۱- مقدمه

امروزه سازه‌های کربن/اپوکسی به علت مزایای زیادی که در مقایسه با سازه‌های فلزی دارند، در بسیاری از صنایع مانند صنایع هوافضا، دریایی و خودرو مورد استفاده قرار می‌گیرند. با این وجود، ترد بودن و پایین بودن چقرمگی شکست در ماتریس اپوکسی باعث محدود شدن استفاده از این مواد در برخی کاربردهای صنعتی می‌شود. این عیب موجب می‌شود تا در بارگذاری‌های مکانیکی مانند خستگی و ضربه، لایه‌لایه شدگی و رشد ترک با سرعت زیادی اتفاق بیفتد که در نهایت باعث ناکارآمدی سازه کامپوزیتی می‌شود [۱ و ۲].

تاکنون روش‌های زیادی برای رفع و یا کاهش لایه‌لایه شدگی در مواد کامپوزیتی کربن/اپوکسی ارائه شده است که از آن جمله می‌توان به سه بعدی نمودن بافت الیاف [۳] و دوختن لایه‌ها [۴] اشاره نمود. اگرچه این روش‌ها، در کاهش این عیب مؤثر بوده‌اند، اما از جهتی باعث کاهش خواص

درون صفحه‌ای مانند استحکام فشاری و مدول الاستیک کامپوزیت می‌شوند [۵]. یکی از روش‌هایی که اخیراً به منظور غلبه بر این مشکل ارائه شده این است که با استفاده از نانوالیاف پلیمری و قراردادن آن در بین لایه‌های کامپوزیت، ضمن افزایش چقرمگی شکست، مانع از کاهش خواص درون صفحه‌ای کامپوزیت شد [۶]. مطالعات بسیاری بر روی این روش انجام شده و بازدهی و عملکرد نانوالیاف پلیمرهای مختلف همچون نایلون<sup>۲</sup> [۷] و [۸]، پلی سولفون<sup>۳</sup> [۹]، پلی وینیلیدین<sup>۴</sup> [۱۰]، پلی وینیل بوتیرال<sup>۵</sup> [۱۱] و پلی کپرولاکتون<sup>۶</sup> [۱۲] در بهبود چقرمگی شکست مورد بررسی قرار گرفته است. در اکثر موارد، مقدار چقرمه‌سازی نانوالیاف با استفاده از آزمون‌های استاندارد شکست مود I و مود II بررسی می‌شود. به عنوان نمونه، خیرخواه و همکاران [۱۳] به بررسی اثر لایه‌گذاری نانوالیاف پی‌وی‌بی<sup>۷</sup> بر رفتار شکست

- 2 Nylon
- 3 Polysulfone
- 4 Polyvinylidene fluoride
- 5 Polyvinyl butyral
- 6 Polycaprolactone
- 7 PVB

### 1 Stitching

\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: ahmadin@aut.ac.ir



## ۲- روش تحقیق

### ۲-۱- تولید نانوالیاف الکترورسی

برای تولید نانوالیاف، از دانه‌های پلیمر نایلون ۶/۶ آزمایشگاهی ساخت شرکت دوپونت آمریکا استفاده شد. برای تولید محلول پلیمری، دانه‌های نایلون به نسبت ۲۰ درصد وزن به حجم داخل حلال اضافه گردید. حلال مورد استفاده شامل ۳۰ درصد حجمی اسید فرمیک و ۷۰ درصد حجمی تری فلورو اتانول ساخت شرکت مرک آلمان بود [۷ و ۸]. به منظور اطمینان از حل شدن کامل پلیمر و داشتن یک محلول کاملاً همگن، از همزن مغناطیسی به مدت ۴ ساعت استفاده شد. برای تولید نانوالیاف از روش الکترورسی استفاده شد. دستگاه الکترورسی مورد استفاده شامل یک جمع‌کننده استوانه‌ای به قطر ۱۶ cm و طول ۵۰ cm بوده و حداکثر ولتاژ اعمالی توسط این دستگاه ۲۸ kV بود. این دستگاه دارای دو سری نازل در دو طرف جمع‌کننده استوانه‌ای بوده که هر سری شامل ده عدد نازل بود. به عبارت دیگر، برای تزریق از حداکثر ۲۰ نازل می‌توان استفاده نمود. سرعت تزریق در هر سری از نازل‌ها به طور مستقل قابل تنظیم بود. به منظور جدا کردن آسان نانوالیاف، کاغذ گلاسه دور جمع‌کننده پیچیده شده و در حین فرآیند الکترورسی، نانوالیاف بر روی کاغذ لایه‌نشانی شد. پس از اتمام فرآیند الکترورسی، نانوالیاف به همراه این کاغذ از جمع‌کننده جدا شد. به منظور تولید نانوالیاف با کیفیت بهتر، با توجه به پارامترهای گزارش شده در مراجع و همچنین تجربه تیم پژوهشی حاضر، پارامترهای فرآیند الکترورسی مطابق جدول ۱ بر روی دستگاه تنظیم شد.

نانوالیاف تولید شده دارای ضخامت ۵۰ mm می‌باشد. یکی از عیوبی که هنگام الکترورسی ممکن است به وجود آید، کلوخه شدن نایلون به صورت موضعی است که می‌تواند ناشی از اعمال ولتاژ زیاد یا فاصله کم نازل‌ها از سطح جمع‌کننده باشد. در این حالت محلول پلیمر نایلون بدون اینکه به صورت الیاف بر روی جمع‌کننده الکترورسی شود به صورت قطراتی از نوک نازل به سطح جمع‌کننده پرتاب شده و پس از خشک شدن به صورت کلوخه در می‌آید. این پدیده موجب کاهش کارایی نانوالیاف می‌گردد. تصاویر میکروسکوپ الکترونی روشی مربوط به سطح نانوالیاف تولید شده در شکل ۱ نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل دیده می‌شود سطح نانوالیاف بدون آلودگی و تجمع موضعی پلیمر است.

کامپوزیت‌های فنولیک تحت بارگذاری مود I و II پرداختند و اثر ضخامت و قطر نانوالیاف بر چقرمگی شکست کامپوزیت را بررسی کردند. ثقفی و همکاران [۱۴] به مطالعه اثر ضخامت نانوالیاف پی‌وی‌دی‌اف<sup>۱</sup> بر چقرمگی شکست مود II کامپوزیت‌های با زمینه اپوکسی پرداختند. آن‌ها نشان دادند که به علت ذوب شدن نانوالیاف و ایجاد یک ناحیه پلاستیک در نوک ترک، انرژی بیشتری برای رشد ترک در مقایسه با قطعات مرجع (بدون نانوالیاف) مورد نیاز است.

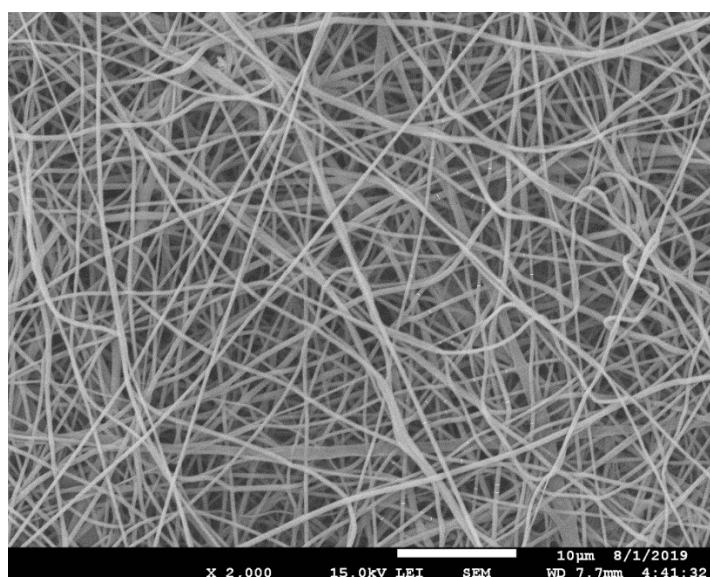
یکی دیگر از روش‌هایی که می‌توان با استفاده از آن به بررسی رفتار کامپوزیت‌های تقویت شده با نانوالیاف پرداخت، روش‌های عددی همچون روش المان محدود است [۱۵ و ۱۶]. جولیزه و همکاران [۱۷] پارامترهای ناحیه چسبنده<sup>۲</sup> را برای کامپوزیت کربن/اپوکسی تقویت شده با نانوالیاف نایلون تحت بارگذاری مود I و II بدست آوردند. در این بررسی اثر پارامترهایی مانند ضخامت، قطر و راستای نانوالیاف بر روی پارامترهای المان چسبنده مورد بررسی قرار گرفت. ثقفی و همکاران [۱۸] به بررسی اثر محل قرارگیری لایه نانوالیاف بر میزان آسیب ایجاد شده در کامپوزیت تحت آزمون ضربه پرداختند. آن‌ها با بررسی یک کامپوزیت کربن/اپوکسی ۱۰ لایه و با فرض این که فقط در بین ۵ لایه نانوالیاف وجود داشته باشد، بدین نتیجه رسیدند که کمترین آسیب و لایه‌لایه شدگی زمانی اتفاق می‌افتد که ۵ لایه میانی سازه کامپوزیتی دارای نانوالیاف باشند. از آنجایی که تاکنون مطالعات تجربی محدودی بر روی پاسخ چندلایه‌های کامپوزیتی تقویت شده با نانوالیاف تحت بارگذاری خستگی انجام شده [۱۹] و رفتار خستگی کامپوزیت‌های تقویت شده با نانوالیاف به صورت عددی بررسی نشده، در پژوهش حاضر به بررسی عددی و تجربی این موضوع پرداخته شده است. بنابراین، نوآوری پژوهش حاضر، مدل‌سازی عددی رفتار خستگی کامپوزیت‌های تقویت شده با نانوالیاف و صحت‌گذاری نتایج آن با استفاده از داده‌های تجربی بدست آمده از آزمون‌های خستگی انجام شده بر روی این نمونه‌های کامپوزیتی می‌باشد. بدین منظور، ابتدا نانوالیاف نایلون ۶/۶ با استفاده از روش الکترورسی تولید شده و در بین لایه میانی نمونه‌های کامپوزیتی کربن/اپوکسی قرار داده شد. بعد از انجام آزمون‌های خستگی مود I، با پیاده‌سازی روش المان‌های چسبنده در نرم افزار تجاری آباکوس<sup>۳</sup>، نرخ رشد ترک خستگی در قطعات مرجع و تقویت شده به صورت عددی شبیه‌سازی شد و مورد مقایسه قرار گرفت.

- 1 PVDF
- 2 Cohesive zone
- 3 Abaqus

جدول ۱. پارامترهای الکترورسی جهت تولید نانوالیاف [۷ و ۸].

Table 1. The electrospinning parameters for producing nanofibers [7, 8]

پارامتر	مقدار
فاصله نازل‌ها از سطح جمع‌کننده	۱۰ cm
ولتاژ اعمالی	۲۵ kV
سرعت دورانی جمع‌کننده	۱۱۰ rpm
نرخ تزریق	۰/۶ ml/hr



شکل ۱. تصویر میکروسکوپ الکترونی روبشی از نانوالیاف نایلون ۶/۶ تولید شده با روش الکترورسی.

Fig. 1. Scanning electron microscopy image of the produced electrospun Nylon 6.6 nanofibers

۲-۲ ساخت نمونه‌های کامپوزیتی

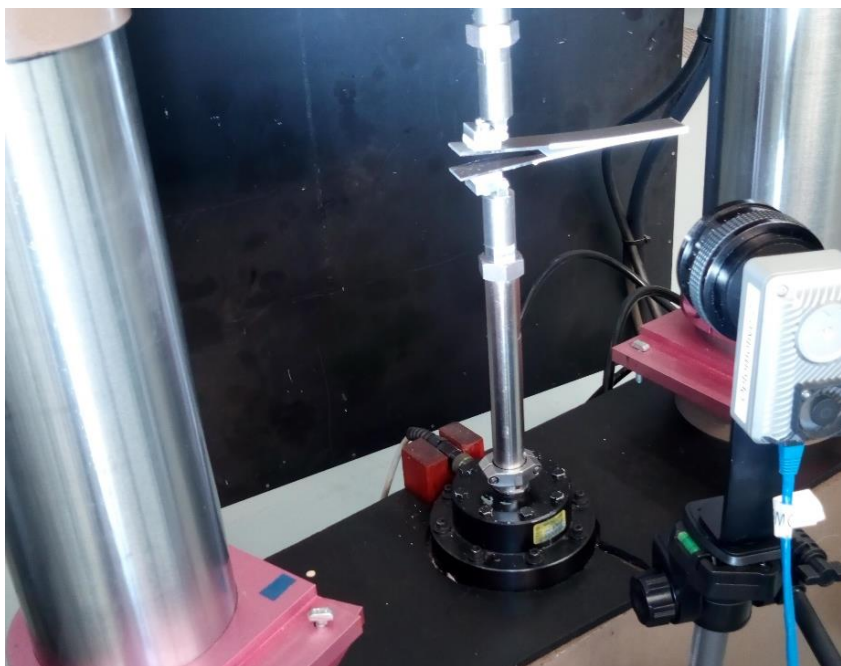
هر لایه پیش‌آغشته، با استفاده از ۲۴ لایه پیش‌آغشته، ضخامت نهایی نمونه‌های ساخته شده ۴/۵ mm بدست آمد. همچنین، براساس استاندارد، برای دستیابی به مود I خالص بارگذاری، پیش‌ترک بایستی دقیقاً در وسط ضخامت نمونه (بین لایه ۱۲ و ۱۳) ایجاد شود. برای ایجاد پیش‌ترک اولیه از یک فیلم نازک تفلونی به ضخامت ۱۳ μm استفاده شد. برای ساخت نمونه‌های تقویت شده، نانوالیاف به عرض ۷ cm در ادامه پیش‌ترک اولیه (لایه تفلونی) و در وسط ضخامت نمونه کامپوزیتی (بین لایه ۱۲ و ۱۳) قرار داده شد. به منظور کاهش خطاهای حین ساخت، یک صفحه کامپوزیتی به ابعاد ۵۰۰×۵۰۰ mm<sup>۲</sup> ساخته شد و همه نمونه‌های آزمون با ماشینکاری از

نمونه‌های آزمون شکست مود I از جنس کامپوزیت کربن/اپوکسی بوده که با استفاده از لایه‌های پیش‌آغشته تک جهته الیاف کربن AS۴/۸۵۵۲ (محصول شرکت هکسل<sup>۱</sup> آمریکا) ساخته شدند. نمونه‌ها براساس استاندارد ASTM D۵۵۲۸ [۲۰] ساخته شدند. براساس این استاندارد، ضخامت نمونه بایستی بین ۳ mm تا ۵ mm باشد. تعداد لایه‌ها با توجه به نوع پارچه مورد استفاده بایستی به گونه‌ای باشد که ضخامت نهایی نمونه ساخته شده در بازه پیشنهادی استاندارد باشد. در این پژوهش با توجه به ضخامت

1 Hexcel



(الف)



(ب)

شکل ۲. الف) نمونه استاندارد آزمون شکست مود I و ب) آزمون بارگذاری مود I.

Fig. 2. a) The standard mode I fracture test specimen, and b) the mode I fracture test apparatus

۲-۳- آزمون شبه استاتیکی مود I  
آزمون‌های شبه استاتیکی مود I براساس استاندارد ASTM D5528 انجام شدند [۲۰ و ۲۲]. نمونه‌ای از قطعات مورد استفاده جهت انجام آزمون در شکل ۲ نشان داده شده است. نمونه‌های آزمایش مطابق استاندارد ذکر شده برش داده شده است. آزمون شکست مود I، با اعمال دو نیروی عمود بر لبه بالایی و پایینی نمونه محقق می‌شود. به منظور اعمال بار به دو سر نمونه، ابتدا بلوک‌های آلومینیومی را به دو طرف نمونه چسبانده و سپس

این صفحه بزرگ کامپوزیتی مستخرج شدند. فرآیند پخت این چندلایه‌ها مطابق با فرآیند پخت پیشنهادی توسط شرکت سازنده انجام شد [۲۱]. در ادامه نمونه‌های آزمون با ابعاد  $25 \times 170 \text{ mm}^2$  از برش صفحه کامپوزیتی ساخته شده با استفاده از یک دستگاه فرز افقی سی‌ان‌سی<sup>۱</sup> بدست آمدند. پس از این مرحله، بلوک‌های فلزی اعمال بار به ابتدای نمونه‌ها متصل شدند و نمونه‌ها تحت آزمون بارگذاری شبه استاتیکی و خستگی مود I قرار گرفتند.

1 CNC



$$\frac{G_{Imax}}{G_{IC}} = \left( \frac{\delta_{max}}{\delta_{cr-ave}} \right)^2 \quad (1)$$

$$R = \frac{\delta_{min}}{\delta_{max}} \quad (2)$$

در رابطه بالا  $\delta_{cr-ave}$  جابجایی بحرانی و  $G_{IC}$  چقرمگی شکست بین لایه‌ای مود I بوده که از آزمون بارگذاری شبه استاتیکی مود I به دست آمده‌اند. در حین آزمون، مقادیر نیرو، جابجایی و تعداد سیکل به طور پیوسته توسط دستگاه ذخیره شدند. همچنین با استفاده از دوربین دیجیتال هر ۱۰۰۰ سیکل یک عکس از نوک ترک گرفته شد، بدین صورت که بعد از هر ۱۰۰۰ سیکل، نمونه کامپوزیتی در جابجایی بیشینه به مدت ۳ ثانیه نگه داشته شده و در آن بازه یک عکس از موقعیت نوک ترک گرفته شده است. سپس نمونه کامپوزیتی مجدداً تحت بارگذاری نوسانی قرار می‌گیرد. هدف از این روش بارگذاری، تعیین دقیق‌تر موقعیت نوک ترک در حین بارگذاری خستگی بوده که به دفعات در پژوهش‌های پیشین مورد استفاده قرار گرفته است [۲۵] و [۲۶]. در نهایت، آزمون خستگی پس از ۱۰۰۰۰۰ سیکل متوقف شد که با توجه به تعداد سیکل‌های بارگذاری مشخص است که رفتار خستگی نمونه‌ها در محدوده خستگی پرچرخه<sup>۱</sup> قرار گرفته است. به منظور بارگذاری شبه‌استاتیکی و خستگی نمونه‌ها در شرایط مود I، از دستگاه آزمون خستگی MTS ۸۱۰ با نیروسنج ۱۰ kN استفاده شد. بیشینه سرعت بارگذاری، بیشینه فرکانس بارگذاری و بیشینه جابجایی قابل اعمال برای این دستگاه به ترتیب ۱۲۰۰ mm/sec، ۵۰۰ kHz، ۵۰ mm می‌باشد. قبل از انجام آزمون، نیروسنج و سنسور جابجایی این دستگاه به دقت کالیبره شده و به ترتیب دارای خطای نسبی ۰/۱٪ و ۰/۸۶٪ می‌باشند.

### ۳- شبیه سازی المان محدود

#### ۳-۱- مدل ناحیه چسبنده

در این پژوهش، از روش المان چسبنده به منظور شبیه سازی رفتار گسترش آسیب خستگی در نمونه‌های کامپوزیتی استفاده شد. در این روش، یک ناحیه آسیب چسبنده در جلو نوک ترک در نظر گرفته می‌شود. ایده اولیه این مدل به نظریه داگدال بر می‌گردد [۲۷]. براساس این نظریه، به دلیل ایجاد یک ناحیه پلاستیک در جلو نوک ترک، مقدار تنش در آن ناحیه، به

نمونه‌ها تحت بارگذاری قرار گرفتند. طول ترک اولیه برای همه نمونه‌ها در حالت استاتیکی و خستگی ۴۰ mm انتخاب شد. میزان جابجایی و بار اعمالی به دو بازوی نمونه، به طور پیوسته توسط دستگاه کشش ثبت شده و طول ترک هم به طور پیوسته در حین رشد جدایش بین لایه‌ای با استفاده از یک دوربین دیجیتال ثبت گردید.

### ۲-۴- آزمون خستگی مود I

آزمون خستگی مود I مطابق استاندارد ASTM D۶۱۱۵ انجام گرفت [۲۲ و ۲۳]. نمونه‌های آزمون خستگی مشابه نمونه آزمون شبه استاتیکی بوده با این تفاوت که در این حالت، نمونه‌ها تحت بار سیکلی قرار می‌گیرند. نمونه‌ها در حالت جابجایی-کنترل تحت بارگذاری خستگی قرار گرفتند. فرکانس بارگذاری ۵ Hz تنظیم شد. طبق استاندارد، فرکانس بارگذاری برای مواد پلیمری عددی بین ۱ Hz تا ۱۰ Hz توصیه شده است. این امر به این دلیل است که به خاطر ضریب انتقال حرارت پایین مواد پلیمری، در فرکانس‌های بالاتر دمای قطعه کامپوزیتی بالا رفته و بر روی میزان رشد ترک و عمر خستگی تأثیر مستقیم دارد [۲۴]. در حالی که در فلزات به دلیل انتقال حرارت بالا، فرکانس بارگذاری را تا ۱۰۰ Hz نیز می‌توان افزایش داد. براساس استاندارد ASTM D۶۱۱۵، پارامتر نسبت جابجایی کمینه به بیشینه ( $R = \frac{\delta_{min}}{\delta_{max}}$ ) هر عددی در محدوده  $0 \leq R < 1$  می‌تواند انتخاب شود. با این وجود همان‌گونه که از تعریف R مشخص است، اگر مقدار R خیلی به ۱ نزدیک باشد، عملاً چون مقدار جابجایی بیشینه و کمینه در هر سیکل بارگذاری خیلی به هم نزدیک می‌شوند، عملاً بارگذاری از حالت سیکلی به بارگذاری شبه‌استاتیکی تغییر می‌کند. از طرفی اگر مقدار R را خیلی نزدیک به صفر در نظر گرفته شود اصطکاک بین بازوهای ترک در هر سیکل بارگذاری (باز و بسته شدن بازوهای ترک) افزایش می‌یابد. با توجه به دلایل ذکر شده، در نهایت مقدار R برابر با ۰/۳ در نظر گرفته شد؛ به طوری که هم در محدوده مورد قبول استاندارد قرار داشته و هم مانع از بروز مشکلات بیان شده در بالا شود. به منظور محاسبه جابجایی کمینه و بیشینه جهت تنظیمات ورودی آزمون خستگی، ابتدا مقدار  $\frac{G_{Imax}}{G_{IC}}$  انتخاب شده (این مقدار ۰/۸۱ انتخاب شد) و سپس از معادله (۱) مقدار بیشینه جابجایی محاسبه می‌شود و در ادامه با داشتن بیشینه جابجایی و نسبت بار، کمینه جابجایی محاسبه می‌شود [۲۴]:

آسیب با توجه به آن ارضاء می‌شود [۳۰].

$$d = \frac{\varepsilon_m^f (\varepsilon_m^{\max} - \varepsilon_m^0)}{\varepsilon_m^{\max} (\varepsilon_m^f - \varepsilon_m^0)} \quad (۳)$$

پارامتر  $\varepsilon_m^{\max}$  مقدار کرنش ماکزیمم المان چسبنده در هر سیکل بارگذاری است. پارامترهای  $\varepsilon_m^f$  و  $\varepsilon_m^0$  خواص المان چسبنده بوده که به ترتیب نشان دهنده مقدار کرنش در لحظه شروع آسیب ( $d=0$ ) و کرنش در لحظه کامل شدن آسیب ( $d=1$ ) در المان چسبنده است. این دو پارامتر با استفاده از معادله مشخصه المان چسبنده و براساس پارامترهای ارائه شده در جدول ۲ محاسبه می‌شوند.

### ۳-۳- استراتژی گسترش آسیب خستگی

گسترش آسیب خستگی بر اساس معادلات مشخصه المان چسبنده تعریف می‌شود. یکی از پارامترهای المان چسبنده ضریب سفتی  $k$  می‌باشد. قانون رشد آسیب سیکلی به این صورت هست که با افزایش تعداد سیکل‌ها سفتی المان چسبنده کاهش پیدا کرده تا به مقدار صفر برسد. بنابراین تنش لحظه‌ای در المان چسبنده به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۸]:

$$\sigma = (1-d)k\delta \quad (۴)$$

که در این رابطه  $d$  از مجموع دو پارامتر آسیب استاتیکی و خستگی به دست می‌آید [۲۸].

$$d = d_{static} + d_{fatigue} \quad (۵)$$

### ۳-۴- گسترش آسیب در بارگذاری خستگی

رشد ترک در بارگذاری خستگی به صورت  $\frac{da}{dN}$  بیان می‌شود. همچنین نرخ رشد ترک را معمولاً با منحنی‌های  $\Delta G - \frac{da}{dN}$  نشان می‌دهند. در منطقه خطی این منحنی‌ها، قانون پاريس صادق بوده که به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۸]:

$$\frac{da}{dN} = c(\Delta G)^m \quad (۶)$$

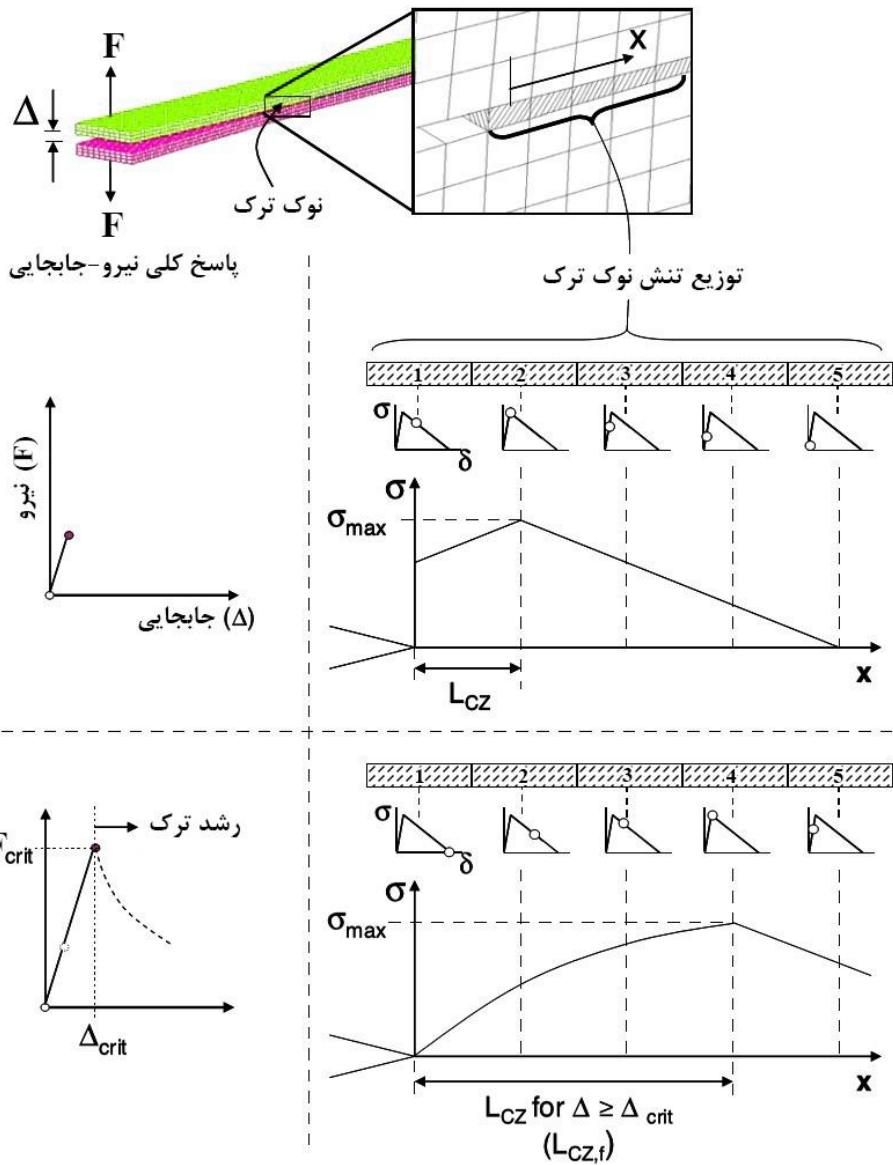
تنش تسلیم محدود می‌شود. ایجاد ترک به استحکام بین‌لایه‌ای (بیشینه تنش در نمودار تنش - جابجایی ناحیه چسبنده) وابسته می‌باشد. زمانی که سطح زیر نمودار تنش - جابجایی برابر چقرمگی شکست بین‌لایه‌ای (Gc) شود، تنش به صفر رسیده و سطوح جدید ترک ایجاد می‌شوند. مزیت مدل ناحیه چسبنده، سادگی استفاده از این مدل و قابلیت این روش در مدل‌سازی همزمان ایجاد و رشد ترک می‌باشد. روابط مدل ناحیه چسبنده قوی‌تر از روابط مکانیک شکست بوده، زیرا این روش قابلیت مدل‌سازی همزمان ایجاد و رشد ترک را داراست. تاکنون مدل‌های مختلفی برای بیان رفتار المان چسبنده ارائه شده است. ساده‌ترین حالت، استفاده از معادله مشخصه دوخطی<sup>۱</sup> می‌باشد.

خواص مکانیکی مورد نیاز در شبیه‌سازی المان محدود مدل ناحیه چسبنده به دو دسته تقسیم می‌شوند: ۱- خواص المان چسبنده؛ که از خواص شکست ماده و براساس معادله مشخصه المان چسبنده بدست می‌آید و ۲- خواص مکانیکی مواد تشکیل‌دهنده سازه. به منظور شبیه‌سازی موفقیت آمیز المان محدود مدل ناحیه چسبنده، دو شرط باید ارضاء گردد: ۱) تأثیر نرمی ناحیه چسبنده بر نرمی سازه قبل از رشد ترک باید ناچیز باشد. ۲) اندازه المان‌ها باید کوچک‌تر از طول ناحیه چسبنده باشد [۲۸]. طول ناحیه چسبنده ( $L_c$ ) برابر فاصله‌ای از نوک ترک بوده که در آن نقطه، نیروی چسبنده به بیشینه مقدار خودش می‌رسد. در لحظه‌ای که ترک شروع به رشد می‌نماید، طول ناحیه چسبنده را به عنوان اندازه ناحیه چسبنده نهایی نام‌گذاری می‌نمایند [۲۹]. مطابق شکل ۳، در لحظه شروع رشد جدایش بین لایه‌ای که تنش در اولین المان نوک ترک به صفر می‌رسد، فاصله از نوک ترک تا المانی که تنش در آن به مقدار بیشینه استحکام بین‌لایه‌ای رسیده است، به عنوان طول ناحیه چسبنده نهایی تعریف می‌شود.

### ۳-۲- پارامتر آسیب<sup>۲</sup>

قانون گسترش آسیب<sup>۳</sup> چگونگی کاهش سفتی ماده بعد از شروع آسیب را شرح می‌دهد. پارامتر آسیب ( $d$ )، مجموع آسیب در ماده پس از  $N$  سیکل بارگذاری را نشان می‌دهد. مقدار در ابتدا صفر است و به طور یکنواخت افزایش می‌یابد تا به مقدار حداکثر خود یعنی ۱ برسد. در حالت نرم شوندگی خطی، پارامتر آسیب از رابطه (۳) به دست می‌آید. در این  $\varepsilon_m^{\max}$  رابطه حداکثر مقدار کرنش مؤثر در طول بارگذاری بوده و شرط بازگشت‌ناپذیری

- 1 Bilinear
- 2 Damage Parameter
- 3 Damage Evolution



شکل ۳. طول ناحیه چسبنده لحظه‌ای و نهایی.

Fig. 3. The instantaneous and final cohesive zone length

$$\frac{dd}{dt} = \dot{d}_{static} + \dot{d}_{fatigue} \quad (7)$$

میزان رشد آسیب در حالت استاتیکی با توجه به معادلات المان چسبنده به صورت زیر محاسبه می‌شود [۲۸]:

$$\frac{\partial d}{\partial N} = \frac{\partial d}{\partial A_d} \frac{\partial A_d}{\partial N} \quad (8)$$

در این رابطه پارامترهای  $c$  و  $m$  ثوابتی هستند که به ماده و نسبت بارگذاری ( $R$ ) و دامنه تغییرات نرخ آزاد شدن انرژی کرنشی در هر سیکل ( $\Delta G$ ) بستگی دارند. این ثوابت با استفاده از نتایج تجربی و با برازش رابطه پاریس بر داده‌های تجربی به دست می‌آیند. نرخ رشد آسیب بر حسب زمان عبارت است از [۲۸]:

$$\frac{\partial A_d}{\partial N} = \frac{A_e}{A_{cz}} \frac{\partial A}{\partial N} \quad (۱۳)$$

با استفاده از این رابطه و روابط قبلی، رابطه‌ای بین نرخ رشد پارامتر آسیب و نرخ رشد مساحت ترک بدست می‌آید [۲۸]:

$$\frac{\partial d}{\partial N} = \frac{1}{A_{cz}} \frac{[\delta^f(1-d) + d\delta^0]^2}{\delta^0 \delta^f} \frac{\partial A}{\partial N} \quad (۱۴)$$

در رابطه بالا  $\frac{\partial A}{\partial N}$  از روابط مکانیک شکست بدست می‌آید که در ادامه توضیح داده می‌شود. همچنین مساحت ناحیه چسبنده می‌بایست که از معادله (۱۵) به دست می‌آید [۲۸]:

$$A_{cz} = B \frac{9\pi E_3 G_{\max}}{32 (\tau_0)^2} \quad (۱۵)$$

با استفاده از روابط مکانیک شکست نرخ رشد ترک توسط رابطه پاریس به صورت زیر بیان می‌شود [۲۸]:

$$\begin{cases} \frac{da}{dN} = c(\Delta G)^m & G_{\max} \geq G_{th} \\ 0 & G_{\max} < G_{th} \end{cases} \quad (۱۶)$$

نرخ رشد مساحت ناحیه آسیب را نیز می‌توان به صورت معادله زیر نوشت [۲۸]:

$$\frac{dA}{dN} = B \frac{da}{dN} \quad (۱۷)$$

تغییرات نرخ آزاد شدن انرژی کرنشی به صورت معادله زیر تعریف می‌شود [۲۸]:

که در این رابطه مقدار  $\frac{\partial A_d}{\partial N}$  نرخ رشد مساحت ترک بوده، که مساحت ناحیه آسیب است. نحوه محاسبه عبارت  $\frac{\partial d}{\partial A_d}$  نیز در ادامه بیان می‌شود. اگر نسبت مساحت ناحیه آسیب به مساحت کل المان چسبنده با  $\frac{\Theta}{G_c}$  نشان داده شود [۳۱]:

$$\frac{\Theta}{G_c} = \frac{A_d}{A^e} = 1 - \frac{\delta(1-d)}{\delta^0} \quad (۹)$$

با مشتق‌گیری از این رابطه مقدار  $\frac{\partial d}{\partial A_d}$  محاسبه می‌شود [۲۸]:

$$\frac{\partial d}{\partial A_d} = \frac{1}{A^e} \frac{[\delta^f(1-d) + d\delta^0]}{\delta^0 \delta^f} \quad (۱۰)$$

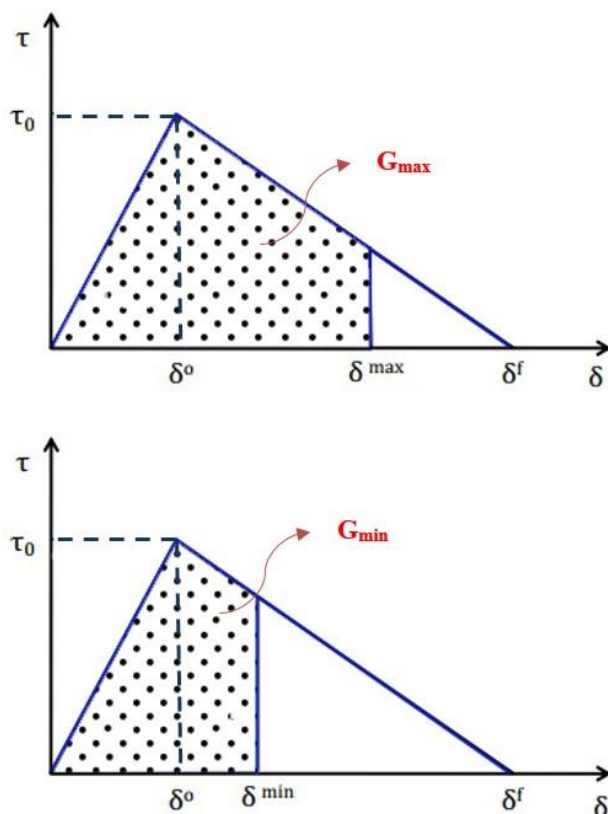
به منظور به دست آوردن نرخ رشد مساحت آسیب بر حسب تعداد سیکل‌ها  $(\frac{\partial A_d}{\partial N})$  به این صورت عمل می‌شود که ابتدا فرض می‌گردد که بعد از گذشت  $\Delta N$  سیکل، مساحت ناحیه آسیب  $\Delta A_d$  افزایش می‌یابد. میزان افزایش مساحت ترک از جمع مقادیر در المان‌های مربوط به ناحیه چسبنده به دست می‌آید [۲۸].

$$\frac{\partial A}{\partial N} = \sum_{e \in A_{cz}} \frac{\partial A_d^e}{\partial N} \quad (۱۱)$$

در این رابطه  $A_{cz}$  مساحت ناحیه چسبنده و  $A_d^e$  مساحت تخریب شده المان موجود در ناحیه چسبنده است. با فرض اینکه  $\frac{\partial A_d}{\partial N}$  متوسط مقادیر  $\frac{\partial A_d^e}{\partial N}$  در ناحیه چسبنده بوده و همچنین  $A_e$  مساحت یک جزء از ناحیه چسبنده باشد، معادله (۱۱) به صورت زیر ارائه می‌گردد [۲۸]:

$$\frac{\partial A}{\partial N} = \sum_{e \in A_{cz}} \frac{\partial A_d^e}{\partial N} = \frac{A_{cz}}{A^e} \frac{\partial A_d}{\partial N} \quad (۱۲)$$

بنابراین، نرخ گسترش مساحت آسیب‌دیده با استفاده از معادله (۱۳) بدست می‌آید [۲۸]:



شکل ۴. محاسبه تغییرات نرخ آزاد شدن انرژی کرنشی با استفاده از منحنی مشخصه المان چسبنده.

Fig. 4. Calculation the variation of the strain energy release rate according to the constituent curve of the cohesive element

هر سیکل بارگذاری به صورت زیر محاسبه می‌شود [۲۸]:

$$\Delta G = G_{\max} - G_{\min} = (1 - R^2)G_{\max} \quad (18)$$

$$G_{\max} = \begin{cases} \frac{k(\delta^{\max})^2}{2} & \delta^{\max} \leq \delta^0 \\ \frac{k(\delta^0)^2}{2} + \frac{[(1-d^{\max})k\delta^{\max} + \tau_0](\delta^{\max} - \delta^0)}{2} & \delta^0 \leq \delta^{\max} \leq \delta^f \end{cases} \quad (20)$$

$$G_{\min} = \begin{cases} \frac{k(\delta^{\min})^2}{2} & \delta^{\min} \leq \delta^0 \\ \frac{k(\delta^0)^2}{2} + \frac{[(1-d^{\min})k\delta^{\min} + \tau_0](\delta^{\min} - \delta^0)}{2} & \delta^0 \leq \delta^{\min} \leq \delta^f \end{cases}$$

که در این رابطه  $R$  نسبت بار بوده که در حالت نیرو-کنترل برابر با نسبت نیروی کمینه به نیروی بیشینه در هر سیکل بارگذاری تعریف می‌شود و در حالت جابجایی-کنترل، به صورت نسبت جابجایی کمینه به جابجایی بیشینه در هر سیکل بارگذاری تعریف می‌گردد. مقدار  $R$  در حالت جابجایی کنترل به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۴]:

$$R = \frac{\delta_{\min}}{\delta_{\max}} \quad (19)$$

### ۳-۵- روش شبیه‌سازی المان محدود

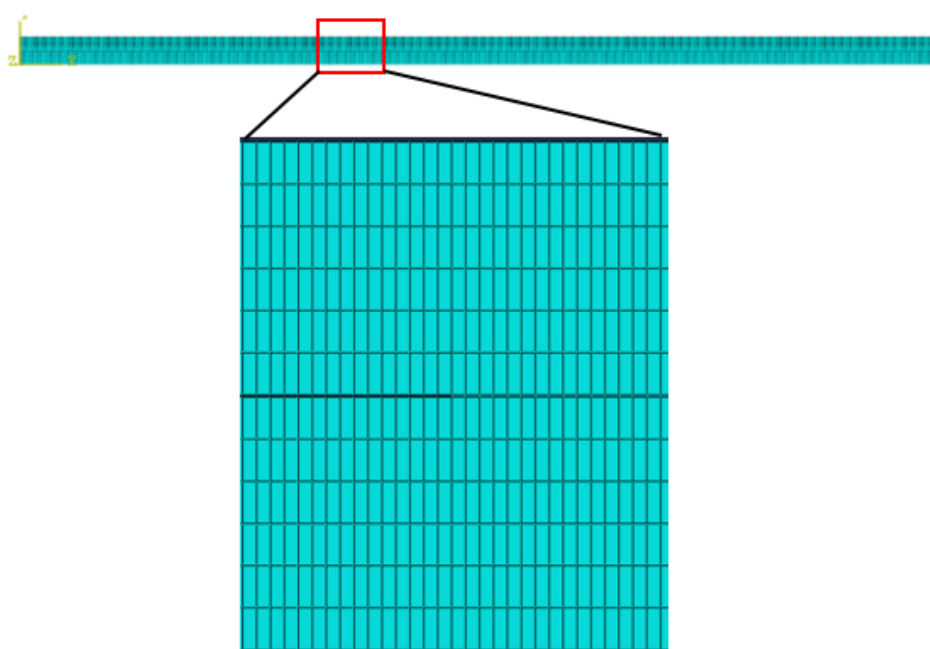
تمامی شبیه‌سازی‌ها در نرم افزار المان محدود تجاری آباکوس انجام شده و از روش المان‌های چسبنده برای بررسی رشد جدایش بین لایه‌های در نمونه‌ها استفاده شده است. به دلیل عدم تغییر زاویه الیاف در لایه‌های مختلف هر نمونه، مدل‌ها به صورت دو بعدی شبیه‌سازی شدند. برای مش‌زنی نمونه کامپوزیتی، از المان‌های سازه‌ای دو بعدی کرنش صفحه‌ای

به منظور محاسبه  $G_{\max}$  و  $G_{\min}$  از مساحت المان چسبنده استفاده می‌شود. با توجه به شکل ۴ بیشینه و کمینه نرخ آزاد شدن انرژی کرنشی در

جدول ۲. پارامترهای المان چسبنده مورد استفاده در مدل‌سازی المان محدود [۲۸]

Table 2. The cohesive element parameters used in the FE simulation [28]

واحد	نمونه تقویت شده با نانوالیاف	نمونه مرجع	پارامتر
[MPa]	۶۰	۶۰	$\sigma_I^{\max}$
$[\frac{N}{mm}]$	۰/۴	۰/۱۸	$G_{IC}$
$[\frac{N}{mm^2}]$	۲۰۰۰۰	۲۰۰۰۰	k



شکل ۵. نمایی از مش بندی نمونه در نرم افزار آباکوس

Fig. 5. The discretized FE model in ABAQUS software

در شکل ۵ نمایی از نمونه مش‌بندی شده نشان داده شده است. مشخصات المان‌های مورد استفاده نیز در جدول ۳ ارائه شده است. به منظور دستیابی به نتایج عددی با دقت قابل قبول، تحلیل حساسیت به مش در نمونه‌ها انجام شد و در نهایت از المان‌های با اندازه  $0.2 \times 0.125 \text{ mm}^2$  برای لایه چسبنده و اندازه  $0.38 \times 0.125 \text{ mm}^2$  برای کامپوزیت استفاده گردید. لازم به ذکر است که با توجه به پژوهش‌های پیشین انجام شده، وجود حداقل سه المان در ناحیه چسبنده جلو نوک ترک برای دستیابی به نتایج

۴ گرهی (CPE4) و برای مش‌زنی ناحیه چسبنده از المان‌های چسبنده دو بعدی ۴ گرهی (COH2D4) استفاده شده است. همچنین جهت تعیین خواص المان‌های چسبنده و تعیین اندازه بهینه المان به طوری که حداقل سه المان در داخل ناحیه چسبنده قرار داشته باشد، از تحقیقات صورت گرفته توسط تورون استفاده شده است [۲۸]. در نهایت با انتخاب پارامترهای جدول ۲ به عنوان خواص المان چسبنده، شبیه‌سازی رشد جدایش بین لایه‌ای در نمونه‌ها صورت پذیرفته است.

جدول ۳. مشخصات المان‌های مورد استفاده در مدل المان محدود

Table 3. Specifications of the utilized elements in the FE model.

نوع بارگذاری	نمونه	نوع المان	تعداد المان‌های مدل	اندازه المان
مود I	کامپوزیت	CPE۴	۱۴۴۰۰	۰/۳۸×۰/۱۲۵ mm
	المان چسبنده	COH۲D۴	۸۸۰	۰/۰۲×۰/۱۲۵ mm

صورت خطی از مقدار صفر به مقدار بیشینه خود می‌رسد. اگر آزمون‌های خستگی در حالت تجربی به صورت جابجایی-کنترل باشد، در نرم افزار نیز مقدار جابجایی بیشینه ( $\delta_{max}$ ) در گام اول به عنوان ورودی تعریف می‌گردد. در گام دوم که تحلیل خستگی انجام می‌شود مقدار نیرو یا جابجایی در حالت بیشینه خود باقی می‌ماند و آسیب پیشرونده المان‌ها با افزایش تعداد سیکل‌ها بر اساس معادلات ذکر شده مدل‌سازی می‌گردد. افزایش تعداد سیکل‌ها متناسب با افزایش تعداد نمونه‌های زمانی در گام دوم می‌باشد. لازم به ذکر است در تحلیل خستگی زمان یک پارامتر مجازی است که توسط آن تعداد سیکل‌ها تعیین می‌شود. جهت مقایسه نتایج شبیه‌سازی از نمودار  $\Delta G/G_c$  بر حسب  $da/dN$  استفاده می‌شود.  $\Delta G$  مطابق رابطه زیر محاسبه می‌شود. با توجه به این رابطه، تأثیر ضریب  $R$  (نسبت بار) در نتایج شبیه‌سازی در نظر گرفته شده است [۲۸].

$$G_{max} - G_{min} = (1 - R^2)G_{max} \quad (22)$$

#### ۴- نتایج و بحث

##### ۴-۱- نتایج بارگذاری شبه‌استاتیکی

در شکل ۶-الف) نمودار تجربی نیرو-جابجایی مربوط به نمونه‌های مرجع و تقویت شده با نانوالیاف تحت بارگذاری شبه‌استاتیکی نشان داده شده است. برای هر نوع نمونه، چهار بار آزمون شبه‌استاتیکی انجام شد تا از تکرارپذیر بودن نتایج اطمینان حاصل شود. با توجه به شکل ۶-الف)، در منحنی‌های نیرو-جابجایی مربوط به نمونه‌های با نانوالیاف و بدون نانوالیاف، بعد از نقطه ماکزیمم شاهد افت ناگهانی نیرو هستیم (بیضی‌های نقطه‌چین روی شکل ۶). علت این افت ناگهانی نیرو، وجود ناحیه غنی از رزین<sup>۲</sup> در جلوی پیش‌ترک اولیه می‌باشد. پس از افت ناگهانی نیرو و رشد یک‌دفعه

صحیح الزامی است. رابطه زیر جهت تخمین اندازه ناحیه چسبنده در نمونه آزمون بارگذاری مود I در مراجع ارائه شده است [۲۸]:

$$L_{CZ} = ME_1 \frac{G_{IC}}{(\sigma_I^{max})^2} \quad (21)$$

در رابطه فوق  $G_{IC}$  چقرمگی شکست بین لایه‌های مود I،  $E_1$  مدول الاستیک کامپوزیت در راستای الیاف و  $\sigma_I^{max}$  استحکام المان چسبنده تحت بارگذاری مود I است. برای ضریب  $M$  هم در مراجع مختلف مقادیری بین ۰/۳ تا ۱ پیشنهاد شده است. در پژوهش حاضر با توجه به مقادیر  $E_1 = 141000 \text{ MPa}$ ،  $G_{IC} = 0/18 \text{ kJ/m}^2$  و  $\sigma_I^{max} = 60 \text{ MPa}$  و در نظر گرفتن کمترین مقدار برای ضریب  $M$  ( $M = 0/3$ )، طول ناحیه چسبنده برابر ۲ mm خواهد شد، که با توجه به اندازه المان استفاده شده در شبیه‌سازی (۰/۱۲۵ mm)، در ناحیه چسبنده جلو نوک جدایش بین لایه‌ای حداقل ۱۶ المان قرار دارد که بسیار بیشتر از حداقل تعداد المان مورد نیاز برای دستیابی به نتیجه قابل اعتماد در شبیه‌سازی است. به منظور تعریف خواص مکانیکی کامپوزیت از داده‌های تجربی ارائه شده توسط شرکت سازنده لایه‌های پیش‌آغشته استفاده شد [۲۱].

در این پژوهش پس از انجام شبیه‌سازی بارگذاری شبه‌استاتیکی و اطمینان از صحت نتایج در این حالت، شبیه‌سازی رشد جدایش بین لایه‌ای تحت بارگذاری خستگی انجام شد. به منظور مدل‌سازی رفتار خستگی از معادلات آسیب پیشرونده مربوط به مدل تورون استفاده شد [۲۸]. از سابروتین USDFLD به منظور تعریف رفتار المان چسبنده در بارگذاری سیکلی استفاده شده است. در شبیه‌سازی خستگی از دو گام<sup>۱</sup> زمانی استفاده می‌شود، که هر دو از نوع استاتیکی می‌باشند. در گام اول بارگذاری به

2 Resin rich area

1 Step

نانوالیاف باشد.

در شکل ۶- (ب) و (ج)، نتایج حاصل از شبیه‌سازی المان محدود در کنار نتایج تجربی برای نمونه‌های مرجع و تقویت شده با نانوالیاف نشان داده شده است. با مقایسه نتایج شبیه‌سازی المان محدود و نتایج تجربی مشخص می‌شود که روش المان محدود قسمت افت لحظه‌ای نیرو (که مربوط به شکست ناحیه غنی از رزین است) را به طور دقیق شبیه‌سازی نمی‌کند، ولی رفتار نمونه در ناحیه الاستیک و همچنین رشد ترک در حالت پایدار را به درستی شبیه‌سازی نموده است. بنابراین در این بخش‌ها تطابق قابل قبولی بین نتایج شبیه‌سازی المان محدود و نتایج تجربی در هر دو نمونه مرجع و تقویت شده با نانوالیاف وجود دارد. از آنجایی که مکانیزم چقرمه‌سازی نانوالیاف نایلون ۶/۶ به روش پل‌زنی است، این پل‌های نانوالیاف مقاومت زیادی در مقابل نیروی وارده داشته و ناگهان با گسسته شدن آن افت نیروی زیادی اتفاق می‌افتد. به همین دلیل از آنجایی که افت نیرو در نمونه تقویت شده با نانوالیاف بیشتر از قطعه مرجع بوده، بنابراین در لحظه افت نیرو، اختلاف بیشتری بین نتایج مدل المان محدود و نتایج تجربی وجود دارد. این امر به این دلیل است که در مدل المان محدود، رفتار نانوالیاف در مقیاس ماکرو مدل‌سازی شده است و مکانیزم پل‌زنی در مقیاس میکرو، مدل‌سازی نشده است.

#### ۴-۲- نتایج بارگذاری خستگی

در شکل ۷ نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی المان محدود و آزمون تجربی برای نمونه‌های خستگی مود I در قالب نمودار  $da/dN$  برحسب  $\Delta G/Gc$  رسم شده است. به منظور رسم نمودار نرخ رشد ترک بر حسب تغییرات نرخ آزاد شدن انرژی کرنشی، بایستی طول ترک و مقدار انرژی کرنشی در هر سیکل تعیین شود. جهت محاسبه نرخ رشد ترک مطابق استاندارد ASTM E۶۴۷ [۳۴] از رابطه (۲۴) استفاده می‌شود که در این رابطه نرخ رشد ترک در سیکل  $i$ ام بوده،  $N_i$  و  $a_i$  به ترتیب شماره سیکل  $i$ ام و طول ترک متناظر با آن،  $N_{i+1}$  و  $a_{i+1}$  به ترتیب شماره سیکل و طول ترک متناظر با سیکل  $i+1$  است. در پژوهش حاضر چون آزمون تجربی در شرایط جابجایی - کنترل انجام شده است، نرخ رشد ترک با افزایش تعداد سیکل‌ها کاهش پیدا می‌کند [۲۸].

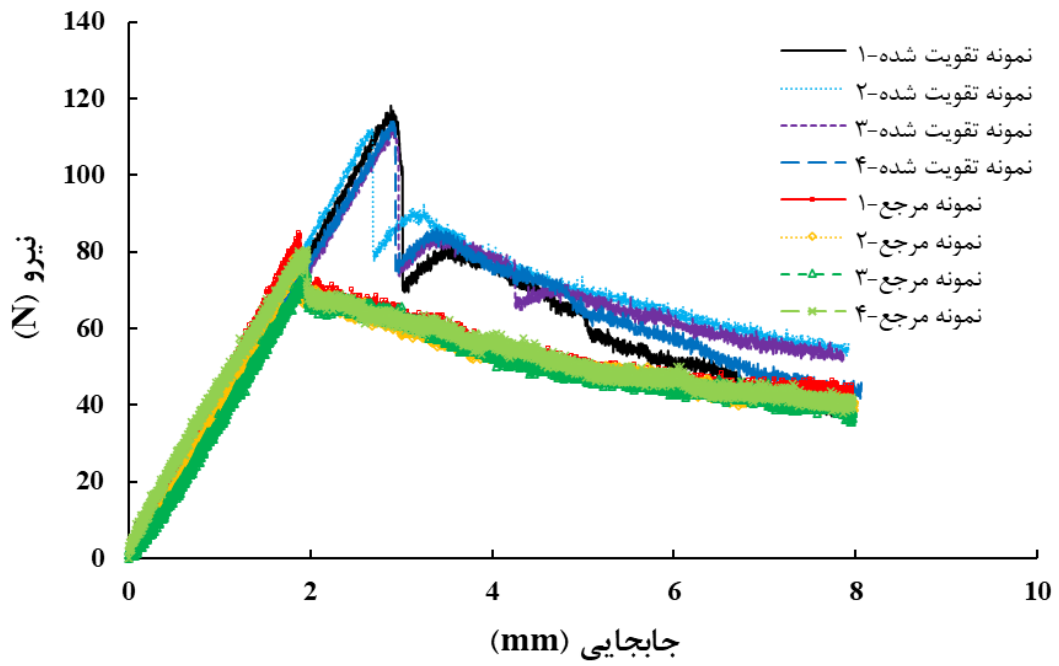
$$\left(\frac{da}{dN}\right)_i = \frac{a_{i+1} - a_i}{N_{i+1} - N_i} \quad (24)$$

ترک، پدیده پل زنی الیاف کربن ایجاد می‌شود و موجب رشد آهسته ترک می‌شود. درحالی‌که در نمونه‌های تقویت شده با نانوالیاف پس از افت نیرو شاهد افزایش دوباره نیرو هستیم. این افزایش به دلیل پل‌زنی نانوالیاف در مسیر رشد ترک می‌باشد. در ادامه مقادیر چقرمگی شکست برای نمونه‌ها از رابطه (۲۳) بدست می‌آید [۲۰].

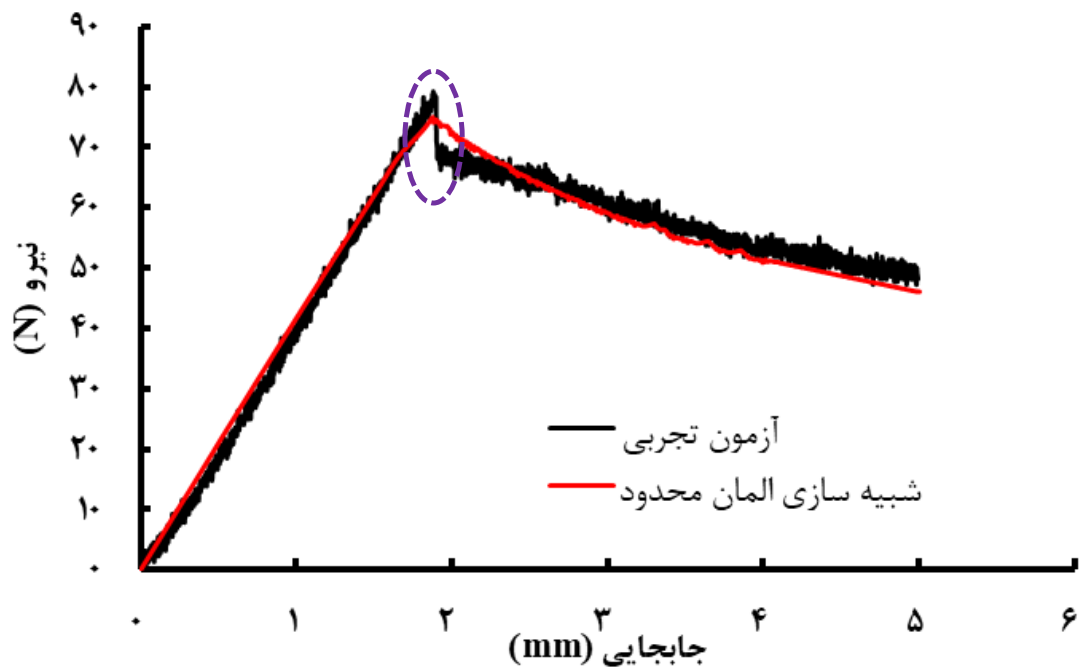
$$G_{IC} = \frac{3p_{cr}\delta_{cr}}{2B(a_0 + \Delta)} \quad (23)$$

در این رابطه  $p_{cr}$  و  $\delta_{cr}$  مقادیر بحرانی نیرو و جابجایی هستند. براساس استاندارد ASTM D۵۵۲۸ [۲۰]، برای تعیین مقدار نیرو و جابجایی بحرانی متناظر با لحظه رشد جدایش بین لایه‌ای سه روش وجود دارد: ۱- نیرو و جابجایی متناظر با افزایش ۵ درصدی نرمی نمونه ۲- نیرو و جابجایی متناظر با لحظه تشخیص چشمی رشد ترک ۳- نیرو و جابجایی متناظر با نقطه بیشینه نیرو در منحنی نیرو-جابجایی. در این پژوهش به منظور تعیین نیرو و جابجایی بحرانی در نمونه‌های بارگذاری مود I از روش سوم استفاده شده است. مقدار طول ترک اولیه ( $a_0$ ) برای همه نمونه‌ها در حالت بارگذاری مود I، ۴۰ mm انتخاب شد. مقدار B عرض نمونه‌ها است برابر ۲۵ mm می‌باشد. همچنین مقدار  $\Delta$  که پارامتر اصلاح طول ترک می‌باشد مطابق توصیه استاندارد و با استفاده از تئوری تیر اولیه محاسبه می‌شود. مقادیر چقرمگی شکست برای نمونه‌های مرجع و تقویت شده با نانوالیاف مطابق استاندارد به ترتیب ۰/۱۸ و ۰/۴ تعیین شده است. بنابراین نانوالیاف موجب افزایش ۲ برابری چقرمگی شکست بین لایه‌ای در نمونه‌های کامپوزیتی شده است. این یافته با نتایج ارائه شده در مراجع در خصوص افزایش چقرمگی شکست نمونه‌های تقویت شده با نانوالیاف همخوانی دارد [۱۲۴]٪ [۱۹] و [۳۲]٪ افزایش چقرمگی شکست نمونه‌های تقویت‌شده با نانوالیاف). مکانیزم افزایش چقرمگی شکست، پل زنی نانوالیاف نایلون بین لایه بالایی و پایینی ترک می‌باشد که در این حالت مسیر رشد ترک از بین نانوالیاف می‌باشد. در واقع ترک حین رشد به صورت پیوسته مسیر خود را عوض می‌کند و در هر بار عوض کردن باید تعداد زیادی از نانوالیاف پل‌زده را بشکند، بنابراین ترک در حین رشد به طور مداوم تغییر جهت می‌دهد، که این مکانیزم موجب افزایش مقاومت به رشد ترک می‌شود [۷ و ۳۳]. همچنین نانوالیاف با ایجاد مانع در مسیر ترک‌های ماتریسی مانع از رشد منظم ترک‌های ماتریسی شده که این امر نیز می‌تواند یکی دیگر از عوامل افزایش چقرمگی شکست بین لایه‌ای در نمونه‌های تقویت شده با

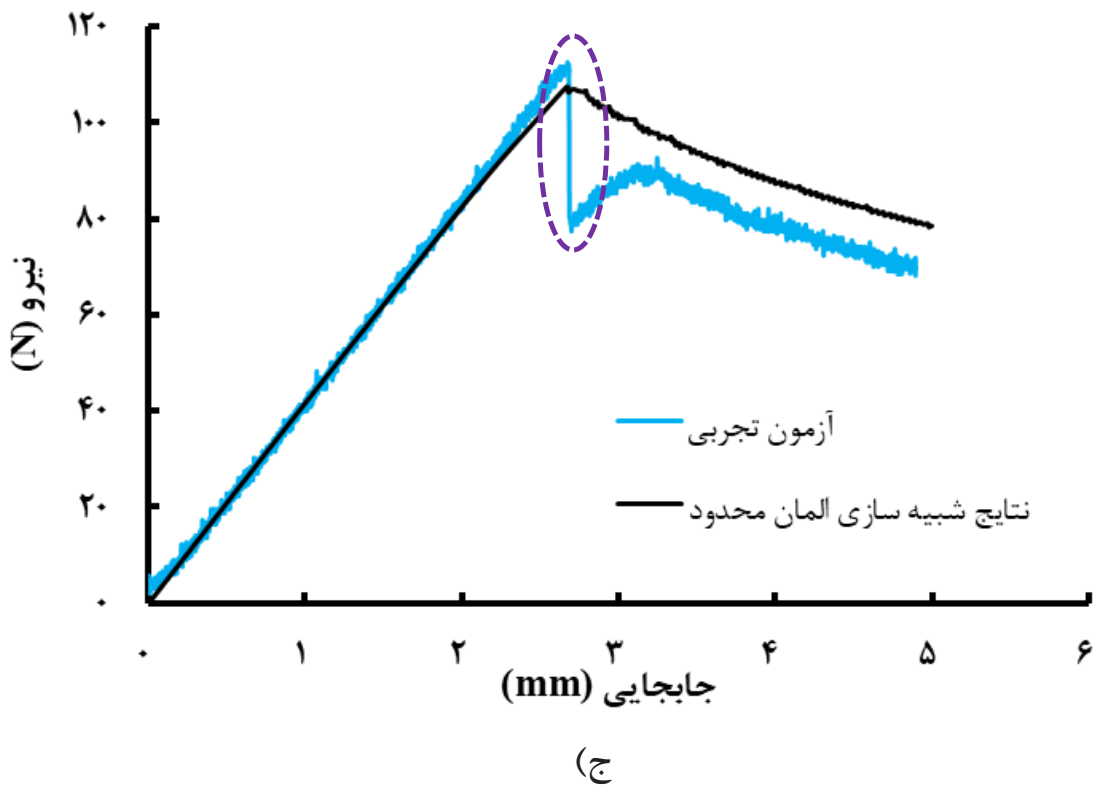




(الف)

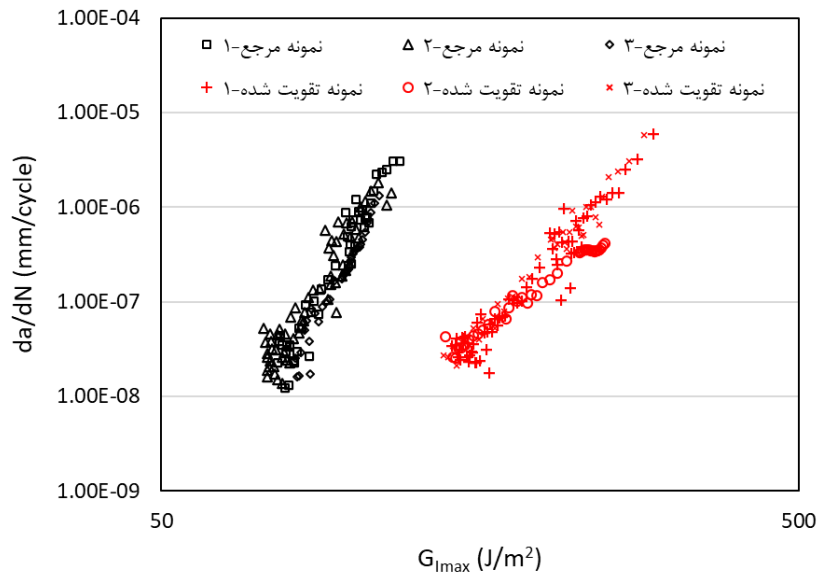


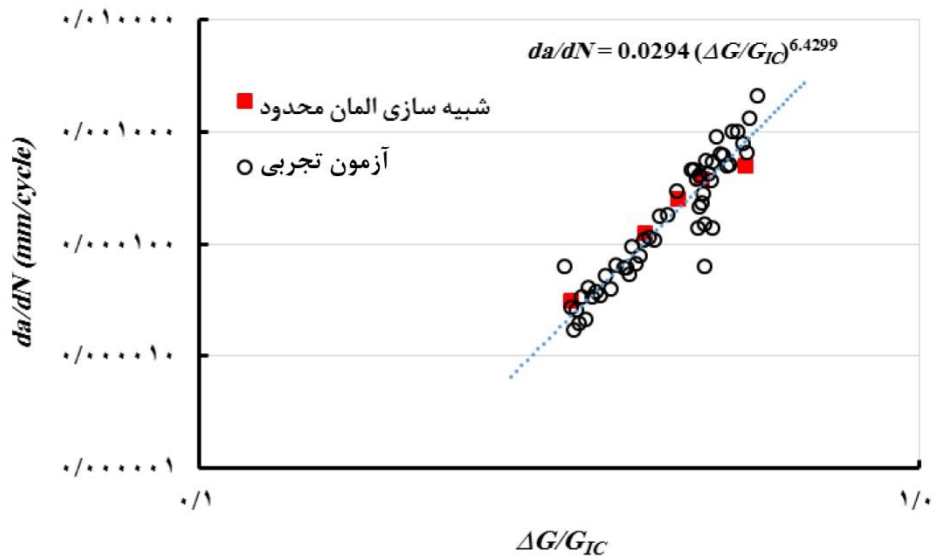
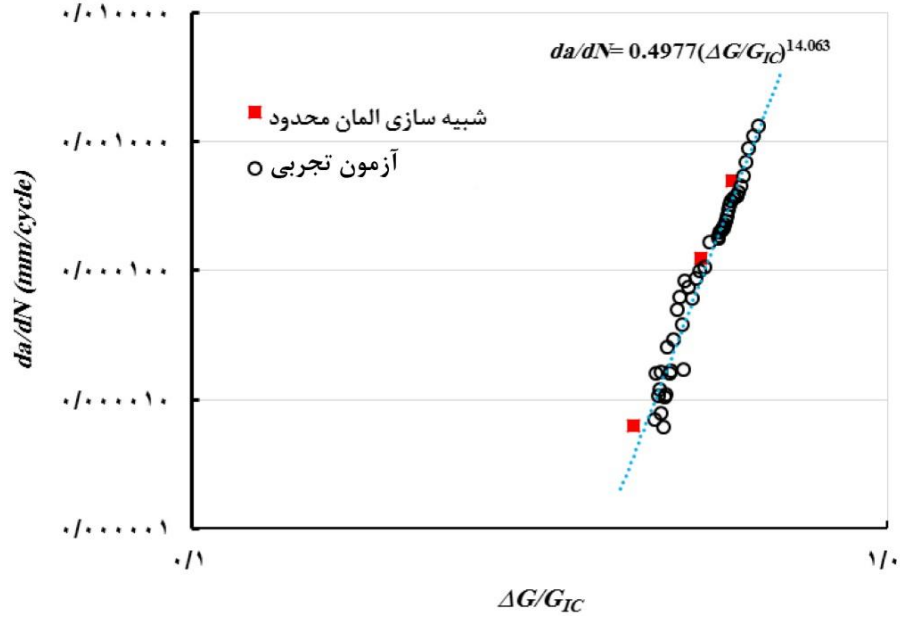
(ب)



شکل ۶. نمودار نیرو - جابجایی بارگذاری شبه استاتیکی مود I؛ الف) داده‌های تجربی آزمون به همراه تکرارپذیری نتایج، ب) نتایج شبیه‌سازی المان محدود نمونه مرجع و ج) نتایج شبیه‌سازی المان محدود نمونه تقویت شده.

Fig. 6. Load-displacement curve of the quasi-static mode I loading, a) experimental results with their repeatability, b) the FE results for the virgin specimen, and c) the FE results for the modified specimen





شکل ۷. نتایج بارگذاری خستگی مود I: الف) نتایج آزمون تجربی، ب) نتایج شبیه‌سازی المان محدود نمونه مرجع و ج) نتایج شبیه‌سازی المان محدود نمونه تقویت شده.

Fig. 7. The fatigue results of mode I loading, a) the experimental results, b) the FE results for the virgin specimen, and c) the FE results for the modified specimen

شبه استاتیکی مود I قرار گرفته و سپس رفتار آن‌ها تحت بارگذاری خستگی مود I بررسی شد. نمونه‌های خستگی مود I مطابق استاندارد ASTM D6115 و در حالت جابجایی-کنترل تحت آزمون خستگی قرار گرفتند. نتایج بدست آمده از پژوهش حاضر نشان داد که:

۱- نانوالیاف الکتروریسی شده نایلون ۶/۶ موجب افزایش ۲ برابری چقرمگی شکست بین لایه‌ای در نمونه‌های کامپوزیتی می‌شود.

۲- در بارگذاری خستگی، نرخ رشد ترک در نمونه‌های تقویت شده کاهش چشم‌گیری داشته، به طوری که در نسبت انرژی کرنشی  $\frac{\Delta G}{G_c} = 0.9$ ، نانوالیاف موجب کاهش ۸ برابری نرخ رشد ترک شد.

۳- از روش المان محدود مبتنی بر مدل ناحیه چسبنده به منظور شبیه‌سازی رشد جدایش بین لایه‌ای در حالت بارگذاری شبه‌استاتیکی و خستگی مود I استفاده شد. بدین منظور از سابروتین USDFLD برای پیاده‌سازی معادلات المان چسبنده در نرم افزار المان محدود تجاری آباکوس استفاده شد. نمودار  $da/dN$  بر حسب  $\Delta G/G_c$  جهت مقایسه نتایج شبیه‌سازی المان محدود و نتایج تجربی ترسیم گردید و تطابق قابل قبولی بین نتایج حاصل از روش شبیه‌سازی المان محدود و نتایج تجربی برای نمونه‌های مرجع و تقویت شده با نانوالیاف بدست آمد.

## منابع

- [1] D. Salimi-Majd, M. Helmi, B. Mohammadi, Damage growth prediction of unidirectional layered composites under cyclic loading using an energy based model, *mdrsjrns*, 15(7) (2015) 173-180.
- [2] S.A. Arhamnamazi, N. Banimostafa Arab, A. Refahi Oskouei, F. Aymerich, Impact Area Assessment in the Carbon Fiber Reinforced Polymer Composite using Radiography and Ultrasonic C-scan testing methods, *mdrsjrns*, 18(3) (2018) 332-338.
- [3] Y. Chai, Y. Wang, Z. Yousaf, M. Storm, N.T. Vo, K. Wanelik, T.L. Burnett, P. Potluri, P.J. Withers, Following the effect of braid architecture on performance and damage of carbon fibre/epoxy composite tubes during torsional straining, *Composites Science and Technology*, 200 (2020) 108451.
- [4] J.-q. Xuan, D.-s. Li, L. Jiang, Fabrication, properties and failure of 3D stitched carbon/epoxy composites with

رابطه پاریس برای نتایج آزمون خستگی نمونه‌های مرجع و تقویت شده با نانوالیاف محاسبه شد. با توجه به شکل ۷، ضرایب مربوط به توان رابطه پاریس (m) از عدد ۱۴ به عدد ۶/۴ کاهش پیدا کرده و همچنین ضریب ثابت c از عدد ۰/۴۹ به عدد ۰/۲۹ کاهش پیدا کرده است که این امر نشان‌دهنده کاهش نرخ رشد ترک در نمونه‌های تقویت شده است. به عنوان نمونه، در یک مقدار ثابت  $\frac{\Delta G}{G_c} = 0.9$ ، نرخ رشد ترک خستگی در نمونه مرجع برابر ۰/۱۱۳ mm/cycle بوده، در حالی که برای نمونه تقویت شده با نانوالیاف، این عدد برابر ۰/۰۱۴ mm/cycle بدست می‌آید. در واقع نانوالیاف موجب کاهش ۸ برابری نرخ رشد ترک خستگی شده است. این یافته با نتایج ارائه شده در مراجع در خصوص کاهش سرعت رشد ترک خستگی در نمونه‌های تقویت شده با نانوالیاف در مقایسه با نمونه‌های مرجع همخوانی دارد (کاهش ۳۰ برابری [۱۹] و ۱۰ برابری [۳۵] نرخ رشد ترک در نمونه تقویت شده با نانوالیاف). مکانیزم عملکردی نانوالیاف در حالت خستگی، مشابه نمونه‌های بارگذاری استاتیکی می‌باشد. به عبارتی در این حالت نیز نانوالیاف با پل زنی و انحراف ترک از مسیر مستقیم، موجب کاهش نرخ رشد ترک خستگی شده است.

نتایج شبیه‌سازی المان محدود خستگی در شکل ۷ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود تطابق قابل قبولی بین نتایج شبیه‌سازی المان محدود و آزمون تجربی در نمونه‌های مرجع و نمونه‌های تقویت شده با نانوالیاف در بارگذاری خستگی مود I مشاهده می‌شود. بنابراین روش شبیه‌سازی المان محدود می‌تواند ابزار کارآمدی برای مدل‌سازی رفتار سازه‌های واقعی تقویت شده با نانوالیاف تحت بارگذاری شبه‌استاتیکی و خستگی باشد.

## ۵- نتیجه گیری

در این پژوهش، تأثیر نانوالیاف الکتروریسی شده نایلون ۶/۶ بر روی رفتار شکست شبه‌استاتیکی و خستگی چندلایه‌های کامپوزیتی کربن/اپوکسی AS4/۸۵۵۲ بررسی شد. بدین منظور ابتدا نانوالیاف نایلون ۶/۶ با استفاده از روش الکتروریسی تولید شد. سپس نمونه‌های آزمون با استفاده از لایه‌های پیش‌آغشته کربن/اپوکسی و براساس استاندارد ASTM D5528 ساخته شدند. تعداد لایه‌های کامپوزیتی مورد استفاده ۲۴ لایه بوده، به طوری که ابتدا در بین لایه‌های ۱۲ و ۱۳ یک لایه تفلون به منظور ایجاد پیش ترک اولیه قرار داده شد و سپس در جلو آن لایه نانوالیاف الکتروریسی شده به منظور چقرمه‌سازی و تقویت نمونه قرار داده شد. ابتدا نمونه‌ها تحت آزمون

- G. Minak, Effect of nanofiber diameter and arrangement on fracture toughness of out of autoclave glass/phenolic composites - Experimental and numerical study, *Thin-Walled Structures*, 143 (2019) 106251.
- [14] H. Saghafi, A.R. Moallemzadeh, A. Zucchelli, T.M. Brugo, G. Minak, Shear mode of fracture in composite laminates toughened by polyvinylidene fluoride nanofibers, *Composite Structures*, 227 (2019) 111327.
- [15] M. Ahmadi Najafabadi, M. Sedighi, M. Salehi, H. Hossini Toudeshky, Investigation and monitoring of delamination in FMLs under mode I and II loading with FEM and AE, *Modares Mechanical Engineering*, 15(9) (2015) 78-86.
- [16] B. Mohammadi, D. Salimi-Majd, M.H. Ali-Bakhshi, Analysis of composite skin/stringer debonding and failure under static loading using cohesive zone model, *Modares Mechanical Engineering*, 14(10) (2015) 17-25.
- [17] G. Giuliese, R. Palazzetti, F. Moroni, A. Zucchelli, A. Pirondi, Cohesive zone modelling of delamination response of a composite laminate with interleaved nylon 6,6 nanofibres, *Composites Part B: Engineering*, 78 (2015) 384-392.
- [18] H. Saghafi, S.R. Ghaffarian, D. Salimi-Majd, H.A. Saghafi, Investigation of interleaf sequence effects on impact delamination of nano-modified woven composite laminates using cohesive zone model, *Composite Structures*, 166 (2017) 49-56.
- [19] T. Brugo, G. Minak, A. Zucchelli, X.T. Yan, J. Belcari, H. Saghafi, R. Palazzetti, Study on Mode I fatigue behaviour of Nylon 6,6 nanoreinforced CFRP laminates, *Composite Structures*, 164 (2017) 51-57.
- [20] ASTM Standard, D5528-01, Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites, in, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2007.
- [21] HexPly® 8552 Epoxy matrix (180°C/356°F curing matrix) in FTA 072e. Hexcel Composites Publication, 2013.
- [22] R. Mohammadi, M.A. Najafabadi, H. Saghafi, D. Zarouchas, Fracture and fatigue behavior of carbon/no stitching fibers damage, *Composite Structures*, 220 (2019) 602-607.
- [5] A. Yudhanto, N. Watanabe, Y. Iwahori, H. Hoshi, Compression properties and damage mechanisms of stitched carbon/epoxy composites, *Composites Science and Technology*, 86 (2013) 52-60.
- [6] Y.A. Dzenis, D.H. Reneker, Delamination resistant composites prepared by small diameter fiber reinforcement at ply interfaces, in, US Patent, 2001.
- [7] M. Saeedifar, H. Saghafi, R. Mohammadi, D. Zarouchas, Temperature dependency of the toughening capability of electrospun PA66 nanofibers for carbon/epoxy laminates, *Composites Science and Technology*, 216 (2021) 109061.
- [8] R. Mohammadi, M. Ahmadi Najafabadi, H. Saghafi, M. Saeedifar, D. Zarouchas, A quantitative assessment of the damage mechanisms of CFRP laminates interleaved by PA66 electrospun nanofibers using acoustic emission, *Composite Structures*, 258 (2021) 113395.
- [9] S. Cai, Y. Li, H.-Y. Liu, Y.-W. Mai, Damping properties of carbon fiber reinforced composites hybridized with polysulfone (PSF)/cellulose nanocrystal (CNC) interleaves, *Composites Science and Technology*, 213 (2021) 108904.
- [10] K. Magniez, C. De Lavigne, B.L. Fox, The effects of molecular weight and polymorphism on the fracture and thermo-mechanical properties of a carbon-fibre composite modified by electrospun poly (vinylidene fluoride) membranes, *Polymer*, 51(12) (2010) 2585-2596.
- [11] P.K. Barzoki, A.M. Rezaoust, M. Latifi, Tunable effect of polyvinyl butyral nanofiber veil on fracture toughness of glass reinforced phenolic composites manufactured with out of autoclave method, *Polymer Testing*, 71 (2018) 255-261.
- [12] H. Saghafi, G. Minak, A. Zucchelli, T.M. Brugo, H. Heidary, Comparing various toughening mechanisms occurred in nanomodified laminates under impact loading, *Composites Part B: Engineering*, 174 (2019) 106964.
- [13] P.K. Barzoki, A.M. Rezaoust, M. Latifi, H. Saghafi,

- Girona, 2006.
- [29] P.W. Harper, S.R. Hallett, Cohesive zone length in numerical simulations of composite delamination, *Engineering Fracture Mechanics*, 75(16) (2008) 4774-4792.
- [30] B. Roshanfar, Progressive delamination analysis of composite laminates under repeated out of plane impact loading, Amirkabir University of Technology, 2014.
- [31] J.B. Babu, Predicting the fatigue behaviour of matrices and fiber composites based upon modified epoxy polymers, Imperial College, UK, 2012.
- [32] H. Saghafi, A. Zucchelli, R. Palazzetti, G. Minak, The effect of interleaved composite nanofibrous mats on delamination behavior of polymeric composite materials, *Composite Structures*, 109 (2014) 41-47.
- [33] H. Saghafi, M. Fotouhi, G. Minak, Improvement of the Impact Properties of Composite Laminates by Means of Nano-Modification of the Matrix—A Review, *Applied Sciences*, 8(12)(2018).
- [34] P.P. Camanho, C.G. Dávila, Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials, NASA-Technical paper, 211737(1) (2002) 33.
- [35] M. Arai, J.-i. Hirokawa, Y. Hanamura, H. Ito, M. Hojo, M. Quaresimin, Characteristic of mode I fatigue crack propagation of CFRP laminates toughened with CNF interlayer, *Composites Part B: Engineering*, 65 (2014) 26-33.
- epoxy laminates modified by nanofibers, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 137 (2020) 106015.
- [23] V. Arumugam, C. Suresh Kumar, C. Santulli, F. Sarasini, A. Joseph Stanley, A Global Method for the Identification of Failure Modes in Fiberglass Using Acoustic Emission, *Journal of Testing and Evaluation*, 39(5)(2011).
- [24] ASTM Standard, D6115-97, Standard Test Method for Mode I Fatigue Delamination Growth Onset of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites, in: ASTM International, ASTM International, United States, 2011.
- [25] M. Moradi, A. Broer, J. Chiachío, R. Benedictus, T.H. Loutas, D. Zarouchas, Intelligent health indicator construction for prognostics of composite structures utilizing a semi-supervised deep neural network and SHM data, *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 117 (2023) 105502.
- [26] A. Broer, G. Galanopoulos, R. Benedictus, T. Loutas, D. Zarouchas, Fusion-based damage diagnostics for stiffened composite panels, *Structural Health Monitoring*, 21(2) (2022) 613-639.
- [27] D.S. Dugdale, Yielding of steel sheets containing slits, *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 8(2) (1960) 100-104.
- [28] A. Turon, Simulation of delamination in composites under quasi-static and fatigue loading using cohesive zone models, Ph.D thesis, Doctoral thesis, University of

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

M. Saeedifar, H. Saghafi, H.A. Saghafi, M. Ahmadi Najafabadi, *Numerical and Experimental Investigations on Fatigue Behavior of Carbon/Epoxy Laminates Toughened by Nanofibers*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 54(12) (2023) 2899-2916.

DOI: 10.22060/mej.2022.21425.7446

