



## تأثیر نرخ بارگذاری بر رفتار مکانیکی الیاف شیشه و کامپوزیت‌های الیاف شیشه/پلیمر

علیرضا خادمی<sup>1</sup>، محمود مهرداد شکریه<sup>2\*</sup>، شهرام اعتمادی حقیقی<sup>3</sup>

1- دانشجوی دکترا، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران

2- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

3- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران

\* شهر، صندوق پستی 16846-13114، shokrieh@iust.ac.ir

### چکیده

### اطلاعات مقاله

دریافت: 1398/07/29

پذیرش: 1399/06/22

### کلیدواژگان:

خواص مکانیکی

وابستگی به نرخ کرنش

الیاف تقویت کننده

کامپوزیت شیشه/اپوکسی

کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف، تحت بارهای دینامیکی مختلف نرخ‌های کرنش متفاوتی را تجربه خواهند کرد. از آنجا که رفتار مکانیکی این کامپوزیت‌ها، با تغییر نرخ کرنش تغییر می‌کند، پاسخ‌گذاری بسیاری از سازه‌های کامپوزیتی وابسته به نرخ کرنش خواهد بود. در تحقیق حاضر به دوره جامعی از مطالعات انجام شده بر روی الیاف شیشه و کامپوزیت‌های تقویت شده با این الیاف، به عنوان کاربردی‌ترین کامپوزیت زمینه پلیمری، تحت بارگذاری دینامیکی پرداخته شده است. از این رو در ابتدا مطالعات مختلف که در آنها خصوصیات مکانیکی الیاف طولی شیشه در نرخ‌های کرنش مختلف ارائه شده، به طور مبسوط بررسی شده است. در ادامه مطالعات تجربی که در آنها اثرات نرخ کرنش بر انواع کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه ارائه شده، دسته بندی و ارائه گردیده است. همچنین رفتار پلیمرهای گرماسخت تحت نرخ‌های کرنش مختلف نیز مورد بررسی قرار گرفته است. در نهایت مدل‌های مختلف تحلیلی و عددی میکرومکانیکی و مایکرومکانیکی ارائه شده برای این نوع کامپوزیت‌ها بطور جامع مرور شدند.

## Effect of loading rate on the mechanical behavior of glass fiber and glass fiber/polymer composites

Alireza Khademi<sup>1</sup>, Mahmood Mehrdad Shokrieh<sup>2,\*</sup>, Shahram Etemadi Haghghi<sup>1</sup>

1- Department of Mechanical Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran.

2- School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

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

### Keywords

Mechanical properties  
strain rate dependency  
reinforcement fibers  
glass/epoxy composites

### Abstract

The fiber-reinforced polymer (FRP) composites under different dynamic loads experienced various strain rates. Since mechanical behaviors of fiber-reinforced polymer composites vary with the strain rate, the transient response of most of the composite structures will be dependent on the strain rate. In the present research, a comprehensive review of the previously published studies on the topic of strain-rate dependent properties of glass fiber and its fiber-reinforced composites, as the most common FRP composite, under dynamic loading was presented. At first, studies that presented the mechanical properties of the long glass fibers at various strain rates were extensively investigated. Furthermore, experimental studies on the effects of strain rate on different types of glass fiber reinforced polymer composites were categorized and presented. Also, the strain-rate dependent behavior of the thermoset polymers was investigated. The various analytical and numerical models of macro-mechanics and micromechanics presented for this type of composites were reviewed comprehensively.

### 1- مقدمه

بررسی اثرات نرخ کرنش بر رفتار آنها، آزمایش‌های ویژه‌ای مورد نیاز است. بخش عمده تحقیقات در زمینه اثرات نرخ کرنش بر رفتار مواد کامپوزیتی تقویت شده با الیاف به صورت آزمایشگاهی انجام پذیرفته و تحلیل ضربه به طور عملی صورت پذیرفته است. در این تحقیقات تمرکز بر اعمال بارگذاری حقیقی و فهم شرایط مرزی بر روی نمونه‌های مورد آزمایش است [1-4]. البته بارگذاری ضربه‌ای رفتار متفاوت مواد کامپوزیتی را نسبت به حالت استاتیکی در پی خواهد داشت. برای بررسی آثار نرخ کرنش بر رفتار مواد به صورت آزمایشگاهی، نیاز به استفاده از دستگاه آزمون مناسب است. این دستگاه می‌بایست قابلیت انطباق و مدل‌سازی شرایط دقیق رخداد را داشته

استفاده گسترده امروزی از مواد کامپوزیتی تقویت شده با الیاف، به جای مواد سنتی منجر به آن شده که سازه‌های کامپوزیتی در برخی از کاربردها تحت بارهای دینامیکی قرار گرفته و بنابراین مطالعه رفتار گذاری این سازه‌ها تحت این نوع بارگذاری از اهمیت زیادی برخوردار شوند. با این حال استفاده دینامیکی از این کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف فرآیندی جدید محسوب، و از این جهت ابعاد مختلف ناشناخته زیادی را در بر داشته و به همین دلیل همچنان مورد توجه بسیاری از محققین در موسسات علمی و صنعتی جهان قرار دارد. به منظور مطالعه این مواد در کاربردهایی با بارگذاری پرسرعت و

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Khademi, A., Shokrieh, M. M., and Etemadi Haghghi, S., "Effect of loading rate on the mechanical behavior of glass fiber and glass fiber/polymer composites", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1283-1306, 2021.

همراه مدل‌های موجود در پیش‌بینی این رفتار، شامل رفتار تنش-کرنش، مدول الاستیک و استحکام نهایی آنها به طور مشروح مرور شده است. سپس به جهت طبقه بندی مطالب ارائه شده، مطالعات انجام شده بر روی کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه به دو دسته کلی تحقیقات آزمایشگاهی (که عمدتاً به جهت مشخص نمودن رفتار یک کامپوزیت خاص در شرایط نرخ‌های کرنش خاص انجام پذیرفته‌اند) و تحقیقات بر پایه بررسی مدل‌های ارائه شده تحلیلی و عددی در دو دیدگاه مکرو و میکرومکانیکی، تقسیم بندی شده است. همچنین جهت درک بهتر مدل‌های ارائه شده برای این نوع کامپوزیت‌ها، مروری بر اثر نرخ بارگذاری بر رفتار مکانیکی پلیمرهای کاربردی در کامپوزیت‌سازی با الیاف شیشه، به عنوان ماتریس زمینه ارائه شده است.

## 2- اثر نرخ بارگذاری بر رفتار مکانیکی الیاف شیشه

خصوصیات مهندسی کامپوزیت‌ها، ترکیبی از خصوصیات هر ماده تشکیل دهنده به تنهایی به همراه خواص برهمکنشی این مواد می‌باشد. الیاف در کامپوزیت‌های الیافی زمینه پلیمری یکی از دو جزء سازنده و به عنوان عنصر باربر اصلی است. از این رو داشتن دانش کافی از خصوصیات مکانیکی الیاف در شرایط مختلف از جمله در نرخ‌های کرنش بالا از اهمیت بالایی برخوردار است. بررسی خصوصیات مکانیکی الیاف شیشه، مستقل از نرخ کرنش، در دهه پنجاه میلادی شروع گردید و در پی آن مدل‌های آماری برای آنها پایه-ریزی شد [21-23]. در این بین چی و همکاران [23] روشی را برای تعیین خواص استاتیکی تک رشته از دسته الیاف ارائه نموده‌اند. در طی بررسی‌های گسترده در منابع موجود مشخص گردید که داده‌ها و اطلاعات محدودی درباره خصوصیات الیاف شیشه در نرخ‌های کرنش بالاتر از نرخ کرنش شبه استاتیک در دسترس بوده، و تاکنون تنها چند تحقیق محدود بر روی این الیاف انجام شده است. در این بین اکسیا و همکاران [24، 25] در دو تحقیق جداگانه خواص کششی دینامیکی دسته الیاف شیشه-ای<sup>1</sup> را بررسی نموده‌اند. در این دو تحقیق آزمایش کشش شبه استاتیک توسط دستگاه کشش تجاری انجام شده و آزمایش‌های کشش ضربه‌ای با استفاده از دستگاه آزمایش دیسکی از نوع میله به میله (طراحی شده توسط خود محققین) که مشابه یک دستگاه هاپکینسون کششی می‌باشد انجام شده است. نمونه‌ها برای هر دو آزمایش شبه استاتیک و دینامیکی در یک ابعاد ساخته شده که بر اساس روش کلاسیک برای داده‌برداری از الیاف طراحی شده‌اند [22]. در تحقیق اول آنها، آزمایش‌هایی در شش نرخ کرنش مختلف در گستره  $10^{-4}$  تا  $10^3$  بر ثانیه  $(s^{-1})$  انجام شده و نتیجه‌گیری از میانگین‌گیری از نتایج چهار تا پنج آزمایش در هر نرخ کرنش استخراج شده است. منحنی‌های تنش-کرنش معمول برای این آزمایش‌ها در شکل 1 نشان داده شده است. از نتایج این شکل دریافت می‌شود که خصوصیات مکانیکی دسته الیاف و در نتیجه تک‌رشته<sup>2</sup> به نرخ کرنش حساس است. نکته جالب توجه اینکه شیب منحنی‌های تنش-کرنش در این شکل تغییراتی هرچند اندک را دارا است. اگرچه این موضوع نشان-دهنده آن است که تغییرات مدول یانگ با تغییر نرخ کرنش اندک است اما در هر حالت این تغییرات وجود دارد. لازم به ذکر است که در انجام این دو تحقیق تجربی [24، 25]، اکسیا و همکاران از دو فرض کلی پیروی نموده‌اند. فرض اول اینکه هر رشته به طور کامل تا پارگی (زمانی که نیروی کششی در

باشد. به همین دلیل، بیشتر مطالعات آزمایشگاهی بر ایجاد شرایط واقعی در شرایط کنترل شده متمرکز شده‌اند [5، 6]. جدول 1 به طور کلی محدوده‌های دسته بندی شده برای نرخ کرنش و روش‌های اصلی انجام آزمایش‌ها در این نرخ‌ها را بیان می‌نماید. لازم به ذکر است که در برخی از انواع دستگاه‌های آزمون فشار و کشش هیدرولیکی سرعت بالا و دستگاه‌های آزمون فشار و کشش ثقلی، امکان بررسی خواص مکانیکی کامپوزیت‌های زمینه پلیمر تا نرخ کرنش  $5 \times 10^2$  فراهم شده است [7-9] با این حال، به طور عمده در نرخ‌های کرنش بالاتر از آن به طور معمول از دستگاه‌های دو میله‌ای هاپکینسون استفاده می‌شود.

**جدول 1** دسته بندی دامنه‌های نرخ کرنش و روش‌های اصلی آزمایش در هر دامنه  
**Table 1** Strain rate ranges and the main methods of experiment in each range

دامنه آزمایش	دامنه نرخ کرنش ( $s^{-1}$ )	نوع و شرایط آزمایش
نرخ کرنش شبه استاتیک	$10^0-10^{-4}$	- آزمایش فشار و کشش با دستگاه کشش معمول با محرک هیدرولیکی یا مکانیکی پیچی
نرخ کرنش متوسط	$10^2-10^0$	- آزمایش فشار و کشش با دستگاه کشش هیدرولیکی سرعت بالا - آزمایش فشار و کشش با دستگاه ثقلی
نرخ کرنش بالا	$10^4-10^2$	- آزمایش با استفاده از دستگاه‌های میله‌ای ضربه زننده کششی، فشاری و برشی هاپکینسون
نرخ کرنش بسیار بالا و شوک	$10^8-10^4$	- آزمایش با دستگاه ضربه تیپور - آزمایش با دستگاه تفنگ گازی - آزمایش پرتابه انفجاری

در چند مقاله مروری به بررسی کلی رفتار کامپوزیت‌های زمینه پلیمری در مواجهه با بارگذاری دینامیکی پرداخته شده است [10-12]. در این مقالات، که البته برخی از آنها قدیمی و نیاز به به روزآوری داده‌ها در آنها وجود دارد، انواع کامپوزیت‌ها در مواجهه با تغییرات نرخ کرنش مورد بررسی قرار گرفته‌اند. این مقالات مروری بیشتر به بررسی روش‌های آزمون و نتایج تجربی بررسی خواص مکانیکی وابسته به نرخ انواع مختلف کامپوزیت‌های زمینه پلیمری پرداخته‌اند. این در حالی است که در بین این کامپوزیت‌ها برخی از آنها عمده کاربرد را در میان سایر کامپوزیت‌ها دارا می‌باشند. در بین همین کامپوزیت‌ها، کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه بیشترین کاربرد را دارا هستند [13-16]. از سوی دیگر بر خلاف کامپوزیت پر کاربرد دیگر (یعنی کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف کربن)، که در آن خواص مکانیکی الیاف کربن وابستگی به نرخ کرنش از خود نشان نمی‌دهند، [17-20] تمامی اجزاء سازنده کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه به تغییرات نرخ وابسته هستند. به همین دلیل تحقیقات گسترده‌ای بر کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف شیشه انجام شده است. از این رو در مقاله حاضر، تحقیقات انجام شده بر روی وابستگی به نرخ کرنش کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه ارائه شده است. در این مقاله ابتدا خصوصیات الیاف تک‌جهته پیوسته شیشه در نرخ‌های کرنش مختلف بررسی شده، و نتایج آزمایشگاهی ارائه شده برای رفتار وابسته به نرخ آنها به

1 E-glass

2 Mono fiber

چهار نرخ کرنش مختلف 300، 800، 1100 و 1300 بر ثانیه و در دمای اتاق (14 درجه سانتیگراد) انجام پذیرفته است. منحنی‌های تنش-کرنش برای این الیاف با متوسط‌گیری از سه منحنی حاصل از آزمایش‌ها برای هر نرخ کرنش حاصل آمده است. وی ادعا می‌کند که هر سه منحنی در ناحیه کوچکی متمرکز بوده‌اند و از این رو پراکندگی آنها کم بوده است. نتایج گزارش شده توسط ایشان نیز در تطابق کامل با نتایج ارائه شده در دو مقاله قبل است.

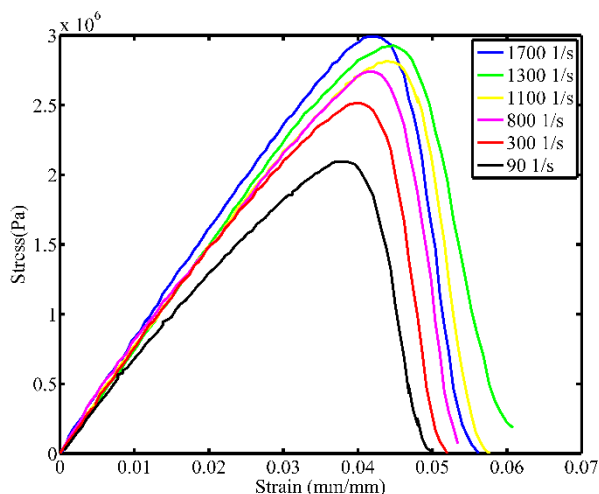


Fig. 2 Stress-strain curves at the medium strain rates up to high strain rates [26]

شکل 2 منحنی‌های تنش-کرنش الیاف شیشه در محدوده نرخ کرنش متوسط و بالا [26]

اخیراً نیز تانیگوجی و همکاران [17، 27، 28] در مطالعاتی تجربی به کمک دستگاه آزمایش کشش هیدرولیکی پرسرعت، و دستگاه هاپکینسون کششی در محدوده نرخ کرنش شبه استاتیکی تا نرخ‌های کرنش بالا به بررسی خواص رشته شیشه-ای در قطرهای مختلف پرداخته‌اند. یک تب آلومینیومی در هر دو انتهای دسته الیاف با اتصال چسبی به آن متصل شده است. نتایج تجربی مشابه و موید نتایج بدست آمده در سه مقاله ارائه شده در فوق می‌باشد. شکل 3 نشان‌دهنده رفتار الیاف شیشه در نرخ کرنش شبه استاتیکی و نیز منحنی تنش کرنش این الیاف را در نرخ کرنش 250 بر ثانیه برای الیاف به قطر 17 مایکرومتر است. نمودارهای شکل 3 نشان دهنده تغییرات بسیار اندک مدول یانگ با افزایش نرخ کرنش بوده که اندکی با نتایج قبل متفاوت است. از سمت دیگر در مشابهت نتایج این تحقیق با نتایج تحقیقات قبلی ذکر شده در بالا، مشخص شده است که استحکام کششی، کرنش شکست با افزایش نرخ کرنش، افزایش می‌یابد. نکته بسیار مهمی که تانیگوجی و همکاران به آن اشاره نموده‌اند اینکه از نرخ کرنش شبه استاتیکی تا نرخ کرنش 50 بر ثانیه افزایش استحکام کششی با افزایش نرخ کرنش چشمگیر می‌باشد؛ حال آنکه بعد از نرخ کرنش 50 بر ثانیه این افزایش اندک است. با این حال نسبت افزایش حداکثر استحکام از نرخ کرنش شبه استاتیکی تا 250 بر ثانیه تقریباً 60 درصد گزارش شده که کاملاً مشابه نتایج اکسیا و همکاران [24، 25] است. نتیجه اصلی که تانیگوجی و همکاران از این بحث حاصل نموده‌اند این است که تغییرات گزارش شده در منابعی که افزایش استحکام در کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تک جهته (در بارگذاری در جهات مختلف بجز در راستای عمود بر الیاف و زوایای نزدیک به آن) را گزارش نموده‌اند اساساً به دلیل افزایش استحکام الیاف شیشه با افزایش نرخ کرنش است. لازم به ذکر است

رشته به استحکام پارگی برسد) الاستیک باقی می‌ماند. دوم اینکه استحکام پارگی رشته، وابسته به نیروی  $F$  که بر روی سیستم منجر به پارگی کسر مشخصی از الیاف می‌گردد بوده و ملازم به توزیع مجدد نیرو بین الیافی که پاره نشده است، می‌باشد. در ادامه مدل‌های آماری بر مبنای مدل توزیع وایبول<sup>1</sup> برای نشان دادن وابستگی استحکام الیاف و دسته الیاف به نرخ کرنش توسط آنها پایه‌گذاری و معادلات مادی تنش-کرنش بر اساس این مدل‌های آماری نتیجه‌گیری شده‌اند. در تحقیق آنها مدل‌های بدست آمده با نتایج تجربی مقایسه شده‌اند و نتایج نشان دهنده تطابق خوب مدل‌سازی آماری با نتایج تجربی است.

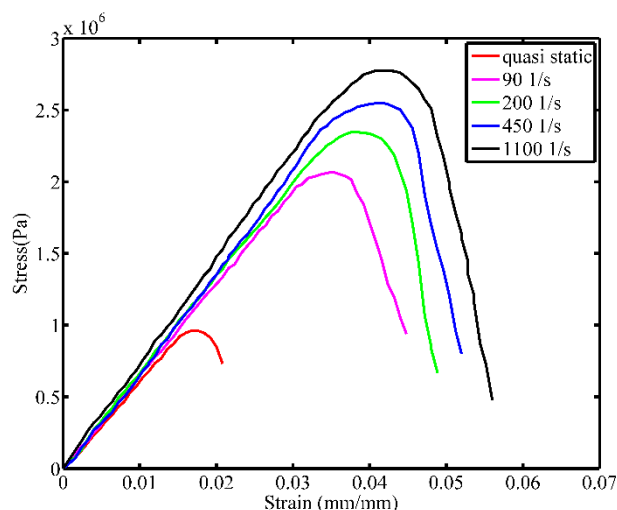


Fig. 1 Stress-strain curves from quasi-static up to the strain rate of  $1100 \text{ s}^{-1}$  [24]

شکل 1 منحنی‌های تنش-کرنش الیاف شیشه در محدوده نرخ کرنش شبه استاتیکی تا نرخ 1100 بر ثانیه [24]

در مقاله‌ای دیگر اکسیا و وانگ [25] از تابع توزیع آماری دونمایی وایبول برای بررسی استحکام الیاف شیشه در وابستگی به نرخ کرنش بالا و دما استفاده نموده‌اند. آزمایش‌های آنها بر روی الیاف شیشه از نوع مشابه مقاله قبل ایشان، و شش نرخ کرنش مختلف 90، 300، 800، 1100، 1300 و 1700 بر ثانیه و البته در سه دمای 70-، 14 و 80 درجه سانتیگراد انجام شده است. نتایج این مدل‌سازی در ارتباط با تغییرات خواص مکانیکی با تغییر نرخ کرنش با مقاله قبلی، که به وسیله روش آماری به کمک تابع توزیع وایبول تک نمایی انجام شده، مقایسه شده است. نتایج از منظر تأثیرات نرخ کرنش بر رفتار مواد به طور کامل مشابه مقاله قبل است. بدین مفهوم که استحکام نهایی و کرنش شکست در این الیاف با افزایش نرخ کرنش افزایش چشمگیر داشته و مدول الاستیک نیز رفتار افزایشی از خود نشان می‌دهد. شکل 2 منحنی‌های تنش و کرنش معمول برای دسته الیاف شیشه-ای را در دمای 14 درجه سانتیگراد نمایش می‌دهد. لازم به ذکر است که خصوصیات این مواد شامل منحنی‌های تنش-کرنش در دو دمای دیگر 70- و 80 درجه سانتیگراد نیز در مقاله آنها ارائه شده است. وانگ [26] در تحقیقی مشابه و در راستای دو تحقیق قبل به بررسی الیاف شیشه پرداخته است. برای مطالعه رفتار کششی رشته شیشه تحت نرخ کرنش بالا، آزمایش‌های کشش ضربه‌ای به وسیله یک دستگاه کشش ضربه‌ای میله به میله با دیسک چرخان، که در دو مقاله قبلی نیز از آن استفاده شد، انجام گردیده است. آزمایش‌ها تنها در نرخ‌های کرنش بالا و در

<sup>1</sup> Weibull distribution model

ساختاری ویسکوالاستیک جهت پیش‌بینی رفتار مکانیکی وابسته به نرخ کرنش برای الیاف به فرم معادله 1 توسط آنها پیشنهاد شد.

$$\sigma(t) = \psi \varepsilon \text{Exp}[\xi \text{Log}[\dot{\varepsilon}]] \left( 1 - \text{Exp}\left[-\frac{\varepsilon(t)}{\tau_R^{\xi} \dot{\varepsilon}}\right] \right) \quad (1)$$

که در آن  $\sigma$ ،  $\varepsilon$  و  $\xi$  به ترتیب تنش، کرنش و نرخ کرنش و پارامترهای  $\psi$  و  $\xi$  در آن ثوابت مادی هستند. همچنین  $\tau_R^{\xi}$  زمان وارهدگی خوانده می‌شود که تابعی از مدول الاستیک الیاف و ثوابت مادی است. در گام دوم این تحقیق، استحکام نهایی الیاف شیشه وابسته به نرخ کرنش نیز مورد مطالعه قرار گرفته است. برای پیش‌بینی استحکام نهایی الیاف شیشه از مدل کوپر-سایموند به فرم معادله 2 اصلاح شده است:

$$\sigma_{ii}^d(\dot{\varepsilon}) = \left( 1 + \left( \frac{\dot{\varepsilon}}{c} \right)^{\frac{1}{p}} \right) \sigma_{ii}^s \quad (2)$$

که در آن  $\sigma_{ii}^d$  استحکام نهایی الیاف شیشه در حالت شبه استاتیکی و  $\sigma_{ii}^s$  همان در حالت دینامیکی است. نتایج این تحقیق نشان‌دهنده مطابقت مناسب میان نتایج حاصل از این مدل با نتایج تجربی است. از سمت دیگر بررسی‌های گسترده در منابع منتشر شده موجود مشخص نمود که برای الیاف تقویت کننده بافت شیشه در وابستگی به نرخ کرنش داده‌های چندانی در دسترس نیست. در یکی از معدود تحقیقات منتشر شده، فیچوکیا و همکاران [31] به بررسی خواص وابسته به نرخ الیاف بافته شده، از جمله الیاف بافته شده شیشه‌ای پرداخته‌اند. آزمایشات تجربی تنها در دو نرخ کرنش شبه استاتیکی (با سرعت حرکت کلهگی  $2.1 \times 10^{-3}$  متر بر ثانیه) و نرخ کرنش بالا (با سرعت کلهگی 6 متر بر ثانیه) انجام شد است. نتایج گزارش شده به طور کلی نشان‌دهنده افزایش استحکام نهایی و کرنش شکست این الیاف است. از این رو به نظر می‌رسد که بررسی انواع الیاف بافته شده شیشه در نرخ‌های مختلف، در جهات مختلف مغفول مانده است.

### 3- اثر نرخ بارگذاری بر رفتار مکانیکی پلیمر زمینه

گروز و همکاران [32] در تحقیقی بر روی کامپوزیت‌های کربن/اپوکسی، که در آن آنچنان که بیان شد الیاف کربن وابستگی به نرخ کرنش ندارند، تغییرات در مدول و استحکام نهایی برشی و عرضی را نشان داده‌اند. از این رو مشخصاً کامپوزیت‌های زمینه پلیمری حتی در مواردی مانند کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف کربن [18, 19, 33] به تغییرات نرخ کرنش حساس هستند. از این رو به طور خاص، برای کامپوزیت‌های کربن/اپوکسی، به نظر می‌رسد وابستگی به نرخ کرنش از پلیمر زمینه هدایت می‌شود. این موارد نشان‌دهنده آن است که در مدل‌سازی کامپوزیت‌ها (علی‌الخصوص در حالت عرضی و برشی)، دانستن پاسخ وابسته به نرخ از زمینه پلیمری، از اهمیت برخوردار است. بر خلاف آنچه در مورد الیاف تقویت کننده بیان گردید، تحقیقات انجام شده بر روی پلیمرها، گوناگون و گسترده است. این گوناگونی و گستردگی از یک سمت بدان دلیل است که کاربرد وسیع سازه‌های مواد پلیمری، منجر به توجه پژوهشگرانی که تنها علاقه به کار بر روی پلیمرها داشته‌اند شده و از سمت دیگر محققینی که اینچنین پژوهشی را مقدمه کار بر روی کامپوزیت‌ها می‌دانند نیز بدین موضوع پرداخته‌اند. آنچنان که می‌دانیم، به طور کلی خواص مکانیکی مواد وابسته به نرخ کرنش، دما و فشار

که در ادامه تانیگوچی و همکاران به بررسی تأثیر قطر الیاف بر استحکام کششی و دلایل شکست الیاف در بارگذاری‌های دینامیکی نیز پرداخته‌اند.

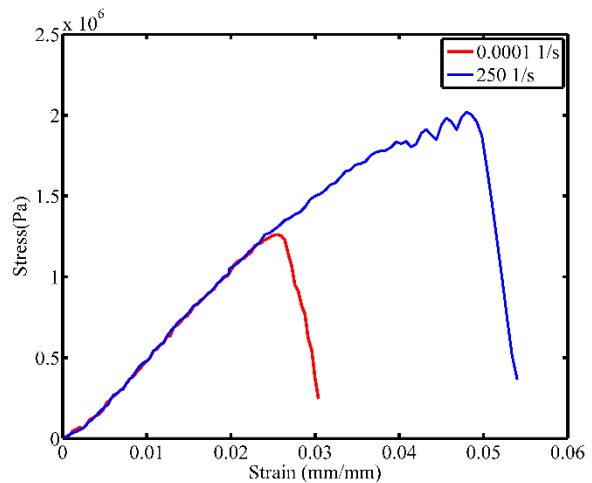


Fig. 3 Stress-strain curves at two strain rates of  $10^{-4}$  and  $250 \text{ s}^{-1}$  [27]

شکل 3 منحنی‌های تنش-کرنش الیاف شیشه در دو نرخ کرنش  $10^{-4}$  و  $250$  بر ثانیه [27]

او و همکاران [29] به بررسی خواص مکانیکی الیاف شیشه به صورت رشته<sup>1</sup> در محدوده نرخ کرنش 0.0017 تا 160 بر ثانیه به کمک یک دستگاه کشش پر سرعت پرداخته‌اند. تک‌رشته شیشه به دقت جداسازی شده و به وسیله چسب به دو تب<sup>2</sup> آلومنیومی متصل شده است. در پی انجام آزمون‌ها، نتایج نشان‌دهنده وابستگی شدید خواص مکانیکی تک رشته شیشه به نرخ کرنش بوده به گونه‌ای که با افزایش نرخ کرنش از نرخ شبه‌استاتیکی تا نرخ 40 بر ثانیه 88% استحکام نهایی افزایش می‌یابد. میزان تغییرات چقرمگی بسیار فراتر از آن گزارش شده و برابر 47.4% با افزایش نرخ تا 40 بر ثانیه اعلام شده است. این افزایش از نرخ 40 بر ثانیه تا نرخ 160 بر ثانیه برای استحکام نهایی و چقرمگی به ترتیب برابر 22% و 24% گزارش شده است.

از سوی دیگر، جدا از بررسی‌های تجربی، ارائه مدلی که رفتار الیاف را در نرخ‌های کرنش مختلف به درستی بررسی نماید در پیش‌بینی رفتار کامپوزیت‌های الیافی از اهمیت بالایی برخوردار است. بر اساس بهترین اطلاعات نویسندگان مقاله حاضر، با توجه به دشواری انجام آزمایش‌ها برای بررسی رفتار وابسته به نرخ کرنش الیاف، تاکنون و بجز تنها یک مدل [30] مدل ساختاری جامعی دیگر که بتواند این رفتار را پیش‌بینی نماید، ارائه نشده است. تعداد محدودی از تحقیقات که در بالا به آن اشاره شد به توسعه مدل‌های آماری وابسته به نرخ کرنش به کمک مدل‌های کلاسیک استحکام آماری الیاف پرداخته‌اند [24, 25]. خادمی [30] جهت توسعه مدل ساختاری میکرومکانیکی وابسته به نرخ در پیش‌بینی رفتار کامپوزیت الیافی زمینه پلیمری، ابتدا وابستگی به نرخ کرنش اجزاء سازنده این کامپوزیت، شامل الیاف و پلیمر زمینه بررسی کردند. در گام اول از این تحقیق، او خصوصیات وابسته به نرخ کرنش در الیاف شیشه را بررسی و یک معادله ساختاری برای پیش‌بینی رفتار مکانیکی الیاف شیشه وابسته به نرخ کرنش توسعه داده‌اند. در این راستا، بر پایه مدل ماکسول و به کمک روابط نیمه تجربی، یک معادله

<sup>1</sup> yarn

<sup>2</sup> tab

داده‌ها که شامل نرخ کرنش بالا می‌باشد از آزمایش‌ها تحت بارگذاری فشاری (و کمتر کششی) استخراج شده است. در این بین دسته‌ای از تحقیقات فوق به بررسی رزین اپوکسی پرداخته که در بررسی مقایسه‌ای نسبت به کل این مقالات، که منابع و مقالات موجود در اپوکسی‌ها دسته‌ای محدود می‌باشد. این در حالی است که از بین این مقالات تجربی اندک فوق‌الذکر موارد محدودتری، نتایج تجربی در حالت بارگذاری کششی در نرخ‌های کرنش بالا را ارائه نموده‌اند که از این دست تنها مقالات ارائه شده توسط گلدبرگ و همکاران [48] و ولمرگان و همکاران [49] قابل ذکر است. در این بین مطالعه ارائه شده توسط ولمرگان و همکاران [49] که اخیراً منتشر شده و در آن از روش سقوط وزنه و با کمک دوربین سرعت بالا کمک گرفته شده از این زمره است. در تحقیق ایشان مطالعات تجربی بر روی مدول یانگ برای اپوکسی خالص (با ویسکوزیته متوسط) انجام شده است. از سمت دیگر در ارتباط با نسبت پواسون در اکثر گزارشات یا نسبت پواسون مشابه‌ای (با اندک تغییرات افزایش با نرخ کرنش) را گزارش شده و یا اینکه این نسبت را مستقل از نرخ کرنش و دما دانسته شده است [50-52].

جدول 4 نتایج تجربی تغییرات مدول الاستیک، تنش نهایی، کرنش شکست و نسبت پواسون را نسبت به تغییرات نرخ کرنش برای رزین کاربردی و مهم اپوکسی در تحقیقات مختلف ارائه می‌دهد.

است. در این بین با توجه به اینکه مواد پلیمری و سازه‌های کامپوزیتی زمینه پلیمری، در برخی از کاربردها تحت بارهای دینامیکی قرار دارند، مطالعات گوناگونی به روش‌های مختلف، اعم از آزمایشگاهی و تحلیلی بر روی خواص وابسته به نرخ کرنش در این مواد انجام پذیرفته است. کلووسکی سازنده دستگاه آزمایش هاپکینسون دو میله‌ای فشاری در تحقیقی، اولین مقاله‌ی در نرخ کرنش بالا را بر روی پلیمر ارائه نمود. پس از این مقاله، تاکنون تحقیقات بر روی پاسخ وابسته به نرخ کرنش در پلیمرها ادامه داشته و به طور گسترده در گستره وسیعی از نرخ‌های کرنش مختلف به صورت تجربی مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. از این دست، پلی‌متیل متاکریلات، پلی‌کربنات، پلی‌وینیل کلرید و گستره‌ای از اپوکسی‌ها از زیر مجموعه پلیمرهای شیشه‌ای؛ الاستومر سیلیکون، پلی‌وینیل کلرید نرم، پلی‌استر و پلی‌اورتان‌ها به عنوان پلیمرهای لاستیکی /مورف؛ و پلی‌پروپیلن، پلی‌تترافلور اتیلن، و انواع کلاس‌های پلی-اتیلن -شامل پلی‌اتیلن سبک، پلی‌اتیلن سنگین و پلی‌اتیلن فوق سنگین- به عنوان پلیمرهای نیمه کریستالی مورد مطالعه قرار گرفته‌اند [34-47]. با توجه به اولویت صنعتی و آزمایشگاهی پلیمرها در کامپوزیت سازی با الیاف شیشه، برخی از این پژوهش‌ها در این بخش به اختصار و پژوهش‌های مرتبط با پلیمر اپوکسی به طور مبسوط مورد بررسی قرار گرفته است.

در بررسی‌ها و رجوع به مراجع مشخص گردید که علیرغم مطالعات گسترده، اطلاعات کاملی از حساسیت به نرخ در پلیمرها و رزین‌ها موجود نیست و اکثر

جدول 2 نتایج خلاصه مقالات تجربی بررسی کننده تأثیر نرخ بارگذاری بر رفتار مکانیکی رزین اپوکسی

Table 4 A brief summary of strain rate effects on mechanical properties of epoxy

نویسنندگان	سال انتشار	نرخ کرنش ( $s^{-1}$ )	نوع بارگذاری	نوع اپوکسی	نتایج با افزایش نرخ کرنش
تای و همکاران [53]	1995	$5 \times 10^{-4}$ - 2500	فشاری	LY 5052	افزایش مدول یانگ و مشاهده تغییرات غیر خطی تنش شکست
میوا و همکاران [54]	1995	56-0.055	برشی	Epikote 828	افزایش استحکام نهایی برشی
چن و همکاران [55], [56]	1997, 1998	$1.1 \times 10^{-4}$ - $5.2 \times 10^3$	فشاری	Epon 828/T- 403	افزایش استحکام نهایی
کوک و همکاران [57]	1998	شبه استاتیک تا 1	فشاری	DGEBA/DDM و DGEBA /BA	افزایش استحکام شکست
هوا و همکاران [58]	2000	$5 \times 10^{-3}$ - 2300	برشی	PR500 و Ciba ct 200 و Cytec 5250-4	پراکندگی زیاد در هر دوی مدول برشی و تنش شکست
باکلی و همکاران [59]	2001	$10^{-3}$ و $5 \times 10^4$	کشش و فشار	PR500 و Ciba ct 200	استحکام نهایی کششی در هر دو رزین افزایش تقریباً یکسانی (و اندک) داشته؛ همچنین تنش نهایی فشاری در هر دو رزین افزایش تقریباً یکسانی داشته؛ افزایش مدول یانگ در هر دو رزین؛ وابستگی اندک کرنش تسلیم به نرخ کرنش. همچنین گزارش شده که در حالت کششی پاسخ رزین تردتر است
چن و همکاران [60]	2002	$1.1 \times 10^{-4}$ - $5.2 \times 10^3$	کشش و فشار	Epon 828/T- 403	افزایش تنش شکست و عدم افزایش مدول یانگ
گلدبرگ و گیلات [61]	2003	شبه استاتیک و 500 تا 1500	فشاری	فایبریت 977-2	افزایش مدول یانگ و تنش شکست
گلدبرگ و گیلات [48]	2008	$10^{-5}$ , 2, 700, 450	کشش و فشار و برش	Epon 862 و PR-520	PR-520 تنش شکست بالاتری نسبت به Epon 862 تحمل می‌کند. افزایش مدول یانگ در هر دو رزین. همچنین افزایش تنش شکست برشی در هر دو رزین نکته: رزین PR-520 رزین چقرمه‌تری نسبت به رزین Epon 862 است.
گلدبرگ و همکاران [51]	2008	$10^{-1}$ - $10^{-3}$	کشش و فشار و برش	Epon 862	افزایش اندک مدول یانگ (کششی و فشاری) و افزایش مدول برشی همچنین افزایش بسیار اندک

نسبت پواسون	فشاری	2008	2011	2013	2015	2016	جویدن و همکاران [50]
Epon 826/DEA	افزایش مدول یانگ و تنش شکست	$10^4-10^{-1}$	1890-683	شبه استاتیک و پایین	شبه استاتیک	اپوکسی با ویسکوزیته متوسط	
LY 556	نتایج: افزایش استحکام نهایی						نایک و همکاران [62]
MI-506	افزایش مدول یانگ و استحکام نهایی						شکریه و همکاران [63]
LY 556	افزایش مدول یانگ و استحکام نهایی						نایک و همکاران [64]
			3700-800				
	افزایش مدول یانگ	$450-10^{-4}$					ولمرگان و همکاران [49]

وابستگی به نرخ کرنش در این پلیمرها زمانی که تنش حداکثر (پیک تنش) بر حسب نرخ کرنش (آنچنان که در شکل 5 برای اپوکسی نشان داده شده) رسم شود، بیشتر آشکار می‌شود.

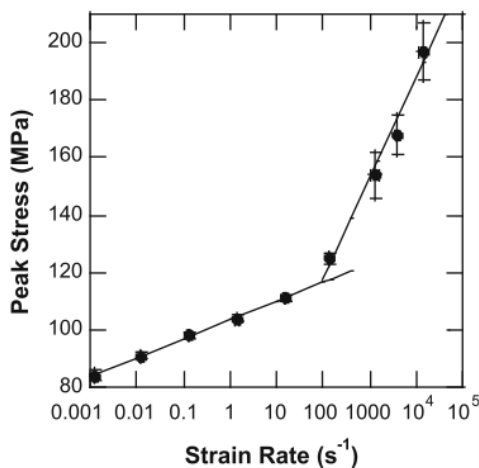


Fig. 5 Ultimate stress vs. strain rates for epoxy polymer [50]

شکل 5 تنش حداکثر بر حسب نرخ کرنش برای پلیمر اپوکسی [50]

با توجه به نتایج آزمایشگاهی، که برخی از آنها در بالا آورده شد، پلیمرها به طور کلی، و پلیمر اپوکسی به طور خاص، به عنوان موادی با پاسخ ساختاری وابسته به نرخ کرنش شناخته می‌شوند. با مشخص شدن وابستگی پاسخ پلیمرها به نرخ کرنش، بررسی‌های تحلیلی و مدل‌سازی بر روی پلیمرها صورت پذیرفته است. در ارتباط با معادله ساختاری، باید گفت که مدل‌های زیادی به جهت پیشبینی رفتار مکانیکی وابسته به نرخ پلیمرها ارائه شده که به طور کلی در سه دسته مدل قابل جای دادن است.

#### • مدل‌های مبتنی بر شبیه‌سازی فیزیکی ویسکوالاستیک خطی

دسته اول مدل‌های ساختاری، نخستین معادلاتی هستند که برای پلیمرها معرفی شده‌اند (که البته توسعه این مدل‌ها تاکنون نیز ادامه داشته است). این مدل‌ها غالباً از ترکیب دمپرها و فنرها برای تشریح رفتار پلیمرها استفاده می‌نمایند. این بدان دلیل است که آنچنان که در بالا بیان شد، پلیمرها به عنوان ماده‌ای با پاسخ غیر خطی وابسته به نرخ کرنش شناخته می‌شوند، و از این رو به طور سنتی مدل‌های ویسکوالاستیک برای بدست آوردن این رفتار به کار می‌رود. زمانیکه کرنش‌ها به اندازه کافی بزرگ باشند که دیگر پاسخ به صورت خطی نباشد، مدل‌های ویسکوالاستیک غیر خطی مورد توسعه و استفاده واقع

البته با بررسی دقیق این دست مقالات تجربی در دسترس، این نکته قابل ذکر است که البته به دلیل وجود عامل‌های پخت<sup>1</sup> متفاوت و رژیم‌های پخت<sup>2</sup> مختلف حتی برای یک نوع رزین اپوکسی مدول‌های یانگ مختلفی گزارش شده است. سایر اختلافات کیفی گزارش شده نیز می‌تواند از این رو باشد [98]. تعدد مطالعات انجام شده بر تنها یک پلیمر مشخص، نشان‌دهنده آن است که دانستن سابقه پلیمر در حال آزمایش از جمله تاریخچه فرآوری و ذخیره‌سازی آن بسیار مهم بوده و این مورد ممکن است منجر به نتایج متفاوت آزمایشگاهی شده باشد. در توصیف مکانیزم حدود وابستگی به نرخ کرنش، در بررسی رفتار تجربی در منحنی تنش-کرنش پلیمرهای اپوکسی [48, 50, 51, 55, 56, 65, 66]، و آنچنان که در شکل 4 نیز دیده می‌شود، به طور معمول در ابتدا رفتار ویسکوالاستیک دیده شده و با افزایش کرنش به طور فزاینده به صورت غیر خطی تا زمانی که ماده به تنش حداکثر خود برسد افزایش می‌یابد. در پی رسیدن به تنش نهایی ابتدا نرم شوندگی و سپس سخت شوندگی کرنشی مشاهده می‌شود. لازم به ذکر است که این نتایج تجربی برای بسیاری از پلیمرهای دیگر نیز صادق است. هرچند گزارشاتی مبنی بر وجود استثنائاتی برای برخی از پلیمرهای پرکاربرد مانند پلی‌متیل متاکریلات بیان نموده‌اند که این حالت صدق نکرده و در نرخ کرنش بالا به وضوح رفتار دیگری از آن گزارش شده است [67-71].

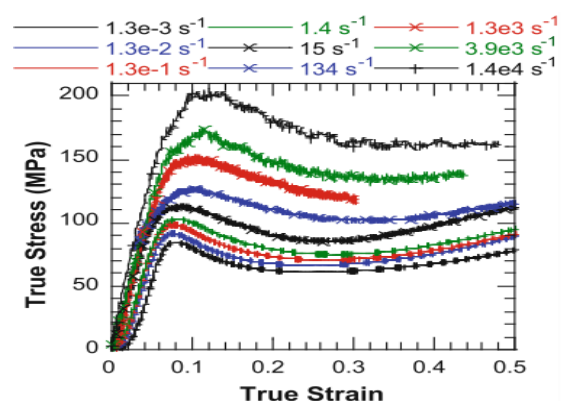


Fig. 4 Stress-strain curves for epoxy polymer at various strain rates [50]

شکل 4 منحنی‌های تنش-کرنش فشاری برای پلیمر اپوکسی در نرخ‌های کرنش گوناگون [50]

<sup>1</sup> Curing agent

<sup>2</sup> Curing

جریان مولکولی ناشی از گستره‌ای از مکانیزم‌هاست [76-79]. متغیرهای حالت از تنش، کرنش غیر الاستیک و نرخ کرنش غیر الاستیک نشأت می‌گیرد. مدل ارائه شده توسط بویس [79]، از معتبرترین مدل‌های ارائه شده در این دسته مدل‌ها می‌باشد که با دیدگاه مولکولی معادلات را برای تشریح رفتار پلیمر بیان می‌کند. حسن و بویس [67] توصیفی از آنچه گفته شد بر حسب پاسخ تنش-کرنش در شرایطی که در آن ماده اولیه دارای تعداد زیادی محل با احتمال وجود عیوب در طی آزمایش وجود دارد، ارائه نموده‌اند. هنگامی که تنش به ماده اعمال شود، ویسکوالاستیسیته رخ داده، که طی فرآیندی منجر به ایجاد تنش تماسی<sup>5</sup> می‌گردد. با افزایش تنش، محل‌های انتقال با انرژی فعال سازی بالاتر، می‌توانند به شکل نتیجه‌ی پاسخ به طور فزاینده غیر خطی تنش-کرنش نمایان شود. مواد اطراف، انرژی کرنشی انتقالی را، که یک تنش تماسی بر روی ماده انتقالی اعمال می‌کند، ذخیره می‌نماید. با افزایش تنش اعمالی، محل‌های انتقال، با انرژی فعال سازی بالاتر پدید آمده و در این حالت مواد اطراف دیگر نمی‌توانند انرژی کرنشی انتقالی را جذب نمایند. این حالت منجر به ایجاد عیوب جدید در ماده خواهد شد. این محل‌های جدید منجر به نرم شوندگی کرنشی در ماده شده، که در آن محل‌هایی وجود خواهد داشت که امکان تغییر با انرژی فعال سازی پایین‌تر را دارند. در این مرحله، ماده در شرایط حالت پایا<sup>6</sup> خواهد بود و در آن، مناطق تغییرپذیر و متحرک فراوان وجود داشته و از این رو اجازه جریان پلاستیک نامحدود را می‌دهد. در کرنش‌های بالاتر، مقاومت در برابر تراز شدن زنجیره پلیمری باعث ایجاد "کرنش سختی" در ماده می‌گردد. با این حال، با افزایش نرخ کرنش، این اثر سخت شوندگی کرنشی با گرم شدن آدیاباتیکی در ماده متعادل شده، و در نهایت بر سخت شوندگی ناشی از مقاومت در برابر تراز شدن زنجیره پلیمری غالب خواهد شد.

در یک حالت بینابینی از ترکیب این نوع مدل و دسته اول مدل‌سازی (مدل‌های مبتنی بر ویسکوالاستیک خطی) می‌توان مدل مالکن-بویس [52] نام برد که رفتار مکانیکی ماده پلیمری را در حالت سه بعدی پیش‌بینی می‌کند. این مدل با استفاده از شبیه سازی فیزیکی (شکل 7) و بکارگیری مدل بویس که یک مدل با دیدگاه مولکولی است به تشریح رفتار پلیمرها می‌پردازد.

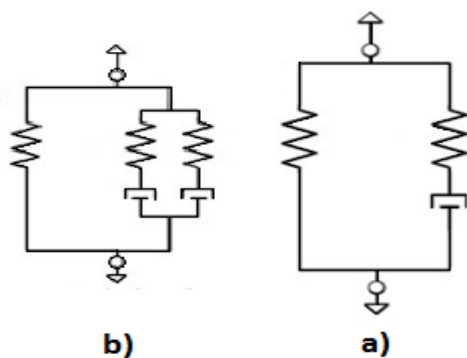


Fig. 7 Schematic of one-dimensional Mulliken-Boyce model a) Low and medium strain rate (the Standard Linear Solid model) b) High strain rate [52]

شکل 7 شماتیک از مدل یک بعدی مالکن-بویس، (a) در نرخ کرنش پایین تا متوسط (استفاده از مدل جامد خطی استاندارد)، (b) نرخ کرنش بالا [52]

می‌شوند. برای مثال، از این دسته می‌توان به مدل توسعه یافته توسط سسنا و استرنستین [72] اشاره نمود که ضربه‌گیرهای غیر خطی را در مدل ساختاری گنجانیده‌اند. معادلات تجربی نیز برای بدست آوردن پاسخ وابسته به نرخ استفاده شده، که در آن تنش تسلیم به عنوان تابعی از نرخ کرنش مقیاس-بندی می‌شود [73, 74]. در یک مدل سازی از این دست، فاطمی و پلاسید [75] رفتار تغییر شکل پلیمر وینیل‌استر را زیر بارگذاری کششی یکنواخت، مشخص و مدل‌سازی نموده‌اند. مدل جامد خطی استاندارد که یک مدل ویسکوالاستیک فیزیکی است (شکل 6)، جهت نمایش دادن رفتار تنش-کرنش این پلیمر در گستره‌ی وسیعی از نرخ‌های کرنش و دماهای مختلف استفاده و اصلاح شده است. این مدل همچنین جهت پیش‌بینی شرایط وارهدگی از تنش<sup>1</sup> و خزش در زمان کوتاه<sup>2</sup> (آزمونی که با افزایش دما و بار جهت پیش‌بینی خزش در زمان طولانی<sup>3</sup> در پلاستیک‌ها طراحی می‌گردد) در پلیمر فوق الذکر مورد استفاده قرار گرفته است. مقایسه بین پیش‌بینی‌ها و اطلاعات تجربی حاصل از آزمایش‌های کشش نشان می‌دهد که این مدل می‌تواند رفتار تغییر شکل این ماده را با منطق بسیار خوبی نمایش دهد.

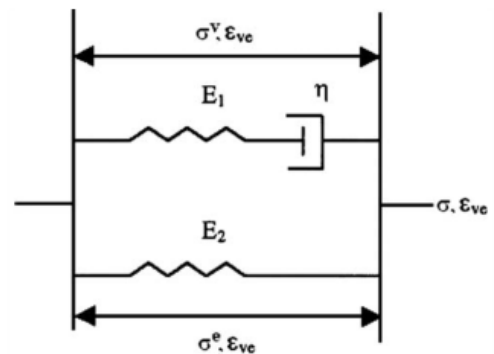


Fig. 6 Schematic diagram of the Standard Linear Solid model [75]

شکل 6 شماتیک شبیه سازی فیزیکی مدل جامد خطی استاندارد [75]

#### • مدل سازی ساختاری پلیمرها با دیدگاه مولکولی

در این دیدگاه فرض بر آن است که تغییر شکل پلیمر بر اثر حرکت زنجیره-های مولکولی بالاتر از مرزهای انرژی پتانسیل است. این جریان مولکولی به دلیل تنش وارده بوده، و فرض می‌شود که ویسکوزیته داخلی با اعمال تنش کاهش می‌یابد. تنش تسلیم به عنوان نقطه‌ای تعریف می‌گردد که در آن ویسکوزیته داخلی آنقدر کاهش یافته است که نرخ کرنش اعمالی برابر نرخ کرنش پلاستیک شده است. "تنش‌های داخلی" را نیز در اینجا می‌توان تعریف نمود؛ تنش داخلی عبارت است از مقاومت در برابر جریان مولکولی که تمایل به بازگرداندن ماده به فرم اولیه خود دارند. در دیدگاه دیگر از این دست برای تغییر شکل پلیمرها مفروض است که تغییر شکل به دلیل بازشدن گره‌ها و تاب‌های مولکولی می‌باشد. در هر دو دیدگاه مدل‌های ساختاری به-گونه‌ای توسعه داده شده‌اند که در هر یک پاسخ تغییر شکل به عنوان تابعی از پارامترهایی مانند انرژی فعال‌سازی، حجم فعال‌سازی، شعاع مولکولی، زاویه مولکولی چرخش و ثوابت دمایی در نظر گرفته می‌شوند. علاوه بر این تغییر شکل به عنوان تابعی از متغیرهای حالت<sup>4</sup> بوده که بیانگر مقاومت در برابر

1 Stress relaxation

2 short term creep

3 long term creep

4 State Variables

<sup>5</sup> Back stress

<sup>6</sup> Steady state

## • مدل‌های ویسکوپلاستیک

در نهایت دسته سوم، که بیشتر آنها معادلات ویسکوپلاستیکی هستند که ابتدا برای فلزات توسعه داده شده که همان معادلات و یا با اعمال اصلاحاتی در آنها برای توصیف رفتار وابسته به نرخ پلیمرها بکار گرفته شده‌اند. آنچنان که بیان شد، پلیمرها به عنوان ماده‌ای با پاسخ غیر خطی وابسته به نرخ کرنش شناخته می‌شوند، و از این رو به طور سنتی مدل‌های ویسکوپلاستیکی برای بدست آوردن این رفتار به کار می‌رود. با این حال در میان پژوهشگران علاقه به توسعه مدل‌ها و معادلات ساختاری توسعه داده شده برای فلزات که بر پایه تئوری ویسکوپلاستیسیته است وجود دارد. از این رو مدل‌سازی ساختاری پلیمرها با بکارگیری مستقیم و یا با بهسازی معادلات ساختاری ویسکوپلاستیکی که برای فلزات توسعه یافته‌اند، انجام می‌گردد. ولستی و تپلی، و ژانگ و مور [80، 81] تکنیک‌های مورد استفاده در توسعه مدل‌سازی تغییر شکل فلزات را به طور مستقیم و بدون هیچ تغییری برای پلیمرها بکار گرفته‌اند. این در حالی است که، آنها در درجه اول مطالعه خود را به تجزیه و تحلیل پاسخ کششی تک محوره پلیمرها محدود نموده و پدیده‌هایی مانند خزش، وارهیدگی و برداشتن بار را در نظر نگرفته‌اند. هر چند سوابق نشان دهنده آن است که از تکنیک‌های مدل‌سازی توسعه یافته برای فلزات می‌توان برای پلیمرها اقتباس نمود، با این حال، تغییرات مناسب باید به معادلات اعمال شود و همچنین طیف وسیعی از ملاحظات در کاربرد مدل در نظر گرفته شود. لازم به ذکر است که آنچنان که بیان شد به طور مثال در مواردی مانند خزش، وارهیدگی و برداشتن بار<sup>1</sup> پلیمرها رفتار متفاوتی نسبت به فلزات از خود نشان می‌دهند. برای نمونه شن و همکاران با انجام آزمایش‌های تجربی بر روی اپوکسی مشخص نمودند که رفتار اپوکسی در برداشتن بار غیر خطی بوده، و مدول آن از مدول بارگذاری در نرخ کرنش ثابت کمتر است [82]. محققان دیگر مانند بوردونارو [83] تئوری ویسکوپلاستیک بر پایه "تنش بیش از حد"<sup>2</sup> [84] را در جهت تلاش برای به حساب آوردن پدیده‌هایی که در تغییر شکل فلزات وجود ندارد و در پلیمرها با آن مواجه می‌شویم اصلاح نموده است. [80، 81]، اخیراً گلدبرگ و همکاران [85] مدلی برای احتساب آوردن تنش‌های هیدرواستاتیک در نرخ کرنش غیر خطی وابسته به تغییر شکل کامپوزیت‌های زمینه پلیمری بکار برده‌اند. ایشان با توسعه مدل‌های قبلی که برای توصیف رفتار فلزات بکار گرفته شده، مدلی وابسته به نرخ را برای پلیمرها ارائه نموده‌اند که تطابق مناسبی با نتایج تجربی از خود نشان می‌دهد. برای احتساب آثار تنش‌های هیدرواستاتیک، که برای پلیمرها قابل توجه است، تئوری کلاسیک J<sub>2</sub> در پلاستیسیته که معرف تنش موثر و کرنش غیر الاستیک موثر، همراه با معادلاتی که برای محاسبه‌ی مولفه تانسور نرخ کرنش غیر الاستیک به کار می‌رود و به طور مناسبی اصلاح شده است، استفاده می‌شود. برای بازیابی و تایید معادلات اصلاح شده، دو پلیمر به نمایندگی انتخاب، و تغییر شکل کششی و برشی در گستره‌ای از نرخ‌های کرنش برای آنها مورد محاسبه قرار گرفته است. نتایج حاصل از محاسبات با استفاده از این معادلات ساختاری توسعه یافته، با داده‌های تجربی همخوانی مناسبی را نشان می‌دهد.

## 4- اثر نرخ بارگذاری بر رفتار مکانیکی کامپوزیت زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه

آنچنان که بیان شد، بسیاری از مطالعات انجام شده بر کامپوزیت‌های الیافی زمینه پلیمری در نرخ‌های کرنش دینامیکی به صورت آزمایشگاهی صورت پذیرفته است. در این بین نیز کامپوزیت‌های شیشه/اپوکسی بیشترین داده‌های تجربی را به خود اختصاص داده و در بین منابع دیده می‌شوند. از این رو در این بخش در ابتدا به طور جامع کامپوزیت شیشه/اپوکسی پرداخته شده و در ادامه به سایر کامپوزیت‌های ساخته شده با الیاف شیشه بررسی شده‌اند. لازم به ذکر است که در پژوهش‌های انجام شده در نرخ‌های کرنش بالا غالباً و جهت انجام مقایسه نتایج از دستگاه کشش تجاری برای حصول نتایج در نرخ‌های شبه استاتیکی نیز استفاده شده است.

## 4-1- اثر نرخ بارگذاری بر رفتار مکانیکی کامپوزیت شیشه/اپوکسی

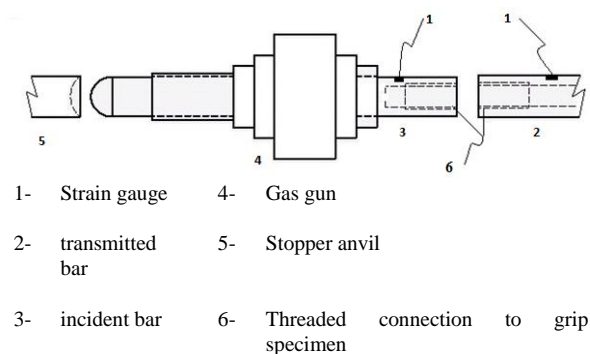
محققانی بسیاری از روتوم و لیفشیتز [86] (که اولین بررسی‌ها را بر خواص دینامیکی کامپوزیت شیشه/اپوکسی به کمک یک دستگاه هیدرولیک پر سرعت انجام داده‌اند) تاکنون، تالیفات فراوانی را در این باب انتشار داده‌اند. از این جمله آرمناکاس و سیامارلا [87] تغییرات مدول الاستیک، کرنش و تنش شکست را بر کامپوزیت شیشه-ای/اپوکسی با تغییرات نرخ کرنش در گستره-ای از نرخ‌های کرنش پایین با دستگاه کشش تجاری و یک نرخ کرنش بالا (500 بر ثانیه) به کمک یک دستگاه آزمون ثقلی که برای اعمال بار کششی تغییر داده شده، بررسی نمودند. مشاهدات آنها حاکی از آن بوده است که تغییرات مدول الاستیسیته کششی هم برای کامپوزیت و هم الیاف برای شیشه، نسبت به لگاریتم نرخ کرنش خطی بوده و با افزایش نرخ افزایش می‌یابد. آنها نشان دادند که با افزایش نرخ کرنش، تنش و کرنش کششی نهایی در این کامپوزیت کاهش می‌یابد. همچنین در تحقیق آنها تغییرات انرژی کششی، خمشی و برشی نسبت به لگاریتم نرخ کرنش افزایشی است. افزایش این انرژی‌ها به ترتیب 17، 8.5 و 5.9 درصد گزارش شده است. علاوه بر آن، در گزارش آنها تغییرات مود شکست در حالت دینامیکی نسبت به حالت استاتیکی نیز بررسی شده است. لیفشیتز [88] در تحقیقی دیگر، کامپوزیت تک جهته و کامپوزیت‌های ضربه‌ی<sup>3</sup> شیشه/اپوکسی را در گستره‌ای از زوایای مختلف را تحت بارگذاری کششی در نرخ‌های کرنش شبه استاتیکی و متوسط (تا 30 بر ثانیه) بررسی نموده است. نتایج او نشان‌دهنده آن است که مدول الاستیک و کرنش شکست به تغییرات نرخ کرنش حساس نیست، اما تنش شکست در حالت دینامیکی 20 تا 30 درصد بیشتر از حالت شبه استاتیکی است. دنیل و لیبر [89] در تحقیقی در محدوده نرخ کرنش شبه استاتیکی و متوسط (تا 27 بر ثانیه) و بارگذاری کششی خواص مکانیکی کامپوزیت شیشه-اس<sup>4</sup>/اپوکسی را بررسی نموده‌اند. بر خلاف نتایج منتشر شده قبلی، تحقیق آنها نشان می‌دهد که مدول کششی و استحکام شکست برای حالت 90 درجه به نرخ کرنش حساس و وابسته اما برای 0 درجه که تنها الیاف در آنها دخیل است وابستگی زیادی به نرخ کرنش وجود ندارد. با این حال هیز و آدامز [90] بر آن هستند که با افزایش نرخ کرنش متوسط مدول کششی و استحکام شکست برای کامپوزیت شیشه-اس/اپوکسی تحت بارگذاری کششی در جهت الیاف (تا نرخ کرنش 196 بر ثانیه) افزایشی است. این نکته قابل ذکر است که در این افزایشی که توسط ایشان گزارش شده است هیچگونه قاعده-

3 Angle-ply

4 S-glass

1 unloading

2 Overstress



**Fig. 8** Schematic of most common type of the Split Hopkinson Tension Bar

شکل 8 شماتیکی از پرکاربردترین نوع دستگاه هایپکینسون کششی

استب و گیلات [97]، نیز به کمک همین روش (هایپکینسون کششی) کامپوزیت ضربه‌ری را در زوایای مختلف تحت بارگذاری کششی و تا نرخ کرنش 1000 بر ثانیه بررسی نموده‌اند. نتایج آنها افزایش تنش و کرنش نهایی را در جهت طولی و عرضی در حالت دینامیکی نسبت به حالت شبه استاتیکی نشان می‌دهد. استب و گیلات مدعی هستند که نتایج نشان‌دهنده آن است که الیاف تقویت کننده، تأثیر بیشتری نسبت به پلیمر ماتریس زمینه در تغییرات خواص مکانیکی با تغییر نرخ کرنش در شرایط بارگذاری کششی دارا می‌باشد.

نایک و همکاران [98-100] نیز مطالعات گسترده‌ای را بر روی وابستگی به نرخ کرنش کامپوزیت‌های زمینه پلیمری و از آن جمله کامپوزیت شیشه/اپوکسی به انجام رسانیده‌اند. در این بین نایک و همکاران [98] کامپوزیت بافته شده شیشه-ای/اپوکسی با درصد برابر تار و پود را تحت بارگذاری کششی در محدوده نرخ کرنش 140-400 بر ثانیه به کمک روش ذکر شده در بالا در دو حالت در صفحه (در جهت تار و عمود بر پود) و خارج از صفحه بررسی نموده‌اند. نتایج بیانگر افزایش استحکام کششی، به میزان 63-89 درصد در جهت الیاف، و 75 تا 93 درصد در جهت خارج از صفحه است.

از سوی دیگر، بسیاری از محققان به دلیل معمول بودن دستگاه هایپکینسون دو میله‌ای فشاری (به اختصار SHPB)، به بررسی خواص کامپوزیت‌های زمینه پلیمری به کمک این روش پرداخته‌اند [101]. کومار و همکاران [102]، الحبک [103]، تای و همکاران [53]، ورال و راویچاندان [104] و تسای و کتو [8] از جمله محققینی هستند که از این روش برای بررسی خواص مکانیکی کامپوزیت شیشه/اپوکسی یاری گرفته‌اند. در این بین کومار و همکاران [102] در دو نرخ کرنش، یکی شبه استاتیکی و دیگری نرخ کرنش بالا و (به طور متوسط) برابر با 256 بر ثانیه، به بررسی کامپوزیت تک جهته تحت زوایای مختلف پرداخته‌اند. در مجموعه آزمایش‌های آنها وابستگی پاسخ فشاری دینامیکی این کامپوزیت برای تمامی زوایای الیاف به نرخ کرنش نشان داده شده است. نمودار تنش و کرنش برای دو نمونه با زاویه الیاف 0 و 10 درجه خطی و برای سایر نمونه‌ها غیر خطی است. همچنین استحکام نهایی برای کامپوزیت با زاویه الیاف 0 درجه 100%، برای زاویه 10 درجه 80% و برای سایر زوایا حدود 45% افزایش می‌یابد. محققین بر آن هستند که نمونه کامپوزیتی با زاویه الیاف 0 درجه در طول الیاف دچار شکست کششی می‌شود که به دلیل اثر پواسون تحت بارگذاری فشاری بوده که ایجاد کرنش کششی عرضی می‌کند. از سمت دیگر هر چند ترک‌های ناشی از جدایش

مندی با افزایش نرخ کرنش دیده نمی‌شود. سان و تیروپوزوسکی [91] در تحقیقی مشابه بر روی همان کامپوزیت شیشه-اس/اپوکسی تحت بارگذاری کششی در جهت الیاف به نتیجه مشابه در افزایش استحکام شکست با افزایش نرخ کرنش رسیده‌اند. با این حال نتایج ایشان روندی قاعده‌مند که منجر به ارائه مدلی کاربردی گردیده را نشان می‌دهد. همچنین کاواتا و همکاران [92]، [93] نیز در دو تحقیق جداگانه خواص کامپوزیت بافت ساتن و شبه تک‌جهته کامپوزیت شیشه-اس/اپوکسی را تحت بارگذاری کششی بررسی نمودند. در هر دو مقاله نتیجه‌گیری شده که با افزایش نرخ کرنش استحکام کششی این نوع کامپوزیت افزایش می‌یابد.

در طی پژوهشی، اوکلی و اسمیت [94] کامپوزیت شیشه/اپوکسی با الیاف که به صورت تصادفی در ماتریس زمینه قرار گرفته اند را تحت بارگذاری کششی در محدوده نرخ کرنش پایین بررسی نمودند. افزایش استحکام با افزایش نرخ کرنش در پی انجام آزمایش‌های آنها مشاهده شده است. اوکلی و اسمیت [95، 96] در دو مقاله دیگر در همین محدوده نرخ کرنش و به کمک یک دستگاه کشش تجاری و دستگاه آزمون ضربه، به بررسی کامپوزیت بافت متعامد  $0/90$  شیشه/اپوکسی پرداخته‌اند. در این دو تحقیق افزایش استحکام و مدول کششی و برشی با افزایش نرخ کرنش به همراه تغییرات اندک در نسبت پواسون (در حدود 0.006 درصد)، برای این کامپوزیت گزارش شده است.

هاردینگ و ولش [18]، به کمک روش آزمایش هایپکینسون دو میله‌ای کششی به بررسی کامپوزیت شیشه/اپوکسی در نرخ‌های کرنش بالا و تا 1120 بر ثانیه پرداخته‌اند. دستگاه هایپکینسون دو میله‌ای کششی دارای اصولی مشابه با مدل دو میله‌ای نوع فشاری آن که دستگاهی شناخته شده است، می‌باشد. به طور کلی دو نوع دستگاه هایپکینسون دو میله‌ای کششی وجود دارد. به‌روزترین شکل دستگاه هایپکینسون دو میله‌ای کششی دارای شماتیکی مانند شکل 8 است. دو میله انتقال و ضارب بر روی میز نگهدارنده در تمامی جهات بجز جهت افقی (که امکان حرکت در این جهت را به طور کامل دارا می‌باشد) مهار شده است. جنس هر دو میله از یک جنس بوده اما این دو با توجه به موادی که قرار است با آنها مورد آزمایش قرار گیرد ممکن است از جنس‌های متفاوتی ساخته شود. با این حال به طور معمول میله‌ها از فولاد با استحکام بالا ساخته می‌شوند. این دو میله دارای قطر مساوی بوده و در ناحیه 6 در شکل 8 دارای رزوه می‌باشند. نمونه می‌بایستی بین این دو به وسیله پیچ با تلهانس ساخت بسته، جهت جلوگیری از هرگونه لقی ثابت شود. در طی آزمایش و در ابتدا میله ضارب به وسیله تفنگ گازی شلیک می‌شود. در اثر شلیک، یک پالس کششی در طول این میله ایجاد می‌شود. بخشی از این پالس در مواجهه با نمونه مورد آزمایش منعکس شده و بخشی از آن وارد نمونه شده و با خروج از آن وارد میله انتقال می‌شود. بر روی هر دو میله کرنش سنج نصب است. این کرنش‌سنج‌ها موج تنش را ثبت و به سیستم داده‌برداری انتقال و ثبت می‌شود. در نهایت و به کمک تئوری انتشار امواج، پاسخ تنش-کرنش دینامیکی نمونه از این سیگنال‌های ثبت شده قابل استخراج است. قابل ذکر است که نتایج گزارش شده توسط هاردینگ و ولش به کمک آزمایش کشش با این روش (در بالاترین نرخ کرنش آزمایش شده توسط ایشان) نسبت به حالت شبه استاتیکی، افزایشی در حدود دو برابر در استحکام کششی و مدول الاستیک را نشان می‌دهد.

بافته شده معمولی شیشه-ای/اپوکسی تحت بارگذاری نرخ کرنش بالا ارائه داده‌اند. خواص برشی در صفحه با آزمون‌های  $\pm 45^\circ$  درجه خارج از محور فشاری و کششی با استفاده از دستگاه آزمایش هایپکینسون دو میله‌ای نوع فشاری و کششی تعیین شد. در این تحقیق خواص برشی در صفحه به عنوان تابعی از نرخ کرنش محوری و برشی ارائه شده است. طیف وسیعی از نرخ‌های کرنش محوری از 819-2003 بر ثانیه برای آزمون فشاری خارج از محور و 90-180 بر ثانیه برای آزمون کششی بکار گرفته شده است. به طور کلی، مشاهدات آنها نشان می‌دهد که مقاومت برشی در صفحه در بارگذاری نرخ کرنش بالا در مقایسه با بارگذاری شبه استاتیک افزایش یافته است. همچنین، مشاهده گردید که مقاومت برشی در صفحه، با افزایش نرخ کرنش در محدوده نرخ کرنش مد نظر، افزایش می‌یابد.

در مجموعه مقالاتی، شکرپه و امیددی [110-113] به مطالعه تجربی رفتار کامپوزیت تک جهته شیشه-ای/اپوکسی، تحت بارگذاری در محدوده نرخ کرنش شبه استاتیک تا متوسط پرداخته‌اند. در این مجموعه مقالات، کامپوزیت ذکر شده در تمامی جهات و در محدوده نرخ‌های کرنش بین 0.0017 تا 100 بر ثانیه به طور جامع بررسی شده‌اند. تمامی این مجموعه تحقیقات به وسیله یک دستگاه سرو-هیدرولیک آزمایشگاهی و به کمک جیگ (راهنما) و فیکسچر که می‌تواند مسیر صاف بارهای محوری بر روی نمونه‌ی مورد آزمایش را ضمانت کند، انجام شده‌اند. هدف کلی از انجام این مطالعات دستیابی به مدلی میکرومکانیکی بوده است که در ادامه و در بخش 5 به آن پرداخته خواهد شد.

شکرپه و امیددی ابتدا در مقاله‌ای [113] رفتار برشی درون صفحه این نوع کامپوزیت را بررسی نموده‌اند. کامپوزیت بالانس، یکسان و متقارن  $\pm 45^\circ$  برای توصیف خواص برشی درون صفحه (مدول‌ها و استحکام) در نرخ‌های کرنش مختلف، بررسی شده‌است. نمونه‌ها زیر بارگذاری کششی تک‌جهته مورد آزمایش قرار گرفتند. در طی انجام آزمایش عملی، عملکرد راهنمای طراحی و ساخته شده ارزیابی شده و مشخص شد که برای آزمایش کامپوزیت‌ها، موثر و مناسب هستند. نتایج آزمایش‌های دینامیکی با نتایج آزمایش‌های شبه استاتیکی انجام شده بر روی نمونه‌ها با هندسه یکسان مقایسه شده‌اند. این نتایج نشان دهنده آن است که خواص مکانیکی این کامپوزیت‌ها در حالت برشی بطور جدی به نرخ کرنش، حساس هستند. بدین صورت که زیر بارگذاری دینامیکی، استحکام برشی شکست با افزایش نرخ کرنش، حداکثر تا 37% افزایش یافته ولی مدول برشی (حداکثر به میزان 13%) کاهش می‌یابد.

در پی این تحقیق و در تحقیقی مشابه، شکرپه و همکاران [111]، به شناسایی خواص فشاری کامپوزیت‌های پلیمری مقاوم شده با الیاف شیشه تک‌جهته پرداخته‌اند. نتایج آزمایش‌های دینامیکی با نتایج آزمایش‌های شبه استاتیکی انجام شده بر روی نمونه‌ها با هندسه‌ی یکسان و برابر، مقایسه شده است که نشان می‌دهد که نرخ کرنش تأثیرات اساسی بر پاسخ فشاری این کامپوزیت دارد. بدین صورت که با افزایش نرخ کرنش، استحکام فشاری به میزان 66.9% و مدول‌های فشاری به میزان 53.4% افزایش یافته است. با این حال، نتایج نشان می‌دهد که کرنش‌های فشاری منجر به شکست به طور کلی به تغییرات نرخ کرنش، حساسیتی ندارند.

در تحقیق سوم و مشابه دو تحقیق قبلی، شکرپه و همکاران [112]، رفتار همان کامپوزیت را زیر بارگذاری کششی در جهت الیاف بررسی نموده‌اند. آزمایش‌ها با استفاده از دستگاه و تجهیزات مشابه با مقالات قبل انجام شده است. نتایج آزمایش‌ها افزایش قابل توجه و تا 52% در استحکام کششی با

کششی نیز بر سطح برخی از نمونه‌ها دیده می‌شود اما شکست نمونه‌های 10، 30 و 45 درجه در طول الیاف و به صورت برش بین لایه‌ای است. تسای و کئو [8] نیز کامپوزیت تک جهته شیشه-اس/اپوکسی را تا نرخ کرنش 500 بر ثانیه به کمک دستگاه هایپکینسون دو میله‌ای فشاری در جهت عرضی مورد بررسی قرار داده‌اند. در تحقیق آنها مشاهده شده است که استحکام فشاری عرضی با افزایش نرخ کرنش افزایش می‌یابد. همچنین در بررسی شکست نمونه‌ها با استفاده از میکروسکوپ الکترونی روبشی نشان داده شده که برای کامپوزیت شیشه/اپوکسی مود اصلی شکست در این نوع بارگذاری، واماندگی برشی ماتریس زمینه است.

از سمت دیگر، الحبک [103] کامپوزیت بافته شده شیشه/اپوکسی را در نرخ‌های کرنش بالا و در محدوده 100 تا 1000 بر ثانیه به کمک تکنیک هایپکینسون فشاری دو میله‌ای مورد آزمایش قرار داده است. نتایج او موید آن است که نرخ کرنش در استحکام تأثیر اندکی دارد. برخلاف او تای و همکاران [53] بر آن هستند که حساسیت به نرخ کرنش مخصوصاً در نرخ‌های کرنش پایین در هر دوی رزین خالص اپوکسی و تقویت شده با الیاف شیشه برای کامپوزیت بافته شده ساتن وجود دارد. همچنین تارفونی و همکاران [105] در تحقیقی بر کامپوزیت‌های تک جهته و ضربه‌ی شیشه-ای/اپوکسی بالاترین نرخ کرنش اعمالی را گزارش نموده است. بار دینامیکی فشاری در این تحقیق در بازه نرخ کرنش 100 تا 5000 بر ثانیه اعمال شده است. نتایج بیانگر افزایش استحکام نهایی با افزایش نرخ کرنش در تمامی زوایای الیاف می‌باشد. این در حالی است که این افزایش با افزایش نرخ کرنش، به شدت به زاویه الیاف نیز وابستگی دارد. اچولا و همکاران [106] در تحقیقی مشابه، خواص مکانیکی کامپوزیت شیشه-ای/اپوکسی با لایه چینی متعام را در دو نرخ کرنش شبه استاتیک و بالا بررسی نموده‌اند. در تحقیق ایشان افزایش 75.8% در مدول الاستیک فشاری و 20.9% در استحکام فشاری با افزایش نرخ کرنش از  $10^{-3}$  به 450 بر ثانیه مشاهده شده است.

زین‌الدین و همکاران [107] در تحقیقی جامع بررسی‌های گسترده‌ای را بر تأثیر شرایط محیطی بر کامپوزیت شیشه-ای/اپوکسی انجام داده‌اند. در این بین تأثیر نرخ کرنش نیز بر استحکام فشاری و مدول الاستیسیته فشاری بررسی شده است. افزایش استحکام فشاری به میزان حدود 50 درصد و افزایش مدول فشاری به میزان حدود 100 درصد با افزایش نرخ در این مقاله گزارش شده است.

هاردینگ و لی [108] برای اولین بار از تکنیک هایپکینسون فشاری برای بررسی خواص برشی کامپوزیت شیشه/اپوکسی استفاده نموده‌اند. این محققین آزمون‌ها را در گستره نرخ کرنش شبه استاتیک تا ضربه دینامیکی بر کامپوزیت بافته شده با درصد تار 60% و به روش ابتکاری انجام داده‌اند. نتایج نشان دهنده افزایش تنش برشی شکست با افزایش نرخ کرنش است. تسای [109] نیز به کمک این روش و با انجام آزمایش بر کامپوزیت  $\pm 45^\circ$  شیشه-اس/اپوکسی تا نرخ کرنش 700 بر ثانیه خواص برشی در صفحه آن را تحت بارگذاری فشاری بررسی نموده‌اند. بر خلاف سایر محققین که از نمونه‌های استوانه‌ای استفاده نموده‌اند، نمونه مورد استفاده در این تحقیق با هندسه مکعبی طراحی شده و از این جهت امکان وجود عیوب ساخت و ماشینکاری در آنها کاهش یافته است. این مقاله از منظر ارائه روش کار و محاسبات مورد نیاز برای کار با نمونه‌هایی با این هندسه منبعی جامع است. نتایج ارائه شده، نشان دهنده افزایش استحکام برشی در صفحه و کاهش کرنش برشی شکست این کامپوزیت با افزایش نرخ کرنش است. نایک و همکاران نیز [99] مطالعه‌ای بر روی خواص برشی در صفحه کامپوزیت ساده

ولمرگان و گوروسیدسوار [114] تنش شکست و مدول الاستیک کامپوزیت زمینه اپوکسی تقویت شده با پارچه بافته شده شیشه را در سه نرخ کرنش بالا 315، 385 و 445 بر ثانیه بررسی و با نتایج شبه استاتیک مقایسه نموده‌اند. 106% افزایش در تنش شکست و 67% افزایش مدول الاستیک با افزایش نرخ کرنش نسبت به شرایط شبه استاتیک از نتایج تجربی بدست آمده است. لازم به ذکر است که در این تحقیق خواص مکانیکی کامپوزیت شیشه/نانوذرات رس/اپوکسی نیز در وابستگی به نرخ کرنش مورد ارزیابی قرار گرفته است. ولمورگان و همکاران در تحقیقی دیگر [49] کامپوزیت بافت رووینگ را تحت بارگذاری کششی در دو نرخ کرنش شبه استاتیک و 450 بر ثانیه بررسی نموده‌اند که در این تحقیق نیز به طور مشخص افزایش استحکام کششی و افزایش مدول کششی با افزایش نرخ کرنش مشاهده شده است. در انتهای این بخش و در جدول 3 مروری جامع بر نتایج آزمایشگاهی منتشر شده تاکنون بر کامپوزیت شیشه/اپوکسی به جهت جمع‌بندی ارائه شده است.

افزایش نرخ کرنش را نشان می‌دهد. همچنین مشاهده شده که مدول‌های کششی و کرنش شکست نیز افزایش کمی با افزایش نرخ کرنش داشتند. همچنین ایشان در تحقیقی دیگر [110] تأثیرات نرخ کرنش را بر خواص عرضی کششی و فشاری کامپوزیت شیشه/اپوکسی مورد بررسی قرار داده‌اند. نمونه‌های کامپوزیتی آزمون‌های کششی و فشاری با هندسه یکسان ساخته شده و در جهت عرضی تا نقطه شکست آزمایش شده‌اند. آزمایش‌های کششی و فشاری با استفاده از دستگاه و تجهیزات ذکر شده در بالا انجام شده است. تأثیرات نرخ کرنش بر خواص مکانیکی (مدول الاستیک، استحکام نهایی و کرنش شکست) مورد بررسی قرار گرفته شده است. نتایج بدست نشان می‌دهد که مدول الاستیک و استحکام نهایی عرضی، در هر دو حالت کششی و فشاری افزایش می‌یابد. علاوه بر آن سیر تکامل آسیب برای مواد مورد آزمایش، وابسته به نرخ کرنش است. همچنین یک مدل ماده تجربی وابسته به نرخ کرنش همراه با ثابت‌های بازگشتی متفاوت برای توصیف رفتار وابسته به کرنش این ماده کامپوزیتی تقویت شده با الیاف شیشه پیشنهاد شده است.

جدول 3 خلاصه مقالات بررسی کننده تأثیر نرخ بارگذاری بر رفتار مکانیکی کامپوزیت شیشه/اپوکسی

Table 2 A brief summary of strain rate effects on mechanical properties of glass/epoxy composites

نویسندگان	سال انتشار	نرخ کرنش ( $s^{-1}$ )	دستگاه اصلی	نوع کامپوزیت نکات و نتایج با افزایش نرخ کرنش
روتوم و لیفشیتز [86]	1971	$10^{-3}$ -30	دستگاه کشش	کامپوزیت تک جهته <u>نتایج:</u> افزایش 50% مدول الاستیک و 300% استحکام دینامیکی نسبت به حالت شبه استاتیکی
آرمناکاس و سیامارلا [87]	1973	$4.42 \times 10^{-3}$ $1.1 \times 10^{-2}$ $4.42 \times 10^{-3}$ 500	دستگاه ثقلی	کامپوزیت تک جهته با الیاف شیشه-اس <u>نکات:</u> معرفی و استفاده از دستگاه تغییر یافته با خرج انفجاری جهت اعمال بارگذاری کششی <u>نتایج:</u> افزایش مدول الاستیسیته کششی؛ کاهش میزان کرنش شکست، و تنش نهایی. همچنین نمودار انرژی کششی، خمشی و برشی نسبت به لگاریتم نرخ کرنش ارائه شده است. افزایش در این انرژی‌ها به ترتیب 17، 8.5 و 5.9 درصد گزارش شده است.
لیفشیتز [88]	1976	شبه استاتیک و 42	دستگاه ثقلی	کامپوزیت تک جهته با الیاف شیشه-ای و نمونه‌های 0، $\pm 30$ ، $\pm 35$ ، $\pm 40$ ، $\pm 45$ ، $\pm 49$ و $\pm 55$ و 60 درجه <u>نکات:</u> استفاده از دستگاه تغییر یافته جهت اعمال بارگذاری کششی <u>نتایج:</u> عدم حساسیت مدول الاستیک و کرنش شکست به تغییرات نرخ کرنش؛ افزایش تنش شکست در حالت دینامیکی به میزان 20 تا 30 درصد نسبت به حالت شبه استاتیکی
دنیل و لیبر [89]	1976	$10^{-4}$ -27	دستگاه کشش الکترو-هیدرولیکی	کامپوزیت تک جهته با الیاف شیشه-اس <u>نکات:</u> در این تحقیق بر روی نمونه‌ها کرنش سنج نصب شده است. <u>نتایج:</u> مدول کششی و استحکام شکست برای نمونه‌ها با زاویه الیاف 90 درجه به نرخ کرنش حساس بوده اما برای حالت 0 درجه که تنها الیاف در آنها دخیل است وابستگی زیادی مشاهده نشده است.
هیز و آدامز [90]	1982	شبه استاتیک و 136، 108 180، 152 و 196	دستگاه پاندولی	کامپوزیت تک جهته با الیاف شیشه-ای <u>نکات:</u> استفاده از دستگاه تغییر یافته جهت اعمال بارگذاری کششی <u>نتایج:</u> افزایش متوسط مدول کششی و استحکام شکست بدون هیچ قاعده‌ای
کاواتا و همکاران [93، 92]	1981، 1982	$10^{-4}$ - $2 \times 10^{-4}$	دستگاه کشش	کامپوزیت بافت ساتن و شبه تک جهته <u>نتایج:</u> افزایش استحکام کششی در هر دو نوع کامپوزیت
هاردینگ و پری [115]	1981	600-100	هاپکینسون برشی	کامپوزیت تک جهته <u>نتایج:</u> با افزایش نرخ کرنش گشتاور تسلیم (yield torque) به شدت افزایش می‌یابد، حال آنکه گشتاور شکست (maximum, or failure torque) وابستگی کمی به تغییرات نرخ کرنش داشته و افزایش اندکی را تجربه می‌کند.
هاردینگ و ولش	1982	$10^{-3}$ - 1120	هاپکینسون	کامپوزیت تک جهته

<p><b>نتایج:</b> افزایش دو برابری استحکام و مدول در حالت دینامیکی نسبت به حالت شبه استاتیک کامپوزیت تک جهته با زوایای 0، 10، 30، 45، 60 و 90 درجه.</p>	کششی هایکینسون فشاری	2×10 <sup>-4</sup> 256	1986	[18] کومار و همکاران [102]
<p><b>نتایج:</b> وابستگی پاسخ فشاری دینامیکی این کامپوزیت برای تمامی زوایای الیاف به نرخ کرنش وجود دارد. نمودار تنش و کرنش برای نمونه‌ها با زاویه الیاف 0 و 10 درجه خطی، و برای سایر نمونه‌ها غیر خطی است. استحکام نهایی برای کامپوزیت با زاویه الیاف 0 درجه 100%، برای زاویه 10 درجه 80% و برای سایر زوایا حدود 45% افزایش می‌یابد.</p>	هایکینسون فشاری	1000-100	1991	[103] الحبک
<p><b>نتایج:</b> تأثیر اندک بر استحکام فشاری کامپوزیت باقت شیشه/پوکسی <b>نکات:</b> شیشه/پلی‌استر و شیشه/وینیل‌استر نیز آزمایش شده است. بیشترین استحکام در سه کامپوزیت، در استفاده از رزین وینیل‌استر به عنوان ماتریس زمینه حاصل شده است.</p>	هایکینسون فشاری	شبه استاتیک و ضربه	1992	هاردینگ و لی [108]
<p><b>نتایج:</b> ارائه روش ابتکاری برای استخراج خواص برشی با هایکینسون فشاری <b>نتایج:</b> افزایش تنش برشی نهایی کامپوزیت ضربدری</p>	هایکینسون کششی	10 <sup>3</sup> -10 <sup>-5</sup>	1995	[97] استب و گیلات
<p><b>نتایج:</b> افزایش تنش و کرنش شکست در جهت طولی و عرضی <b>نکات:</b> نویسندگان بر این باورند که در حالت نرخ کرنش بالا در آزمون کشش الیاف تأثیر بیشتری نسبت به ماتریس بر نتایج دارا می‌باشد.</p>	هایکینسون فشاری	5×10 <sup>-5</sup> - 2500	1995	تای و همکاران [53]
<p><b>نتایج:</b> حساسیت به نرخ کرنش مخصوصاً در نرخ‌های کرنش پایین در هر دوی رزین خالص و تقویت شده با الیاف شیشه.</p>	دستگاه خاص و نمونه‌ها به صورت رینگ	1000-100	1997	سیلوستروف و پلاستینین [1]
<p><b>نتایج:</b> کامپوزیت تک جهته و دو جهته<sup>1</sup> <b>نکات:</b> بارگذاری کششی و فشاری با این دستگاه اعمال شده است.</p>	دستگاه کشش تجاری	1.48×10 <sup>-3</sup> - 0.7	1999	اوکلی و اسمیت [94]
<p><b>نتایج:</b> افزایش استحکام نهایی کامپوزیت متعامد با 18 لایه [0/90]</p>	دستگاه کشش تجاری و	3.6×10 <sup>-3</sup> - 2.72	2000	اکولی و اسمیت [95] [96]
<p><b>نتایج:</b> بارگذاری کششی و برشی اعمال شده است. <b>نتایج:</b> افزایش استحکام و مدول کششی و برشی با افزایش نرخ کرنش به همراه تغییرات اندک در نسبت پواسون (افزایش در حدود 0.006 درصد)</p>	دستگاه آزمون ضربه	1-10 <sup>-4</sup>	2001	سان و تیروپوزوسکی [91]
<p>کامپوزیت‌های تک جهته تقویت شده با الیاف شیشه-اس<sup>2</sup> و الیاف شیشه-اس<sup>2</sup>، و کامپوزیت با الیاف بافته شده <b>نتایج:</b> افزایش استحکام در تمامی انواع کامپوزیت‌های آزمایش شده در این تحقیق کامپوزیت با زاویه ±45</p>	دستگاه کشش سروهیدرولیک	شبه استاتیکی 10 <sup>-2</sup> -10 <sup>-4</sup>	2005	سان و تسای [109]
<p><b>نتایج:</b> از نمونه با هندسه بلوک مکعب مستطیل بر خلاف مقالات قبل (که از نمونه استوانه‌ای استفاده می‌شود) استفاده شده و محاسبات مورد نیاز ارائه است <b>نتایج:</b> افزایش استحکام برشی در صفحه این کامپوزیت و کاهش کرنش برشی شکست</p>	هایکینسون فشاری و دستگاه کشش پرسرعت	و دینامیکی با نرخ پایین 1 و نرخ‌های بالا 400 تا 700		
<p>کامپوزیت تک جهته با الیاف شیشه-اس<sup>2</sup> <b>نتایج:</b> افزایش استحکام فشاری عرضی به میزان 50 درصد در محدوده نرخ 10<sup>-3</sup> تا 10<sup>3</sup> و افزایش 100 درصدی مدول یانگ.</p>	هایکینسون فشاری و دستگاه کشش پرسرعت	10 <sup>4</sup> -10 <sup>-4</sup>	2005	ورال و راویچاندران [104]
<p>کامپوزیت با نمونه‌های برشی ریلی<sup>3</sup> با شکاف V شکل ساخته شده است. <b>نتایج:</b> افزایش تنش نهایی و استحکام برشی کامپوزیت تک جهته تقویت شده با الیاف شیشه-اس<sup>2</sup></p>	دستگاه کشش پرسرعت	شبه استاتیک و 800	2006	راجو و همکاران [9]
<p><b>نتایج:</b> افزایش استحکام فشاری عرضی</p>	هایکینسون فشاری و دستگاه کشش	500-10 <sup>-4</sup>	2006	تسای و کتو [8]

1 bidirectional

2 S2-glass

3 Rail

تار فونی و همکاران [105]	2008	5000-100	هایپکینسون فشاری	کامپوزیت تک جهته و کامپوزیت ضربدری
نایک و کاوالا [100]	2008	شبه استاتیک و 2890- 680	هایپکینسون فشاری	<u>نتایج:</u> افزایش استحکام نهایی؛ میزان این افزایش به شدت به زاویه الیاف وابستگی دارد. کامپوزیت بافت ساده با نسبت تار به پود 60 به 40 درصد
شکره و امیدی [111]	2009	$1.7 \times 10^{-3}$ - $10^2$	دستگاه هیدرولیک پر سرعت	<u>نتایج:</u> نشان‌دهنده افزایش مدول و استحکام فشاری در هر سه راستای تار، پود و ضخامت کامپوزیت
تار فونی و همکاران [116]	2009	شبه استاتیک تا 2000	هایپکینسون فشاری	کامپوزیت شبه تک جهته با درصد تار 90 و کامپوزیت ضربدری
شکره و امیدی [113]	2009	$1.7 \times 10^{-3}$ - $10^2$	دستگاه هیدرولیک پر سرعت	<u>نتایج:</u> افزایش استحکام فشاری؛ میزان افزایش به شدت به زاویه الیاف وابستگی می‌یابد. کامپوزیت تک جهته با الیاف شیشه‌ای نمونه‌های $\pm 45$
شکره و امیدی [112]	2009	$1.7 \times 10^{-3}$ - $10^2$	دستگاه هیدرولیک پر سرعت	<u>نتایج:</u> کاهش مدول برشی حداکثر به میزان 13% و افزایش استحکام برشی به میزان 27%
نایک و همکاران [98]	2010	400 تا 140	هایپکینسون کششی	کامپوزیت تک جهته با الیاف شیشه‌ای
زین‌الدین و همکاران [107]	2011	$10^{-4}$ , 382, 510, 440	هایپکینسون فشاری	<u>نتایج:</u> افزایش استحکام فشاری به میزان حدود 50 درصد و افزایش مدول فشاری به میزان حدود 100 درصد
شکره و امیدی [110]	2011	$1.7 \times 10^{-3}$ - $10^2$	دستگاه هیدرولیک پر سرعت	<u>نتایج:</u> اثرات شرایط محیطی بر این کامپوزیت در این مقاله به طور کامل بررسی شده است. کامپوزیت تک جهته شیشه‌ای
نایک و همکاران [99]	2013	180 - 91 و 819 تا 2003	هایپکینسون کششی و هایپکینسون فشاری	<u>نتایج:</u> افزایش مدول الاستیک عرضی در هر دو حالت کششی و فشاری که به ترتیب تا 13.8% و 23.4% گزارش شده است. میزان استحکام نهایی نیز در هر دو حالت افزایش یافته و تا 41.4% در حالت کششی و 31.3% در حالت فشاری گزارش شده است. کامپوزیت بافت ساده با نسبت تار به پود برابر که در زوایای $\pm 45$ ساخته شده است.
اچولا و همکاران [106]	2013	$10^{-3}$ و 450	هایپکینسون فشاری	<u>نتایج:</u> افزایش در مدول الاستیک و استحکام فشاری به ترتیب به میزان 75.8% و 20.9%
ولمرگان و گوروسیدسوار [114]	2015	$1.67 \times 10^{-3}$ , 385, 315, 445	دستگاه ثقلی	کامپوزیت با الیاف بافته شده
نارش و همکاران [7]	2016	شبه استاتیک	دستگاه کشش تجاری	<u>نتایج:</u> افزایش استحکام نهایی و مدول الاستیک به ترتیب به میزان 106% و 67%
او و همکاران [29]	2016	شبه استاتیک و 50, 25, 200, 100	دستگاه کشش پر سرعت	کامپوزیت با الیاف بافته شده
متو و همکاران [117]	2016	شبه استاتیک	دستگاه کشش تجاری	<u>نتایج:</u> افزایش میزان استحکام کششی و عدم وابستگی مدول به نرخ کرنش
گوروسیدسوار و همکاران [49]	2017	$10^{-3}$ - 450	دستگاه ثقلی	کامپوزیت تقویت شده با الیاف بافت رووینگ (woven roving mat)
آچاربا و همکاران	2017	$15 \times 10^2$ -	هایپکینسون	<u>نتایج:</u> افزایش میزان استحکام کششی و مدول کششی
				کامپوزیت تک جهته

[118]	فشاری	$1.3 \times 10^3$			
ریس و همکاران [120, 119]	دستگاه کشش	$1.6 \times 10^{-5}$	2012		
	تجاری	$1.6 \times 10^{-4}$ $1.6 \times 10^{-3}$	و 2018		
ولمورگان و همکاران [121]	هاپکینسون کششی	$1.1 \times 10^{-3}$ - 542	2018		
ماهاتو و همکاران [122]	دستگاه کشش	$1.1 \times 10^{-3}$ $1.1 \times 10^{-2}$ $5.5 \times 10^{-2}$	2018		
	تجاری	$1.1 \times 10^{-1}$			
ولمورگان و همکاران [123]	هاپکینسون کششی	$1.1 \times 10^{-3}$ - 542	2018		
همیز و همکاران [124]	دستگاه کشش پر سرعت به همراه عکسبرداری دیجیتال	20 و 0.01	2019		
المهدی و همکاران [125]	هاپکینسون کششی	$6 \times 10^{-4}$ 148	2020		

**نتایج:** افزایش غیرخطی استحکام فشاری تا 55% کامپوزیت با الیاف بافت ساده متعامد [0/90]

**نتایج:** افزایش استحکام کششی با افزایش نرخ کرنش و عدم تأثیر بر مدول کششی کامپوزیت بافت تک جهت شیشه/اپوکسی با لایه چینی متعامد

**نتایج:** افزایش 94 درصدی استحکام نهایی کامپوزیت بافته شده شیشه/اپوکسی

**نکات:** اثرات دمای پایین توامان با نرخ کرنش بر استحکام نهایی بررسی شده است

**نتایج:** در نرخ کرنش  $1.1 \times 10^{-3}$  در صورتی که کامپوزیت 15 دقیقه و یک ساعت در نیتروژن مایع بماند به ترتیب نسبت به دمای محیط 3.3 و 7.3 درصد بهبود استحکام دارد. با افزایش نرخ کرنش این بهبود استحکام افزایش می‌یابد (به طوریکه در نرخ  $1.1 \times 10^{-1}$  این افزایش به ترتیب 11.4 و 12.02 است).

کامپوزیت شیشه/اپوکسی با الیاف تک جهت و لایه چینی، [0/90/45/-45]، [0/90/30/60]، [30/-60/60/-30]

**نتایج:** افزایش استحکام نهایی در هر سه لایه چینی؛ افزایش بیشتر در لایه چینی [0/90/45/-45]

کامپوزیت بافته شده ساتن شیشه-اس/2 اپوکسی

**نتایج:** افزایش استحکام نهایی کششی و برشی، افزایش مدول الاستیک کششی و عدم تغییر مدول برشی

**نکات:** آزمون ضربه چارپی، آزمون ثقلی، و تفنگ گازی نیز انجام شده است.

کامپوزیت با الیاف بافته شده

**نکات:** بارگذاری در حالت کششی و برشی انجام شده است. هدف از تحقیق مقایسه خواص این کامپوزیت با خواص وابسته به نرخ کامپوزیت بازالت/اپوکسی است.

**نتایج:** افزایش استحکام و مدول الاستیک در هر دو حالت کششی و برشی.

در مقایسه با کامپوزیت مشابه تقویت شده با الیاف بازالت، در نرخ‌های کرنش بالا در حالت برشی کامپوزیت شیشه/اپوکسی و در حالت کششی کامپوزیت بازالت اپوکسی خواص مکانیکی بهتری را نمایان می‌سازند.

پروپیلن [136-134] بیشترین مقالات را در به خود اختصاص داده‌اند. با این حال از منظر کاربرد صنعتی پس از رزین اپوکسی، رزین پلی‌پروپیلن [16] بیشترین کاربرد را در کامپوزیت‌سازی دارا است. در جدول 4 مروری جامع بر نتایج آزمایشگاهی ارائه شده در منابع منتشر شده بر کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف شیشه و سایر رزین‌ها ارائه شده است.

2-4- اثر نرخ بارگذاری بر رفتار مکانیکی کامپوزیت شیشه و سایر رزین‌ها علاوه بر مطالعات گسترده‌ای که به بررسی تجربی خواص کامپوزیت شیشه/اپوکسی در وابستگی به نرخ کرنش پرداخته‌اند، مطالعاتی نیز در بررسی دیگر اقسام کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف شیشه و سایر رزین‌ها منتشر شده است. در این بین کامپوزیت‌های شیشه/پلی‌استر [126]- [131] و پس از آن شیشه/وینیل‌استر [103, 131-133] و شیشه/پلی-

**جدول 4** جمع بندی خلاصه‌ای از تأثیر نرخ بارگذاری بر رفتار مکانیکی کامپوزیت‌های شیشه/پلیمر

**Table 3** A brief summary of strain rate effects on mechanical properties of glass fiber reinforced polymer composites

نویسندگان	سال انتشار	نرخ کرنش ( $s^{-1}$ )	دستگاه اصلی	نوع کامپوزیت
دیویس و مگی [126]	1975	$10^3$ - $10^{-3}$	دستگاه کشش پرسرعت	نکات و نتایج با افزایش نرخ کرنش کامپوزیت شیشه/پلی‌استر با جهت‌گیری الیاف تصادفی
امیجما و فوجی [127]	1980	$10^3$ - $10^{-3}$	هاپکینسون فشاری	<b>نتایج:</b> انواع مواد دیگر نیز در این مقاله بررسی شده است <b>نتایج:</b> افزایش استحکام کششی تا 55% کامپوزیت شیشه/پلی‌استر تک جهت و بافت ساده <b>نتایج:</b> افزایش استحکام فشاری در هر دو کامپوزیت بافت و تک جهت؛ این افزایش در یک نرخ کرنش ثابت، در کامپوزیت بافت از کامپوزیت تک جهت بیشتر گزارش شده است.

کامپوزیت شیشه/پلی‌استر بافت ساتن <u>نتایج:</u> افزایش مدول کششی؛ افزایش بدون قاعده استحکام کششی در شیشه/پلی‌استر به گونه‌ای که از شبه استاتیک به نرخ کرنش متوسط 50% افزایش، اما از شبه استاتیک به ضربه‌ای 25% افزایش گزارش شده است. <u>نکات:</u> کولار/پلی‌استر و کربن/پلی‌استر نیز در این مقاله بررسی شده است. در دو کامپوزیت دیگر نیز افزایش مدول کششی و وابستگی اندک استحکام کششی به نرخ گزارش شده است.	هایکینسون کششی	$1260 \times 10^{-4}$ -2	1985	هاردینگ و ولش [128]
کامپوزیت شیشه/رزین فنولیک و شیشه/پلی‌استر <u>نتایج:</u> افزایش نرخ کرنش منجر به افزایش مدول الاستیک و استحکام می‌شود.	دستگاه ثقلی	10-0.1	1996	بار و همکاران [129]
کامپوزیت شیشه/پلی‌استر و شیشه/وینیل‌استر بافت [0/90] درجه به همراه الیاف کوتاه در آن <u>نتایج:</u> بارگذاری کششی اعمال شده است. <u>نتایج:</u> در حالت بارگذاری در صفحه با افزایش نرخ کرنش ابتدا استحکام در صفحه و مدول الاستیک افزایش و سپس در نرخ‌های کرنش بالاتر کاهش می‌یابد. در حالت بارگذاری خارج از صفحه نرخ کرنش بر مدول و استحکام اثر چشمگیری ندارد.	دستگاه کشش پر سرعت	$10^{-3}$ -10	2000	خان و همکاران [131]
کامپوزیت شیشه/پلی‌استر شبه تک جهته با 95% تار <u>نتایج:</u> عدم تغییر محسوس در مدول کششی و افزایش استحکام کششی در حالت بارگذاری در جهت الیاف	دستگاه کشش پرسرعت	$10^2$ - $10^{-4}$	2002	پاردو و همکاران [130]
کامپوزیت شیشه/پلی‌پروپیلن تک جهته به جهت استخراج خواص برشی <u>نتایج:</u> با افزایش نرخ کرنش استحکام و مدول برشی افزایش می‌یابد.	دستگاه کشش	$8.3 \times 10^{-5}$ $8.3 \times 10^{-4}$ $8.3 \times 10^{-3}$	2005	پاپادکیس و همکاران [134]
کامپوزیت شیشه/پلی‌پروپیلن بافت <u>نتایج:</u> افزایش استحکام و مدول فشاری در صفحه و در خارج از صفحه	هایکینسون فشاری	$1.4 \times 10^{-3}$ - $10^3$	2012	گوندر و همکاران [135]
کامپوزیت شیشه/وینیل‌استر با پارچه بافت ساده با درصد تار به پود برابر <u>نتایج:</u> افزایش استحکام فشاری، و عدم تاثیر بر مدول فشاری در صفحه و کاهش مدول یانگ خارج از صفحه	هایکینسون فشاری	1902-293	2015	تارفونی و همکاران [132]
کامپوزیت شیشه/پلی‌استر با پارچه بافت ساده با درصد تار 54% <u>نتایج:</u> افزایش استحکام کششی و مدول یانگ	دستگاه کشش تجاری	شبه استاتیک	2015	سنتا و همکاران [137]
کامپوزیت شیشه/وینیل‌استر بافت ساتن <u>نتایج:</u> افزایش استحکام کششی و عدم تاثیر بر مدول یانگ	دستگاه کشش پرسرعت	$10^2$ - $10^{-3}$	2016	هافنر و هیل [133]
کامپوزیت شیشه-ای/پلی‌آمید-6 تک جهته و بافت جنافی <sup>1</sup> <u>نتایج:</u> افزایش استحکام کششی، کرنش شکست و مدول یانگ در کامپوزیت تک جهته و افزایش استحکام کششی و کرنش شکست و کاهش مدول یانگ در کامپوزیت بافت	دستگاه کشش پرسرعت	$5 \cdot 10^{-3}$	2018	اسپرونک و همکاران [138]
کامپوزیت شیشه-ای/پلی‌آمید <u>نتایج:</u> افزایش استحکام کششی و مدول الاستیک	دستگاه کشش تجاری	$2.8 \times 10^{-4}$ $2.8 \times 10^{-3}$ $2.8 \times 10^{-2}$	2018	مارس و همکاران [139]
کامپوزیت تک جهته شیشه/پلی‌اتیلن <u>نتایج:</u> افزایش نزدیک به 84 درصدی استحکام کششی و 121 درصدی کرنش شکست <u>نکات:</u> یک مدل ویسکوپلاستیک برای توصیف رفتار وابسته به نرخ این کامپوزیت ارائه شده است.	دستگاه کشش	0.0009 – 50.25	2018	دوان و همکاران [140]
کامپوزیت با الیاف بافته شده شیشه/وینیل‌استر <u>نتایج:</u> افزایش نزدیک به 40 درصدی استحکام فشاری و 300 درصدی مدول الاستیک فشاری <u>نکات:</u> مودهای شکست نیز در این تحقیق بررسی شده است.	هایکینسون فشاری	210, 312, 528, 713	2018	ساسی و همکاران [141]
کامپوزیت شیشه/اکریلیک بافت دو جهته <sup>2</sup> <u>نتایج:</u> بارگذاری کششی و برشی در صفحه اعمال شده است. <u>نتایج:</u> افزایش استحکام در هر دو حالت کششی و برشی	دستگاه کشش تجاری	$10^{-3}$ $10^{-2}, 10^{-1}$ 1	2018	کنوی دسو و همکاران [142]
کامپوزیت با نوار پیش آغشته <sup>3</sup> شیشه-ای/پلی‌پروپیلن	هایکینسون	$10^{-4}, 10^{-3}$	2019	کیم و همکاران

1 Twill

2 bidirectional

3 Prepreg type

[143]

و کششی و فشاری

**نکات:** بارگذاری کششی، فشاری و برشی در صفحه اعمال شده است.**نتایج:** افزایش استحکام و مدول الاستیک کششی و فشاری در هر سه حالت طولی، عرضی و برشی

کامپوزیت شیشه-ای/پلی‌آمید 6

هاپکینسون	10 <sup>-4</sup> -1	2019
فشاری	9	
	100-2500	

[144]

**نتایج:** افزایش انرژی شکست، استحکام کششی و فشاری در هر دو جهت طولی و عرضی**نکات:** مودهای شکست نیز در این تحقیق بررسی شده است.

کامپوزیت تک جهته شیشه/پلی‌پروپیلن

دستگاه کشش	0.001-400	2019
پر سرعت		

کیو و همکاران

[145]

**نتایج:** افزایش 94 درصدی استحکام کششی، و 64.3 درصدی کرنش شکست. بعلاوه عدم تغییر در مدول الاستیک**نکات:** نویسندگان بر آن هستند که افزایش استحکام تنها وابسته به الیاف تقویت کننده (و نه ماتریس زمینه است)

با توسعه یک مدل ویسکوپلاستیک که که اصالتاً برای تشریح رفتار تنش-کرنش کامپوزیت الیافی توسط سان و چن [149] در نرخ کرنش شبه استاتیکی ارائه شده، به بررسی خواص مکانیکی این کامپوزیت در وابستگی به نرخ کرنش پرداخته‌اند. در مدل سان و چن، یک تابع تسلیم  $(f(\sigma_{ij}))$  کلی به فرم درجه دو از تنش (معادله 3) معرفی می‌شود.

$$2f(\sigma_{ij}) = a_{11}\sigma_{11}^2 + a_{22}\sigma_{22}^2 + a_{33}\sigma_{33}^2 + 2a_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} + 2a_{13}\sigma_{11}\sigma_{33} + 2a_{23}\sigma_{22}\sigma_{33} + 2a_{44}\sigma_{23}^2 + 2a_{55}\sigma_{13}^2 + 2a_{66}\sigma_{12}^2 \quad (3)$$

در این تابع تسلیم، ضرایب  $a_{ij}$  تشریح کننده‌ی میزان ناهمسانگردی در پلاستیسیته است. این عبارت شرایط ارتوتروپیک را ارضا می‌کند. مقادیر  $a_{ij}$  از داده‌های تجربی حاصل می‌آید. به طور مثال، مبرهن است که با انتخاب مناسب و به سادگی این عبارت قابلیت کاهش به معیار ون-مایرز برای مواد همسانگرد، و معیار هیل<sup>1</sup> برای مواد ارتوتروپیک را دارا می‌باشد. در این مدل، همچنین تنش موثر به صورت معادله 4 در نظر گرفته شده است.

$$\sigma_e = \sqrt{3f(\sigma_{ij})} \quad (4)$$

برای کامپوزیت الیافی تک جهته، با فرض تنش صفحه‌ای، معادله 3 به صورت 5 کاهش می‌یابد:

$$f(\sigma_{ij}) = \frac{1}{2}(\sigma_{22}^2 + 2a_{66}\sigma_{12}^2) \quad (5)$$

با استفاده از روابط 4 و 5 در بالا و روابط 6 و 7 در زیر، سان و بیون، سان و یورک، ویک و سان [146-148] یک مدل ساختاری وابسته به نرخ کرنش مایکروسکوپی را برای تحلیل پاسخ نرخ کرنش کامپوزیت چند لایه ضخیم توسعه داده و با نتایج تجربی مقایسه نموده‌اند.

$$\dot{\epsilon} = \dot{\epsilon}^e + \dot{\epsilon}^p \quad (6)$$

$$\dot{\epsilon}^p = \dot{\lambda} \frac{\partial f(\sigma_{ij})}{\partial \sigma_{ij}} \quad (7)$$

که در معادلات 6 و 7،  $\dot{\epsilon}$  نرخ کرنش کل،  $\dot{\epsilon}^e$  نرخ کرنش الاستیک،  $\dot{\epsilon}^p$  نرخ کرنش پلاستیک، و  $\dot{\lambda}$  یک تابع اسکالر وابسته به نرخ کرنش است. نتایج حاصل از جایگذاری و یک سلسله محاسبات به صورت یک معادله دیفرانسیل غیر خطی به فرم معادله 8 است. این معادله حل تحلیلی نداشته و منحنی-های تنش-کرنش به کمک حل عددی رسم می‌شود.

نتایج ارائه شده در جدول 3 بر انواع کامپوزیت‌های شیشه/اپوکسی و در انواع بارگذاری‌های کششی، برشی و فشاری، علی‌رغم وجود نتایج بعضاً متناقض علی‌الخصوص در نتایج منتشر شده در دهه هفتاد و هشتاد میلادی، دلالت بر حساسیت و وابستگی شدید خواص مکانیکی شامل استحکام نهایی و مدول الاستیک این کامپوزیت‌ها به تغییرات نرخ کرنش دارد. در این بین این نکته قابل ذکر است که حساسیت استحکام در جهات مختلف به تغییرات نرخ کرنش، علی‌الخصوص در کامپوزیت تک جهته و در جهت الیاف بسیار زیاد است. همچنین آنچه‌ان که در جدول 4 نیز ارائه شد در بین تحقیقات تجربی انجام شده بر کامپوزیت‌های پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه، بعضاً نتایج متناقض دیده می‌شود، اما جمیع نتایج فوق مشابه نتایج کامپوزیت تقویت شده با الیاف شیشه و رزین اپوکسی بوده، و دلالت بر حساسیت خواص مکانیکی کامپوزیت زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه به نرخ کرنش در تمامی جهات و در انواع حالات بارگذاری دارد. بنابراین آنچه‌ان که دیده شد، کلیت نتایج حاصل از تحقیقات آزمایشگاهی نشان‌دهنده آن است که زمانی که در یک کامپوزیت زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه، جزئیات بر اساس نوع و زاویه قرارگیری الیاف مورد استفاده در آن تغییر کند، خواص مواد و پاسخ کامپوزیت زمینه پلیمری بالاخص در نرخ‌های کرنش بالا، با تغییرات نرخ تغییر می‌کند. این در حالی است که رفتار یک کامپوزیت با جهت‌گیری الیاف صفر درجه تحت سیطره الیاف است. از سوی دیگر در جهت عرضی، در کامپوزیت‌های زمینه پلیمری، مدول و استحکام به شدت افزایش یافته، و کرنش شکست نیز افزایش اندکی را در نرخ‌های کرنش بالاتر از خود نشان می‌دهد. در بررسی خواص برشی نیز مشخص گردید که با افزایش نرخ کرنش، و استحکام برشی به مقدار متوسطی افزایش یافته‌اند. از آنجا که خواص عرضی و برشی تحت سیطره ماتریس زمینه است، نتایج نشان دهنده آن است که رفتار ماتریس زمینه به طور قابل توجهی با نرخ کرنش تغییر می‌کند، و منجر به وابستگی به نرخ در کامپوزیت می‌گردد [18, 19].

### 5- مدل‌های تشریح کننده رفتار وابسته به نرخ کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف شیشه

تلاش‌ها در جهات مختلف برای مدل‌سازی کامپوزیت‌های الیافی زمینه پلیمری به روش‌های گوناگون از جمله دیدگاه میکروسکوپی انجام پذیرفته است. در دیدگاه میکروسکوپی، ماده کامپوزیتی به عنوان یک ماده ناهمسانگرد همگن، و بدون توجه جداگانه به مواد تشکیل‌دهنده آن، مدل می‌شود. در زمره مدل‌های تحلیلی، سان و همکارانش [91, 109, 146-148]

در مواردی) سهل‌انگارانه می‌گردید. در شکل 9 الگوریتم استفاده از مدل‌های تخریب پیشرونده استاتیکی در حالت دینامیکی نشان داده شده است.

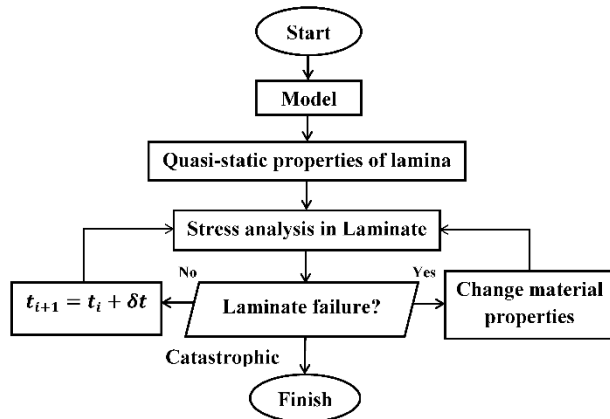


Fig. 9 Algorithm for utilizing static progressive damage model in dynamic condition [153]

شکل 9 الگوریتم استفاده از مدل تخریب پیشرونده استاتیکی در حالت دینامیکی [153]

شکریه و امیدی [156] در تحقیقی، مدل تخریب پیشرونده دینامیکی را جهت شبیه‌سازی رفتار دینامیکی آسیب در کامپوزیت‌های چند لایه‌ای شیشه/اپوکسی پایه‌گذاری نموده‌اند. در این مدل با افزایش نرخ بارگذاری، خصوصیات ماده تغییر می‌کند. این مدل از اجزای اصلی چهارگانه تشکیل شده است: مدل ماده وابسته به نرخ، تحلیل تنش، تحلیل شکست و قوانین افت (تنزل) خاصیت ماده. از این رو در ابتدا بر اساس نتایج تجربی به دست آمده، توابع مدل مادی تجربی بر حسب نرخ کرنش ارائه شده است. علاوه بر آن معیارهای واماندگی دینامیکی بر پایه تنش، شامل مودهای متفاوت شکست تک لایه تک جهت زیر تنش‌های چند محوری و رفتار وابسته به نرخ کرنش مواد، توسعه داده شده‌اند. بدین ترتیب پنج مود واماندگی دینامیکی شامل مود واماندگی دینامیکی کششی الیاف، مود واماندگی دینامیکی فشاری الیاف، مود واماندگی دینامیکی برشی الیاف-ماتریس، مود واماندگی دینامیکی کششی ماتریس و مود واماندگی دینامیکی فشاری ماتریس توسط ایشان معرفی شده است. از سمت دیگر معیارهای واماندگی توسعه داده شده جهت ارزیابی کمی میزان آسیب و تنزل (افت) در سفتی و مقاومت در مودهای متفاوت متناظر با آن بر اساس قوانین تنزل (افت) خواص مادی وابسته به نرخ، استفاده شده است. مدل‌های توسعه داده شده به عنوان یک "زیر برنامه صریح" برنامه نویسی شده است. قابلیت پیش‌بینی مدل با استفاده از مقایسه شبیه‌سازی عددی دو نمونه کامپوزیتی، یکی نمونه کامپوزیت مسطح (تخت) شبه همسانگرد زیر بارگذاری دینامیکی کششی و دیگری لوله کامپوزیتی با مقطع دایره‌ای زیر ضربه محوری، با نتایج آزمایشگاهی ارزیابی شده است [156]. مرزوف و چن [157] در تحقیقی توسعه و اعتبار سنجی مدل آسیب الاستو-ویسکوپلاستیکی که پاسخ پلاستیک را در وابستگی به نرخ کرنش و رفتار پیشرونده پسا شکست مواد کامپوزیتی را به حساب می‌آورد،

$$\dot{\epsilon}_x = \frac{\dot{\sigma}_x}{E_x} + \beta(\sigma_x - \sigma_x^*)^{1/m} \quad (8)$$

در معادله 8،  $m$  یک ضریب ویسکوپلاستیک،  $\sigma_x^*$  تنش شبه استاتیک و  $\beta$  ضریبی است که در وابستگی به ضرائب ویسکوپلاستیک، ضریب  $a_{66}$  در معادله 5 و زاویه الیاف محاسبه می‌شود. تسای و سان [109] نیز فرم برشی معادله دیفرانسیل غیر خطی را برای حصول معادله تنش-کرنش ارائه دادند. گدز و همکاران [150] با اعمال تغییراتی، معادله تنش-کرنش-زمان را به فرم معادله 9 ارائه نمودند. در ادامه بر اساس تحقیقات فوق‌الذکر، سان و تیروپوزوفسکی [91] فرم سه بعدی این مدل را به صورت رابطه 10 توسعه دادند  $(\dot{\epsilon}_{ij} = S_{ij}\dot{\sigma}_{ij})$ . تسای و وانگ [151] نیز با توسع مدل سان و چن فرم مشابه دیگری از معادله 10 را برای کامپوزیت‌های الیافی زمینه پلیمری توسعه داده‌اند.

$$\epsilon_x = \frac{\sigma_0}{E_x} + \left[ \frac{m-1}{m} \left( \frac{1}{X} \right)^{\frac{1}{m}} [h(\theta)]^{1-n/m-1/m} (\sigma_0)^{\frac{-n}{m}} t^{\frac{m}{m-1}} \right] \quad (9)$$

$$\begin{cases} \dot{\epsilon}_{11} \\ \dot{\epsilon}_{22} \\ \dot{\gamma}_{12} \end{cases} = \begin{bmatrix} S_{11} + \frac{9a_{22}}{2}S_{12} + \frac{9a_{22}}{2} & 0 \\ S_{12} \frac{91}{2} & S_{22} - \frac{9a_{22}^2\sigma_{22}^2}{4H_p\bar{\sigma}^2} & \frac{9a_{22}a_{66}\sigma_{22}\sigma_{12}}{2H_p\bar{\sigma}^2} \\ 0 & \frac{9a_{22}}{2} & \frac{9a_{22}a_{66}\sigma_{22}\sigma_{12}}{2H_p\bar{\sigma}^2} & S_{66} - \frac{9a_{66}^2\sigma_{12}^2}{4H_p\bar{\sigma}^2} \end{bmatrix} \begin{cases} \dot{\sigma}_{11} \\ \dot{\sigma}_{22} \\ \dot{\sigma}_{12} \end{cases} \quad (10)$$

لازم به ذکر است که در معادله 9،  $t$  زمان و  $X$  یک ثابت مادی و در معادله 10 نیز  $H_p$  مدول پلاستیسیته است. مدل‌های ذکر شده در بالا در پیش‌بینی رفتار تنش-کرنش تک لایه‌ها کاربرد دارند. از سمت دیگر جهت پیش‌بینی رفتار واماندگی وابسته به نرخ کامپوزیت‌های الیافی، مدل‌های تخریب پیشرونده استاتیکی از اواخر دهه هفتاد مورد استفاده قرار گرفته‌اند. از معتبرترین مدل‌های معرفی شده در این بین، معیار تخریب مجزای هشین می‌باشد [152]. ایشان پس از بحث در مورد اشکالات معیارهای واماندگی موجود، علی‌الخصوص دو معیار تسای-هیل و تسای-وو، به تشریح معیار خود که از لایه‌ها کمک می‌گیرد پرداخته‌اند. در معیارهای استاتیکی مفروض است که یک چندلایه با افزایش بارهای مکانیکی وامانده می‌شود، هرچند این واماندگی می‌تواند فاجعه آمیز نباشد. این امکان وجود دارد که برخی لایه‌ها ابتدا وامانده شوند و آن کامپوزیت به تحمل بارهای بیشتر ادامه دهد تا اینکه کل لایه‌ها وامانده شوند. لایه‌های وامانده شده ممکن است همچنان در سفتی و استحکام چند لایه مشارکت داشته باشد. کاهش سفتی و استحکام هر لایه وامانده شده به معیار که استفاده کننده پی می‌گیرد بستگی دارد. در هر حالت در معیارهای استاتیکی خصوصیات مکانیکی هر لایه در صورتی که وامانده نشود عددی ثابت در نظر گرفته می‌شود [15]. این نکته قابل ذکر است که از مدل‌های تخریب پیشرونده استاتیکی در بررسی رفتار دینامیکی نیز استفاده شده است [153-155]. با توجه به آنکه دانسته شد که خواص مکانیکی ماده با تغییر نرخ کرنش تغییر می‌کند، استفاده از مدل‌های تخریب پیشرونده استاتیکی در حالت دینامیکی منجر به طراحی محافظه‌کارانه و یا

1 UMAT

2 LS-DYNA

3 Explicit dynamic

ارائه نموده‌اند. مدل پیشنهادی ایشان برای تحلیل واماندگی پیشرونده در مواد کامپوزیتی و سازه‌هایی که در معرض نرخ‌های کرنش مختلف قرار دارند مناسب است. در حالی که استاندارد شرایط کوهن-تاکر برای بارگذاری و رهایش پلاستیکی معتبر باقی می‌ماند، وابستگی معیار تسلیم به نرخ کرنش مورد پذیرش قرار گرفته است. همچنین، شرط پایداری پلاستیک برای مواد وابسته به نرخ کرنش ارضا شده است. کرنش با روش انتگرال‌گیری عددی ضمنی مربوط به مدل مادی پیشنهادی بدست آمده است. یک اپراتور سفتی مماسی شامل اثرات وابسته به نرخ کرنش و سازگار با روش انتگرال‌گیری برای اطمینان از نرخ همگرایی درجه دوم مربوط به روش نیوتن رافسون در تجزیه و تحلیل المان محدود توسعه داده شده است. الگوریتم انتگرال‌گیری ضمنی با یک کد المان محدود در محیط آباکوس<sup>1</sup> از طریق "زیر برنامه تعریف شده توسط کاربر" مواد تعریف شده است. اعتبار مدل ارائه شده با نمونه کامپوزیت شیشه-اس-2/ اپوکسی خارج از محور (با هندسه بلوک مکعب مستطیل)، در چندین نرخ کرنش فشاری مختلف مورد بررسی قرار گرفته است.

شکرپه و کرم‌نژاد [158, 159] در دو مطالعه، تحلیل عددی پاسخ گذاری تیرهای کامپوزیتی شیشه/اپوکسی در وابستگی به نرخ کرنش و ورق چند لایه شیشه/اپوکسی تحت بارگذاری انفجاری را با استفاده از روش تفاوت محدود ارائه داده‌اند. معادله حرکت تیر بر اساس تئوری تیر تیموشنکو تعریف شده است. به جهت احتساب تئوری انحراف بزرگ فون کارمن اثرات غیر خطی هندسی به کار گرفته شده‌اند. روش تفاضل محدود در تقارن با روش شتاب متوسط نیومارک به کار گرفته شده تا معادلات دیفرانسیل حل شود. یک مدل تخریب پیشرونده اصلاح شده که اثرات نرخ کرنش در آن به حساب می‌آید بر اساس قوانین از هم پاشیدگی خواص مواد و معیار شکست اجزا از نوع هشین اصلاح شده، توسعه داده شده و به مدل تفاوت محدود اضافه شده است. اجزای مدل در یک کد کامپیوتری گنجانده شده است. اثرات نرخ کرنش بر پاسخ دینامیکی نیز برای دسته‌های متوالی بار گذاری و شرایط مرزی گوناگون ارائه شده است. در این بین برخی محققین در پی انجام تحقیقات آزمایشگاهی و بررسی نتایج آنها، اقدام به بررسی نتایج به صورت عددی با نرم‌افزارهای موجود نموده‌اند. از این دست، اربابویی و همکاران [132] در بخش اول مطالعه‌شان، نتایج حاصل از یک سری از آزمایش‌ها با استفاده از یک "دستگاه آزمایش هاپکینسون دو میله‌ای فشاری" در کامپوزیت بافت را ارائه نموده‌اند. بدین صورت که خواص فشاری کامپوزیت الیافی شیشه/وینیل-استر توسط آزمایش چند لایه‌ای بافت [0/90] در محدوده نرخ‌های کرنش پایین تا نرخ‌های کرنش بالا تعیین شده است. نمونه با هندسه مکعبی در جهت در صفحه و خارج از صفحه آزمایش شده‌اند. در طول آزمایش، یک دوربین سرعت بالا به منظور تعیین سینتیک آسیب استفاده شده است. نمونه‌ها به طور عمده تحت بارگذاری خارج از صفحه در مود شکست خرد شدن و مود برشی، آسیب دیده، در حالیکه برای حالت بارگذاری در صفحه، شکست در پی کماتش الیاف و تورق غالب بوده است. در بخش دوم از این مطالعه، مدل‌های عددی بدون آسیب به منظور بررسی اعتبار مفروضات روش آزمایش هاپکینسون دو میله‌ای فشاری توسعه داده شده است. نرم افزار آباکوس برای شبیه سازی عددی استفاده شده است. نتایج به دست آمده توسط بررسی عددی با نتایج حاصل از دستگاه آزمایش هاپکینسون دو میله-ای فشاری مقایسه شده است. در بررسی داده‌های تجربی تنش-کرنش فشاری در نرخ‌های کرنش مختلف، مشخص شد که استحکام دینامیکی ماده با

$$\dot{\epsilon}_{ij}^I = D_0 \left[ e^{\frac{1}{2} \left( \frac{\sigma_0}{3k_2} \right)^{2n}} \right] \times \frac{S_{ij} - \Omega_{ij}}{\sqrt{k_2}} \quad (11)$$

که  $\dot{\epsilon}_{ij}^I$  نرخ کرنش غیر الاستیک،  $D_0$  حداکثر نرخ کرنش غیر الاستیک،  $n$  متغیری است که پاسخ تغییر شکل وابسته به نرخ را کنترل می‌کند و نهایتاً

آنچنان که درباره آن بحث شد، در این مدل‌ها مغفول مانده است. خادمی [30] یک مدل جدید مایکرومکانیکی وابسته به نرخ برای پیش‌بینی سفتی و استحکام کامپوزیت تک‌جهته ارائه نموده است. در ابتدا خصوصیات الیاف طولی شیشه در نرخ‌های کرنش مختلف به عنوان مقاوم‌کننده در کامپوزیت الیافی شیشه/اپوکسی بررسی شده است. با بکارگیری مدل ماکسول و به کمک روابط نیمه تجربی یک معادله ساختاری ویسکوالاستیک جهت پیش‌بینی رفتار مکانیکی وابسته به نرخ کرنش برای الیاف پیشنهاد شد. برای پیش‌بینی استحکام نهایی الیاف شیشه از مدل کوپر-سایموند استفاده شد. با استفاده از مدل گلدبرگ تصحیح شده، خصوصیات مکانیکی وابسته به نرخ کرنش پلیمر، به عنوان ماتریس زمینه، پیش‌بینی شد. سپس به کمک مدل مایکرومکانیکی اشلی-موری-تاناکا و مدل‌های ساختاری ارائه شده برای پیش‌بینی خصوصیات الیاف و ماتریس زمینه، یک مدل مایکرومکانیکی وابسته به نرخ برای پیش‌بینی خواص الاستیک موثر کامپوزیت الیافی، شامل سفتی و استحکام، در نرخ‌های کرنش دلخواه توسعه داده شد.

### 6- بحث نتیجه‌گیری

در این تحقیق مروری جامع بر خواص مکانیکی الیاف شیشه و کامپوزیت‌های زمینه پلیمری ساخته شده با آن، در وابستگی به تغییرات نرخ کرنش ارائه شد. بدین منظور ابتدا خواص مکانیکی، شامل مدول الاستیسیته و رفتار تنش-کرنش و استحکام نهایی الیاف شیشه در بارگذاری‌های دینامیکی در منابع منتشر شده تاکنون به طور مبسوط مورد بررسی قرار گرفت. این در حالی است که در طی بررسی‌های گسترده در منابع موجود مشخص گردید که داده‌ها و اطلاعات محدودی درباره خصوصیات الیاف شیشه در نرخ‌های کرنش بالاتر از نرخ کرنش شبه استاتیکی در دسترس بوده، و تاکنون تنها چند تحقیق معدود بر روی این الیاف انجام شده است. با این حال در بررسی این منابع مشخص گردید که پاسخ مکانیکی پرکاربردترین الیاف مورد استفاده در ساخت کامپوزیت‌ها، یعنی الیاف شیشه، وابسته به تغییرات نرخ کرنش است. این وابستگی به ویژه در تغییر استحکام نهایی این الیاف چشمگیر است. از سمت دیگر در راستای مدل‌سازی رفتار وابسته به نرخ این الیاف، تاکنون تنها یک مدل تحلیلی ویسکوالاستیک برای الیاف تک‌جهته ارائه شده و برای الیاف بافته شده هیچ مدلی ارائه نشده است. در ادامه مرور جامعی بر مطالعات منتشر شده بر رفتار مواد کامپوزیت زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه ارائه گردید. در ارتباط با روش انجام آزمون‌ها این نکته قابل ذکر است که هیچ استاندارد برای طراحی سازوکار، ثابت کردن نمونه‌ها، هندسه نمونه‌ها، مدت آزمون و زمان تعادل، اندازه‌گیری دقیق پارامترگذاری و جمع آوری و تفسیر داده‌ها در بررسی در نرخ‌های بالا مشاهده نشد، و هر پژوهشگر روش خود را در انجام تحقیقات پیش گرفته است. در این بین هرچند برخی از محققین مانند سان و تسای، و مرووف و چن روش‌های ابتکاری برای بررسی بهینه رفتار این کامپوزیت‌ها در نرخ‌های بالا ارائه نموده‌اند اما در این مورد نیازمند رویه‌سازی می‌باشد. با این حال با در نظر گرفتن جمیع نتایج آزمایشگاهی، هر چند نتایج بعضاً متناقض برای یک ماده کامپوزیتی مشخص قابل مشاهده است، اما رویه نتایج برای مواد کامپوزیت زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه مشخص است. کلیت نتایج ارائه شده بر انواع کامپوزیت-های شیشه/اپوکسی و در انواع بارگذاری‌های کششی، فشاری و برشی، و علیرغم وجود نتایج بعضاً متناقض علی‌الخصوص در نتایج منتشر شده در دهه هفتاد و هشتاد میلادی، دلالت بر حساسیت و وابستگی شدید خواص مکانیکی شامل استحکام نهایی و مدول الاستیک این کامپوزیت‌ها به نرخ

$z_0$  "سختی" اولیه ماده قبل از هرگونه بارگذاری است.  $\Omega_{ij}$  و  $k_2$  نیز به صورت زیر و به کمک روابط 12، 13 حاصل می‌شود. قابل ذکر است که نرخ کرنش غیر الاستیک موثر ( $\dot{\epsilon}_e^I$ ) در رابطه 12، به کمک رابطه 14 بدست می‌آید.

$$\Omega_{ij} = \frac{2}{3} q \Omega_m \dot{\epsilon}_{ij} - q \Omega_{ij} |\dot{\epsilon}_e^I| \quad (12)$$

$$k_2 = \frac{1}{2} (s_{ij} - \Omega_{ij}) \times (s_{ij} - \Omega_{ij}) \quad (13)$$

$$\dot{\epsilon}_e^I = \sqrt{\frac{2}{3} \dot{\epsilon}_{ij}^I \dot{\epsilon}_{ij}^I} \quad (14)$$

و در این معادلات،  $\dot{\epsilon}_e^I$  نرخ کرنش غیر الاستیک موثر،  $\Omega_m$  مقدار حداکثر "تنش تماسی" (که تنش در حالت اشباع است)، و  $q$  که نشانگر نرخ "سخت شوندگی" است. مطابق این مدل، یک المان حجمی نماینده، فرض شده است. رابطه‌ی تنش-کرنش شامل اثرات وابسته به نرخ برای این مایکرومدل برای هر دو المان پوسته<sup>1</sup> و المان جامد<sup>2</sup> بررسی شده است. معیار مایکرو-شکست<sup>3</sup> برای هر جزء اصلی ماده‌ی تشکیل دهنده و مود شکست ارائه شده است. لازم به ذکر است که در کامپوزیت‌ها مدل‌های مایکرو-شکست به طور جداگانه بر ناحیه الیاف و ناحیه ماتریس زمینه اعمال شده و تحلیل‌ها بر پایه بررسی تنش‌های محلی اعمال شده بر ماده بر اثر نیروی اعمالی از خارج جسم در این نواحی انجام می‌شود. مدل تکمیل شده می‌تواند در مسائلی مانند ضربه (برخورد)، سقوط و تحلیل‌های شکست، زیر بارگذاری شبه استاتیکی مورد استفاده قرار گیرد. نهایتاً در این مقاله نتایج پیش‌بینی شده با مقادیر تجربی حاصل برای کامپوزیت شیشه/اپوکسی مقایسه شده‌اند.

شکرپه و همکاران [167, 168] یک مدل وابسته به نرخ کرنش مایکرومکانیکی برای پیش‌بینی مقاومت کامپوزیت‌های پلیمری تک‌جهته، زیر نرخ‌های متنوع بارگذاری را توسعه داده‌اند. در این مقاله‌ها، مدل گلدبرگ [85] به عنوان یک معادله ساختاری وابسته به نرخ کرنش پلیمرها، با مدل مایکرومکانیکی ماتریس پل‌زنی ترکیب شده است تا استحکام کامپوزیت‌های تک‌جهته در نرخ‌های کرنش دلخواه را پیش‌بینی کنند. بدین جهت روش ماتریس پل‌زنی، با فاکتور (ضریب) تمرکز کرنش اصلاح شده است تا استحکام کششی عرضی و استحکام برشی درون صفحه‌ای این کامپوزیت‌ها را تعیین شوند. جهت تایید مدل ابتدا رفتار مکانیکی-دینامیکی کامپوزیت شیشه/اپوکسی در جهت الیاف (جهت تعیین رفتار مکانیکی-دینامیکی الیاف شیشه) و رزین ماتریسی بصورت آزمایشگاهی بررسی شده است. به علاوه سهم نرخ کرنش هر یک از اجزای کامپوزیت (ماتریس و الیاف) نیز محاسبه شده است. جهت تصدیق روش حاضر، نتایج پیش‌بینی شده با داده‌های آزمایشگاهی شیشه/اپوکسی مقایسه شده است. نشان داده شده است که روش مایکرومکانیکی حاضر قابلیت شبیه‌سازی رفتار الاستیک وابسته به نرخ کامپوزیت‌های با الیاف مقاوم شده را با دقت خوبی دارد.

در مدل‌های مایکرومکانیکی وابسته به نرخ ذکر شده، ماتریس زمینه وابسته به نرخ در نظر گرفته شده اما خواص الیاف یا وابسته به نرخ کرنش در نظر گرفته نشده و یا الاستیک خطی مدل شده و خصوصیات ویسکوالاستیک الیاف،

1 shell element

2 Solid element

3 Micro-failure criterion (MFC)

## 5- مراجع

- [1] Silvestrov, V. and Plastinin, A., "High-Strain-Rate Behavior of Several Types of Epoxy-Based Composites" *Le Journal de Physique IV*, Vol. 7, No. C3, pp. C3-459-C3-464, 1997.
- [2] Hsiao, H., Daniel, I. and Cordes, R., "Strain Rate Effects on the Transverse Compressive and Shear Behavior of Unidirectional Composites" *Journal of Composite Materials*, Vol. 33, No. 17, pp. 1620-1642, 1999.
- [3] Hsiao, H. and Daniel, I. M., "Strain Rate Behavior of Composite Materials" *Composites Part B: Engineering*, Vol. 29, No. 5, pp. 521-533, 1998.
- [4] Gama, B. A., Lopatnikov, S. L. and Gillespie, J. W., "Hopkinson Bar Experimental Technique: A Critical Review" *Applied mechanics reviews*, Vol. 57, No. 4, pp. 223-250, 2004.
- [5] Hamouda, A. and Hashmi, M., "Testing of Composite Materials at High Rates of Strain: Advances and Challenges" *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 77, No. 1-3, pp. 327-336, 1998.
- [6] Daniel, I., LaBedz, R. and Liber, T., "New Method for Testing Composites at Very High Strain Rates" *Experimental Mechanics*, Vol. 21, No. 2, pp. 71-77, 1981.
- [7] Naresh, K., Shankar, K., Rao, B. and Velmurugan, R., "Effect of High Strain Rate on Glass/Carbon/Hybrid Fiber Reinforced Epoxy Laminated Composites" *Composites Part B: Engineering*, Vol. 100, pp. 125-135, 2016.
- [8] Tsai, J. L. and Kuo, J. C., "Investigating Strain Rate Effect on Transverse Compressive Strength of Fiber Composites" in *Proceeding of Trans Tech Publ*, pp. 733-738.
- [9] Raju, K., Dandayudhapani, S. and Thorbole, C., "Characterization of in-Plane Shear Properties of Laminated Composites at High Strain Rates" *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 2, pp. 493-497, 2008.
- [10] Shokrieh, M. M., Omid, M. J., "A Review on Impact Resistance of Fiber Reinforced Polymer Composites" *Iranian Journal of Polymers Science and Technology*, Vol. 24, No. 4, pp. 255-277, October-November 2011.
- [11] Chandra Ray, B. and Rathore, D., "A Review on Mechanical Behavior of Frp Composites at Different Loading Speeds" *Critical reviews in solid state and materials sciences*, Vol. 40, No. 2, pp. 119-135, 2015.
- [12] Cantwell, W. J. and Morton, J., "The Impact Resistance of Composite Materials—a Review" *composites*, Vol. 22, No. 5, pp. 347-362, 1991.
- [13] Velayudham, A., Krishnamurthy, R. and Soundarapandian, T., "Evaluation of Drilling Characteristics of High Volume Fraction Fibre Glass Reinforced Polymeric Composite" *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, Vol. 45, No. 4-5, pp. 399-406, 2005.
- [14] Kalamkarov, A. L., "Composite and Reinforced Elements of Construction", Wiley New York, 1992.
- [15] Kaw, A. K., "Mechanics of Composite Materials", CRC press, 2005.
- [16] Agarwal, B. D., Broutman, L. J. and Chandrashekhara, K., "Analysis and Performance of Fiber Composites", John Wiley & Sons, 2017.
- [17] Taniguchi, N., Arai, Y., Nishiwaki, T., Hirayama, N., Nakamura, K. and Kawada, H., "Experimental Study on Impact Tensile Property of Glass Fiber" *Advanced Composite Materials*, Vol. 21, No. 2, pp. 165-175, 2012.
- [18] Harding, J. and Welsh, L. M., "A Tensile Testing Technique for Fibre-Reinforced Composites at Impact Rates of Strain" *Journal of Materials Science*, Vol. 18, No. 6, pp. 1810-1826, 1983.
- [19] Daniel, I., Hsiao, H. and Cordes, R., "Dynamic Response of Carbon/Epoxy Composites" *American Society of Mechanical Engineers, Aerospace Division (Publication) AD*, Vol. 48, pp. 167-177, 1995.
- [20] Daniel, I., Hamilton, W. and LaBedz, R., "Strain Rate Characterization of Unidirectional Graphite/Epoxy Composite" in *Proceeding of ASTM International*, pp.
- [21] Daniels, H. E., "The Statistical Theory of the Strength of Bundles of Threads. I" *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, Vol. 183, No. 995, pp. 405-435, 1945.

کرنش دارد. حساسیت به تغییرات نرخ کرنش در استحکام نهایی در جهات مختلف، بخصوص در کامپوزیت‌های تک جهته و در جهت الیاف، بسیار زیاد است. از این رو در یک نتیجه‌گیری کلی از کلیه مقالات ارائه شده تاکنون، مشخص شد که خواص مکانیکی انواع کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه کاملاً به نرخ کرنش وابسته است. از سمت دیگر، جهت داشتن یک دید کامل از مکانیزم وابستگی به نرخ در کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه، پاسخ مکانیکی پلیمرها، به عنوان جزء دوم سازنده کامپوزیت الیافی زمینه پلیمری، در مقالات مختلف از دو منظر تجربی و تحلیلی بررسی شد. در این زمینه سعی بر آن بود تا پلیمرهایی که به طور عمده در کامپوزیت‌سازی با الیاف شیشه بکار گرفته می‌شوند مورد مطالعه قرار گیرند. بررسی مطالعات تجربی نشان‌دهنده آن بود که خواص مکانیکی پلیمرها با تغییرات نرخ کرنش، تغییر شدیدی پیدا می‌کنند. از طرف دیگر برای پلیمرها مدل‌های مختلفی ارائه شده است، که در سه دسته کلی طبقه بندی گردیدند. در نهایت مدل‌های ارائه شده برای تشریح رفتار وابسته به نرخ کامپوزیت‌های زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه نیز بررسی و تشریح شد. این در حالی است که ارائه و توسعه مدل‌ها و مطالعات تحلیلی و نیمه تحلیلی بر این زمینه اندک بوده و با توجه به هزینه بالای آزمایش‌ها، و هزینه‌های زیادتر ناشی از طراحی با ضریب ایمنی بالاتر، یک نیاز اساسی برای این مواد بوده است. در یک نگاه کلی، دو دسته مدل میکرومکانیکی و میکرومکانیکی برای توصیف رفتار وابسته به نرخ این کامپوزیت‌ها توسعه داده شده‌اند. مدل‌های میکرو مکانیکی وابسته به نرخ امکان کاهش آزمون‌های هزینه‌بر آزمایشگاهی بر کامپوزیت را کاهش می‌دهد. تغییر رفتار کامپوزیت‌های تک جهته زمینه پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه در وابستگی به نرخ کرنش، در جهت الیاف و زوایای نزدیک به آن کاملاً تحت سیطره الیاف است. از سمت دیگر در بارگذاری عرضی و زوایای نزدیک به آن رفتار این نوع کامپوزیت تحت سیطره پلیمر زمینه است. از این رو رفتار این نوع کامپوزیت‌ها ابتداً وابسته به نوع رزین و الیاف است. در بررسی مدل‌های میکرومکانیکی وابسته به نرخ ارائه شده مشخص شد که در بسیاری از این مدل‌ها رفتار ویسکوالاستیک الیاف مغفول مانده و تنها ماهیت گرانروی ماتریس و تغییر رفتار آن در هر نرخ در مدل‌سازی اعمال شده است. به طور کلی از دو منظور هنوز امکان توسعه‌ی مدل باقی است: توسعه‌ی مدلی که رفتار کامپوزیت‌های بافته شده با الیاف حساس به نرخ را پیش بینی کند و توسعه مدلی جامع که بتواند رفتار داده را علاوه بر نرخ کرنش در وابستگی به تغییر دما و رطوبت نیز پیش بینی نماید. بعلاوه برخی از مدل‌ها نیز در دیدگاه میکروسکوپی، که در آن ماده کامپوزیتی به عنوان یک ماده ناهمسانگرد همگن، و بدون توجه جداگانه به مواد تشکیل‌دهنده آن مدل شده است ارائه شده، که مفصلاً مورد بررسی قرار گرفتند. در بررسی مطالعات منتشر شده بررسی رفتار این کامپوزیت‌ها در بارگذاری ضربه‌ای متناوب مشاهده نشد. این در حالی است که بسیاری از سازه‌های کامپوزیتی تحت اینچنین بارگذاری هستند و از این رو توسعه‌ی مدل‌های پیش‌بینی کننده رفتار خستگی وابسته به تغییرات نرخ کرنش در زمره‌ی مواردی است که نیازمند توسعه می‌باشد. در نهایت تغییرات اساسی در روند توالی تخریب برای چند لایه‌ها در وابستگی به نرخ کرنش نیز در برخی از مدل‌ها ارائه شده است که در این تحقیق مورد بحث و بررسی قرار گرفت.

- [39] Jordan, J. L., Siviour, C. and Woodworth, B., "High Strain Rate Tensile and Compressive Effects in Glassy Polymers" in Proceeding of EDP Sciences, pp. 01001.
- [40] Walley, S., Field, J. E., Pope, P. and Safford, N., "A Study of the Rapid Deformation Behaviour of a Range of Polymers" Phil. Trans. R. Soc. Lond. A, Vol. 328, No. 1597, pp. 1-33, 1989.
- [41] Kendall, M. J. and Siviour, C. R., "Rate Dependence of Poly (Vinyl Chloride), the Effects of Plasticizer and Time-Temperature Superposition" Proc. R. Soc. A, Vol. 470, No. 2167, pp. 20140012, 2014.
- [42] Rao, S., Shim, V. and Quah, S., "Dynamic Mechanical Properties of Polyurethane Elastomers Using a Nonmetallic Hopkinson Bar" Journal of Applied Polymer Science, Vol. 66, No. 4, pp. 619-631, 1997.
- [43] Brown, E., Trujillo, C. and Gray III, G., "Influence of Polyethylene Molecular Conformation on Taylor Impact Measurements: A Comparison of Hdpe, Uhmwpe, and Pex" in Proceeding of AIP, pp. 691-694.
- [44] Shergold, O. A., Fleck, N. A. and Radford, D., "The Uniaxial Stress Versus Strain Response of Pig Skin and Silicone Rubber at Low and High Strain Rates" International Journal of Impact Engineering, Vol. 32, No. 9, pp. 1384-1402, 2006.
- [45] Brown, E., Dattelbaum, D., Brown, D., Rae, P. and Clausen, B., "A New Strain Path to Inducing Phase Transitions in Semi-Crystalline Polymers" Polymer, Vol. 48, No. 9, pp. 2531-2536, 2007.
- [46] Foster, M., Love, B., Kaste, R. and Moy, P., "The Rate Dependent Tensile Response of Polycarbonate and Poly-Methylmethacrylate" Journal of Dynamic Behavior of Materials, Vol. 1, No. 2, pp. 162-175, 2015.
- [47] Kendall, M. and Siviour, C., "Experimentally Simulating High-Rate Behaviour: Rate and Temperature Effects in Polycarbonate and Pmma" Phil. Trans. R. Soc. A, Vol. 372, No. 2015, pp. 20130202, 2014.
- [48] Gilat, A., Goldberg, R. K. and Roberts, G. D., "Strain Rate Sensitivity of Epoxy Resin in Tensile and Shear Loading" Journal of Aerospace Engineering, Vol. 20, No. 2, pp. 75-89, 2007.
- [49] Gurusideswar, S., Srinivasan, N., Velmurugan, R. and Gupta, N., "Tensile Response of Epoxy and Glass/Epoxy Composites at Low and Medium Strain Rate Regimes" Procedia engineering, Vol. 173, pp. 686-693, 2017.
- [50] Jordan, J. L., Foley, J. R. and Siviour, C. R., "Mechanical Properties of Epon 826/Dea Epoxy" Mechanics of Time-Dependent Materials, Vol. 12, No. 3, pp. 249-272, 2008.
- [51] Littell, J. D., Ruggeri, C. R., Goldberg, R. K., Roberts, G. D., Arnold, W. A. and Binienda, W. K., "Measurement of Epoxy Resin Tension, Compression, and Shear Stress-Strain Curves over a Wide Range of Strain Rates Using Small Test Specimens" Journal of Aerospace Engineering, Vol. 21, No. 3, pp. 162-173, 2008.
- [52] Mulliken, A. and Boyce, M., "Mechanics of the Rate-Dependent Elastic-Plastic Deformation of Glassy Polymers from Low to High Strain Rates" International journal of solids and structures, Vol. 43, No. 5, pp. 1331-1356, 2006.
- [53] Tay, T., Ang, H. and Shim, V., "An Empirical Strain Rate-Dependent Constitutive Relationship for Glass-Fibre Reinforced Epoxy and Pure Epoxy" Composite Structures, Vol. 33, No. 4, pp. 201-210, 1995.
- [54] Miwa, M., Takeimo, A., Yamazaki, H. and Watanabe, A., "Strain Rate and Temperature Dependence of Shear Properties of Epoxy Resin" Journal of materials science, Vol. 30, No. 7, pp. 1760-1765, 1995.
- [55] Chen, W. and Zhang, X., "Dynamic Response of Epon 828/T-403 under Multiaxial Loading at Various Temperatures" Journal of engineering materials and technology, Vol. 119, No. 3, pp. 305-308, 1997.
- [56] Chen, W. and Zhou, B., "Constitutive Behavior of Epon 828/T-403 at Various Strain Rates" Mechanics of time-dependent materials, Vol. 2, No. 2, pp. 103-111, 1998.
- [57] Mayr, A. E., Cook, W. D. and Edward, G. H., "Yielding Behaviour in Model Epoxy Thermosets—I. Effect of Strain Rate and Composition" Polymer, Vol. 39, No. 16, pp. 3719-3724, 1998.
- [58] Hou, J., Ruiz, C. and Trojanowski, A., "Torsion Tests of Thermosetting Resins at Impact Strain Rate and under Quasi-Static
- [22] Coleman, B., "On the Strength of Classical Fibres and Fibre Bundles" Journal of the Mechanics and Physics of Solids, Vol. 7, No. 1, pp. 60-70, 1958.
- [23] Chi, Z., Chou, T.-W. and Shen, G., "Determination of Single Fibre Strength Distribution from Fibre Bundle Testings" Journal of materials science, Vol. 19, No. 10, pp. 3319-3324, 1984.
- [24] Xia, Y., Yuan, J. and YANG, B., "A Statistical Model and Experimental Study of the Strain-Rate Dependence of the Strength of Fibres" Composites science and technology, Vol. 52, No. 4, pp. 499-504, 1994.
- [25] Wang, Z. and Xia, Y., "Experimental Evaluation of the Strength Distribution of Fibers under High Strain Rates by Bimodal Weibull Distribution" Composites science and technology, Vol. 57, No. 12, pp. 1599-1607, 1998.
- [26] Wang, Z., "Experimental Evaluation of the Strength Distribution of E-Glass Fibres at High Strain Rates" Applied Composite Materials, Vol. 2, No. 4, pp. 257-264, 1995.
- [27] Arao, Y., Taniguchi, N., Nishiwaki, T., Hirayama, N. and Kawada, H., "Strain-Rate Dependence of the Tensile Strength of Glass Fibers" Journal of Materials Science, Vol. 47, No. 12, pp. 4895-4903, 2012.
- [28] Kim, T., Oshima, K. and Kawada, H., "Impact Tensile Properties and Strength Development Mechanism of Glass for Reinforcement Fiber" in Proceeding of IOP Publishing, pp. 012006.
- [29] Ou, Y., Zhu, D., Zhang, H., Huang, L., Yao, Y., Li, G. and Mobasher, B., "Mechanical Characterization of the Tensile Properties of Glass Fiber and Its Reinforced Polymer (Gfrp) Composite under Varying Strain Rates and Temperatures" Polymers, Vol. 8, No. 5, pp. 196, 2016.
- [30] Khademi, A., Shokrieh, M. M., Etemadi Haghighi, S., "A Novel Model to Predict the Stiffness and Strength of Unidirectional Polymeric Composites at Different Strain Rates" Journal of Materials Science, Vol. accepted manuscript, 2019.
- [31] Figucia, F., Weiner, L. and Laible, R., "The Mechanical Properties of Textile Materials as Influenced by Complexity and Rate of Testing" Polymer Engineering & Science, Vol. 11, No. 4, pp. 289-294, 1971.
- [32] Groves, S. E., Sanchez, R. J., Lyon, R. E. and Brown, A. E., "High Strain Rate Effects for Composite Materials" in: Eleventh Volume: Composite Materials—Testing and Design, Eds.: ASTM International, 1993.
- [33] Taniguchi, N., Nishiwaki, T., Hirayama, N., Nishida, H. and Kawada, H., "Evaluating the Impact Tensile Properties of Unidirectional fibre-Reinforced Composites with Thermoplastic Epoxy Resin" Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Vol. 75, No. 9, pp. 1284-1289, 2009.
- [31] Figucia, F., Weiner, L. and Laible, R., "The Mechanical Properties of Textile Materials as Influenced by Complexity and Rate of Testing" Polymer Engineering & Science, Vol. 11, No. 4, pp. 289-294, 1971.
- [32] Groves, S. E., Sanchez, R. J., Lyon, R. E. and Brown, A. E., "High Strain Rate Effects for Composite Materials" in: Eleventh Volume: Composite Materials—Testing and Design, Eds.: ASTM International, 1993.
- [33] Taniguchi, N., Nishiwaki, T., Hirayama, N., Nishida, H. and Kawada, H., "Evaluating the Impact Tensile Properties of Unidirectional fibre-Reinforced Composites with Thermoplastic Epoxy Resin" Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Vol. 75, No. 9, pp. 1284-1289, 2009.
- [34] Kolsky, H., "An Investigation of the Mechanical Properties of Materials at Very High Rates of Loading" Proceedings of the physical society. Section B, Vol. 62, No. 11, pp. 676, 1949.
- [35] Li, Z. and Lambros, J., "Strain Rate Effects on the Thermomechanical Behavior of Polymers" International Journal of Solids and Structures, Vol. 38, No. 20, pp. 3549-3562, 2001.
- [36] Chou, S., Robertson, K. and Rainey, J., "The Effect of Strain Rate and Heat Developed During Deformation on the Stress-Strain Curve of Plastics" Experimental mechanics, Vol. 13, No. 10, pp. 422-432, 1973.
- [37] Roland, C., "Mechanical Behavior of Rubber at High Strain Rates" Rubber Chemistry and Technology, Vol. 79, No. 3, pp. 429-459, 2006.
- [38] Walley, S. and Field, J., "Strain Rate Sensitivity of Polymers in Compression from Low to High Rates" DYMAT j, Vol. 1, No. 3, pp. 211-227, 1994.

- [79] Boyce, M. C., Parks, D. M. and Argon, A. S., "Large Inelastic Deformation of Glassy Polymers. Part I: Rate Dependent Constitutive Model" *Mechanics of Materials*, Vol. 7, No. 1, pp. 15-33, 1988.
- [80] Valisetty, R. and Teply, J., "Overall Instantaneous Viscoplastic Properties of Composites" *Journal of composite materials*, Vol. 26, No. 12, pp. 1708-1724, 1992.
- [81] Zhang, C. and Moore, I. D., "Nonlinear Mechanical Response of High Density Polyethylene. Part II: Uniaxial Constitutive Modeling" *Polymer Engineering & Science*, Vol. 37, No. 2, pp. 414-420, 1997.
- [82] Shen, X., Xia, Z. and Ellyin, F., "Cyclic Deformation Behavior of an Epoxy Polymer. Part I: Experimental Investigation" *Polymer Engineering & Science*, Vol. 44, No. 12, pp. 2240-2246, 2004.
- [83] Bordonaro, C. M., "Rate Dependent Mechanical Behavior of High Strength Plastics: Experiment and Modeling", 1996.
- [84] Krempf, E., McMahon, J. and Yao, D., "Viscoplasticity Based on Overstress with a Differential Growth Law for the Equilibrium Stress" *Mechanics of Materials*, Vol. 5, No. 1, pp. 35-48, 1986.
- [85] Goldberg, R. K., Roberts, G. D. and Gilat, A., "Implementation of an Associative Flow Rule Including Hydrostatic Stress Effects into the High Strain Rate Deformation Analysis of Polymer Matrix Composites" *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 18, No. 1, pp. 18-27, 2005.
- [86] Rotem, A. and Lifshitz, J., "Longitudinal Strength of Unidirectional Fibrous Composite under High Rate of Loading" in *Proceeding of* 1-10.
- [87] Armenakas, A. and Sciammarella, C., "Response of Glass-Fiber-Reinforced Epoxy Specimens to High Rates of Tensile Loading" *Experimental Mechanics*, Vol. 13, No. 10, pp. 433-440, 1973.
- [88] Lifshitz, J. M., "Impact Strength of Angle Ply Fiber Reinforced Materials" *Journal of Composite Materials*, Vol. 10, No. 1, pp. 92-101, 1976.
- [89] Daniel, I. and Liber, T., "Strain Rate Effects on Mechanical Properties of Fiber Composites. Part 3", ILLINOIS INST OF TECH CHICAGO, pp. 1976.
- [90] Hayes, S. V. and Adams, D., "Rate Sensitive Tensile Impact Properties of Fully and Partially Loaded Unidirectional Composites" *Journal of Testing and Evaluation*, Vol. 10, No. 2, pp. 61-68, 1982.
- [91] Thirupukuzhi, S. V. and Sun, C., "Models for the Strain-Rate-Dependent Behavior of Polymer Composites" *Composites Science and Technology*, Vol. 61, No. 1, pp. 1-12, 2001.
- [92] Kawata, K., "Dynamic Behaviour Analysis of Composite Materials" *Composite Materials: Mechanics, Mechanical Properties and Fabrication*, pp. 2-11, 1981.
- [93] Kawata, K., "Mechanical Behaviour in High Velocity Tension of Composites" *progress in Science and Engineering of Composites*, Vol. 1, pp. 829-836, 1982.
- [94] Okoli, O. I. and Smith, G., "Aspects of the Tensile Response of Random Continuous Glass/Epoxy Composites" *Journal of reinforced plastics and composites*, Vol. 18, No. 7, pp. 606-613, 1999.
- [95] Okoli, O. and Smith, G., "The Effect of Strain Rate and Fibre Content on the Poisson's Ratio of Glass/Epoxy Composites" *Composite Structures*, Vol. 48, No. 1-3, pp. 157-161, 2000.
- [96] Okoli, O. I. and Smith, G., "High Strain Rate Characterization of a Glass/Epoxy Composite" *Journal of Composites, Technology and Research*, Vol. 22, No. 1, pp. 3-11, 2000.
- [97] Staab, G. H. and Gilat, A., "High Strain Rate Response of Angle-Ply Glass/Epoxy Laminates" *Journal of Composite Materials*, Vol. 29, No. 10, pp. 1308-1320, 1995.
- [98] Naik, N. K., Yernamma, P., Thoram, N. M., Gadipatri, R. and Kavala, V. R., "High Strain Rate Tensile Behavior of Woven Fabric E-Glass/Epoxy Composite" *Polymer Testing*, Vol. 29, No. 1, pp. 14-22, 2010.
- [99] Gowtham, H., Pothnis, J. R., Ravikumar, G. and Naik, N., "High Strain Rate in-Plane Shear Behavior of Composites" *Polymer Testing*, Vol. 32, No. 8, pp. 1334-1341, 2013.
- [100] Naik, N. and Kavala, V. R., "High Strain Rate Behavior of Woven Fabric Composites under Compressive Loading" *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 474, No. 1-2, pp. 301-311, 2008.
- Loading" *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 283, No. 1-2, pp. 181-188, 2000.
- [59] Buckley, C., Dooling, P., Harding, J. and Ruiz, C., "Deformation of Thermosetting Resins at Impact Rates of Strain. Part 2: Constitutive Model with Rejuvenation" *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, Vol. 52, No. 10, pp. 2355-2377, 2004.
- [60] Chen, W., Lu, F. and Cheng, M., "Tension and Compression Tests of Two Polymers under Quasi-Static and Dynamic Loading" *Polymer testing*, Vol. 21, No. 2, pp. 113-121, 2002.
- [61] Goldberg, R. K. and Gilat, A., "Experimental and Computational Characterization of the High Strain Rate Tensile Response of Polymer Matrix Composites" in: *Composite Materials: Testing and Design, Fourteenth Volume*, Eds.: ASTM International, 2003.
- [62] Naik, N., Shankar, P. J., Kavala, V. R., Ravikumar, G., Pothnis, J. R. and Arya, H., "High Strain Rate Mechanical Behavior of Epoxy under Compressive Loading: Experimental and Modeling Studies" *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 528, No. 3, pp. 846-854, 2011.
- [63] Shokrieh, M. M., Mosalmani, R. and Omid, M. J., "Strain Rate Dependent Micromechanical Modeling of Reinforced Polymers with Carbon Nanotubes" *Journal of Composite Materials*, Vol. 48, No. 27, pp. 3381-3393, 2014.
- [64] Naik, N. K., Pandya, K. S., Kavala, V. R., Zhang, W. and Koratkar, N. A., "High-Strain Rate Compressive Behavior of Multi-Walled Carbon Nanotube Dispersed Thermoset Epoxy Resin" *Journal of Composite Materials*, Vol. 49, No. 8, pp. 903-910, 2015.
- [65] Lu, H., Tan, G. and Chen, W., "Modeling of Constitutive Behavior for Epon 828/T-403 at High Strain Rates" *Mechanics of Time-Dependent Materials*, Vol. 5, No. 2, pp. 119-129, 2001.
- [66] Gerlach, R., Siviour, C. R., Petrinic, N. and Wiegand, J., "Experimental Characterisation and Constitutive Modelling of Rtm-6 Resin under Impact Loading" *Polymer*, Vol. 49, No. 11, pp. 2728-2737, 2008.
- [67] Hasan, O. and Boyce, M., "A Constitutive Model for the Nonlinear Viscoelastic Viscoplastic Behavior of Glassy Polymers" *Polymer Engineering & Science*, Vol. 35, No. 4, pp. 331-344, 1995.
- [68] Kendall, M. J. and Siviour, C. R., "Experimentally Simulating Adiabatic Conditions: Approximating High Rate Polymer Behavior Using Low Rate Experiments with Temperature Profiles" *Polymer*, Vol. 54, No. 18, pp. 5058-5063, 2013.
- [69] Kendall, M. and Siviour, C., "Strain Rate Dependence in Plasticized and Un-Plasticized Pvc" in *Proceeding of EDP Sciences*, pp. 02009.
- [70] Kendall, M. J., Froud, R. F. and Siviour, C. R., "Novel Temperature Measurement Method & Thermodynamic Investigations of Amorphous Polymers During High Rate Deformation" *Polymer*, Vol. 55, No. 10, pp. 2514-2522, 2014.
- [71] Richeton, J., Ahzi, S., Vecchio, K., Jiang, F. and Adharapurapu, R., "Influence of Temperature and Strain Rate on the Mechanical Behavior of Three Amorphous Polymers: Characterization and Modeling of the Compressive Yield Stress" *International journal of solids and structures*, Vol. 43, No. 7-8, pp. 2318-2335, 2006.
- [72] Cessna, L. and Sternstein, S., "Viscoelasticity and Plasticity Considerations in the Fracture of Glasslike High Polymers" in: *Fracture of Metals, Polymers, and Glasses*, Eds., pp. 45-79: Springer, 1967.
- [73] Brazel, C. S. and Rosen, S. L., "Fundamental Principles of Polymeric Materials", John Wiley & Sons, 2012.
- [74] Foroutan, R., "High Strain Rate Behavior of Woven Composite Materials" *Thesis, Thesis for Doctor of Philosophy Degree, Department of Mechanical Engineering ...*, 2009.
- [75] Plaseid, A. and Fatemi, A., "Deformation Response and Constitutive Modeling of Vinyl Ester Polymer Including Strain Rate and Temperature Effects" *Journal of Materials Science*, Vol. 43, No. 4, pp. 1191-1199, 2008.
- [76] Amoedo, J. and Lee, D., "Modeling the Uniaxial Rate and Temperature Dependent Behavior of Amorphous and Semicrystalline Polymers" *Polymer Engineering & Science*, Vol. 32, No. 16, pp. 1055-1065, 1992.
- [77] Ward, I. M. and Sweeney, J., "Mechanical Properties of Solid Polymers", John Wiley & Sons, 2012.
- [78] Qian, Z. and Liu, S., "Unified Constitutive Modeling from Viscoelasticity to Viscoplasticity of Polymer Matrix Composites" in *Proceeding of* 165-174.

- Hybrid Composites“ Thin-Walled Structures, Vol. 126, pp. 150-161, 2018.
- [122]Mahato, K. K., Biswal, M., Rathore, D. K., Prusty, R. K., Dutta, K. and Ray, B. C., “Effect of Loading Rate on Tensile Properties and Failure Behavior of Glass Fibre/Epoxy Composite“ in Proceeding of IOP Publishing, pp. 012017.
- [123]Naresh, K., Shankar, K. and Velmurugan, R., “Reliability Analysis of Tensile Strengths Using Weibull Distribution in Glass/Epoxy and Carbon/Epoxy Composites“ Composites Part B: Engineering, Vol. 133, pp. 129-144, 2018.
- [124]Heimbs, S., Wagner, T., Viana Lozoya, J. T., Hoenisch, B. and Franke, F., “Comparison of Impact Behaviour of Glass, Carbon and Dyneema Composites“ Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, Vol. 233, No. 3, pp. 951-966, 2019.
- [125]Elmahdy, A. and Verleysen, P., “Mechanical Behavior of Basalt and Glass Textile Composites at High Strain Rates: A Comparison“ Polymer Testing, Vol. 81, pp. 106224, 2020.
- [126]Davies, R. and Magee, C., “The Effect of Strain-Rate Upon the Tensile Deformation of Materials“ Journal of Engineering Materials and Technology, Vol. 97, No. 2, pp. 151-155, 1975.
- [127]AMIJIMA, S. and FUJII, T., “Compressive Strength and Fracture Characteristics of Fiber Composites under Impact Loading“ Advances in composite materials, pp. 399-413, 1980.
- [128]Welsh, L. and Harding, J., “Effect of Strain Rate on the Tensile Failure of Woven Reinforced Polyester Resin Composites“ Le Journal de Physique Colloques, Vol. 46, No. C5, pp. C5-405-C5-414, 1985.
- [129]Barre, S., Chotard, T. and Benzeggagh, M., “Comparative Study of Strain Rate Effects on Mechanical Properties of Glass Fibre-Reinforced Thermoset Matrix Composite“ Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol. 27, No. 12, pp. 1169-1181, 1996.
- [130]Pardo, S., Baptiste, D., Décobert, F., Fitoussi, J. and Joannic, R., “Tensile Dynamic Behaviour of a Quasi-Unidirectional E-Glass/Polyester Composite“ Composites Science and Technology, Vol. 62, No. 4, pp. 579-584, 2002.
- [131]Khan, M. S., Simpson, G. and Gellert, E., “Resistance of Glass-Fibre Reinforced Polymer Composites to Increasing Compressive Strain Rates and Loading Rates“ Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol. 31, No. 1, pp. 57-67, 2000.
- [132]Arbaoui, J., Tarfaoui, M. and Alaoui, A. E. M., “Mechanical Behavior and Damage Kinetics of Woven E-Glass/Vinylester Laminate Composites under High Strain Rate Dynamic Compressive Loading: Experimental and Numerical Investigation“ International Journal of Impact Engineering, Vol. 87, pp. 44-54, 2016.
- [133]Hufner, D. R. and Hill, S. I., “High Strain Rate Testing and Modeling of a Woven E-Glass-Vinylester Composite in Dry and Saturated Conditions“ Journal of Composite Materials, Vol. 51, No. 21, pp. 3017-3039, 2017.
- [134]Papadakis, N., Reynolds, N., Pharaoh, M., Wood, P. and Smith, G., “Strain Rate Effects on the Shear Mechanical Properties of a Highly Oriented Thermoplastic Composite Material Using a Contacting Displacement Measurement Methodology-Part A: Elasticity and Shear Strength“ Composites Science and Technology, Vol. 64, No. 5, pp. 729-738, 2004.
- [135]Govender, R., Langdon, G., Cloete, T. and Nurick, G., “High Strain Rate Compression Testing of Glass Fibre Reinforced Polypropylene“ in Proceeding of EDP Sciences, pp. 01039.
- [136]Kander, R. and Siegmann, A., “The Effect of Strain Rate on Damage Mechanisms in a Glass/Polypropylene Composite“ Journal of composite materials, Vol. 26, No. 10, pp. 1455-1473, 1992.
- [137]Santa, J. F., Vanegas-Jaramillo, J. D. and Patiño, I., “Mechanical Characterization of Composites Manufactured by Rtm Process: Effect of Fiber Content, Strain Rate and Orientation“ Latin American Journal of Solids and Structures, Vol. 13, No. 2, pp. 344-364, 2016.
- [138]Spronk, S., Gilabert Villegas, F. A., Sevenois, R., Garoz Gómez, D. and Van Paepegem, W., “Tensile Rate-Dependency of Carbon/Epoxy and Glass/Polyamide-6 Composites“ in Proceeding of.
- [139]Mars, J., Chebbi, E., Wali, M. and Dammak, F., “Numerical and Experimental Investigations of Low Velocity Impact on Glass
- [101] Choe, G., Finch Jr, W. and Vinson, J., “Compression Testing of Composite Materials at High Strain Rates“ in Proceeding of 82-91.
- [102]Kumar, P., Garg, A. and Agarwal, B., “Dynamic Compressive Behaviour of Unidirectional Gfrp for Various Fibre Orientations“ Materials Letters, Vol. 4, No. 2, pp. 111-116, 1986.
- [103]El-Habak, A., “Mechanical Behaviour of Woven Glass Fibre-Reinforced Composites under Impact Compression Load“ Composites, Vol. 22, No. 2, pp. 129-134, 1991.
- [104]Vural, M. and Ravichandran, G., “Transverse Failure in Thick S2-Glass/Epoxy Fiber-Reinforced Composites“ Journal of Composite Materials, Vol. 38, No. 7, pp. 609-623, 2004.
- [105]Tarfaoui, M., Choukri, S. and Nême, A., “Effect of Fibre Orientation on Mechanical Properties of the Laminated Polymer Composites Subjected to out-of-Plane High Strain Rate Compressive Loadings“ Composites Science and Technology, Vol. 68, No. 2, pp. 477-485, 2008.
- [106]Ochola, R., Marcus, K., Nurick, G. and Franz, T., “Mechanical Behaviour of Glass and Carbon Fibre Reinforced Composites at Varying Strain Rates“ Composite Structures, Vol. 63, No. 3-4, pp. 455-467, 2004.
- [107]Zainuddin, S., Hosur, M., Barua, R., Kumar, A. and Jeelani, S., “Effects of Ultraviolet Radiation and Condensation on Static and Dynamic Compression Behavior of Neat and Nanoclay Infused Epoxy/Glass Composites“ Journal of Composite Materials, Vol. 45, No. 18, pp. 1901-1918, 2011.
- [108]Harding, J. and Li, Y., “Determination of Interlaminar Shear Strength for Glass/Epoxy and Carbon/Epoxy Laminates at Impact Rates of Strain“ Composites Science and Technology, Vol. 45, No. 2, pp. 161-171, 1992.
- [109]Tsai, J.-L. and Sun, C., “Strain Rate Effect on in-Plane Shear Strength of Unidirectional Polymeric Composites“ Composites Science and Technology, Vol. 65, No. 13, pp. 1941-1947, 2005.
- [110]Shokrieh, M. M. and Omid, M. J., “Investigating the Transverse Behavior of Glass-Epoxy Composites under Intermediate Strain Rates“ Composite Structures, Vol. 93, No. 2, pp. 690-696, 2011.
- [111]Shokrieh, M. M. and Omid, M. J., “Compressive Response of Glass-Fiber Reinforced Polymeric Composites to Increasing Compressive Strain Rates“ Composite structures, Vol. 89, No. 4, pp. 517-523, 2009.
- [112]Shokrieh, M. M. and Omid, M. J., “Tension Behavior of Unidirectional Glass/Epoxy Composites under Different Strain Rates“ Composite Structures, Vol. 88, No. 4, pp. 595-601, 2009.
- [113]Shokrieh, M. M. and Omid, M. J., “Investigation of Strain Rate Effects on in-Plane Shear Properties of Glass/Epoxy Composites“ Composite Structures, Vol. 91, No. 1, pp. 95-102, 2009.
- [114]Gurusideswar, S. and Velmurugan, R., “High Strain Rate Sensitivity of Glass/Epoxy/Clay Nanocomposites“ in Proceeding of.
- [115]Parry, T. and Harding, J., “The Failure of Glass-Reinforced Composites under Dynamic Torsional Loading“, OXFORD UNIV (UNITED KINGDOM) DEPT OF ENGINEERING SCIENCE, pp. 1981.
- [116]Tarfaoui, M., Nême, A. and Choukri, S., “Damage Kinetics of Glass/Epoxy Composite Materials under Dynamic Compression“ Journal of composite materials, Vol. 43, No. 10, pp. 1137-1154, 2009.
- [117]Mahato, K. K., Biswal, M., Rathore, D. K., Prusty, R. K., Dutta, K. and Ray, B. C., “Effect of Loading Rate on Tensile Properties and Failure Behavior of Glass Fibre/Epoxy Composite“ in Proceeding of IOP Publishing, pp. 012017.
- [118]Acharya, S., Mondal, D., Ghosh, K. and Mukhopadhyay, A. K., “Mechanical Behaviour of Glass Fibre Reinforced Composite at Varying Strain Rates“ Materials Research Express, Vol. 4, No. 3, pp. 035303, 2017.
- [119]Reis, J., Coelho, J., Monteiro, A. and da Costa Mattos, H., “Tensile Behavior of Glass/Epoxy Laminates at Varying Strain Rates and Temperatures“ Composites Part B: Engineering, Vol. 43, No. 4, pp. 2041-2046, 2012.
- [120]Coelho, J. and Reis, J., “Effects of Strain Rate and Temperature on the Mechanical Properties of Gfrp Composites“ Revista de Engenharia Térmica, Vol. 10, No. 1-2, pp. 03-06, 2018.
- [121]Naresh, K., Shankar, K., Velmurugan, R. and Gupta, N., “Statistical Analysis of the Tensile Strength of Gfrp, Cfrp and

- [159]Shokrieh, M. and Karamnejad, A., "Dynamic Response of Strain Rate Dependent Glass/Epoxy Composite Beams Using Finite Difference Method" *Int Scholarly Sci Res Innovation*, Vol. 5, No. 2, pp. 63-69, 2011.
- [160]Wan, Y., Sun, B. and Gu, B., "Multi-Scale Structure Modeling of Damage Behaviors of 3d Orthogonal Woven Composite Materials Subject to Quasi-Static and High Strain Rate Compressions" *Mechanics of Materials*, Vol. 94, pp. 1-25, 2016.
- [161]Tabiei, A. and Aminjikai, S. B., "A Strain-Rate Dependent Micro-Mechanical Model with Progressive Post-Failure Behavior for Predicting Impact Response of Unidirectional Composite Laminates" *Composite Structures*, Vol. 88, No. 1, pp. 65-82, 2009.
- [162]Tabiei, A. and Ivanov, I., "Micro-Mechanical Model with Strain-Rate Dependency and Damage for Impact Simulation of Woven Fabric Composites" *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, Vol. 14, No. 5, pp. 365-377, 2007.
- [163]Tabiei, A., Yi, W. and Goldberg, R., "Non-Linear Strain Rate Dependent Micro-Mechanical Composite Material Model for Finite Element Impact and Crashworthiness Simulation" *International Journal of Non-linear Mechanics*, Vol. 40, No. 7, pp. 957-970, 2005.
- [164]Clements, B., Johnson, J. and Hixson, R., "Stress Waves in Composite Materials" *Physical Review E*, Vol. 54, No. 6, pp. 6876, 1996.
- [165]Aidun, J. B. and Addessio, F., "An Enhanced Cell Model with Nonlinear Elasticity" *Journal of composite materials*, Vol. 30, No. 2, pp. 248-280, 1996.
- [166]Goldberg, R. K. and Stouffer, D. C., "High Strain Rate Deformation Modeling of a Polymer Matrix Composite. Part 1; Matrix Constitutive Equations", 1998.
- [167]Shokrieh, M. M., Mosalmani, R. and Omid, M. J., "Strain-Rate Dependent Micromechanical Method to Investigate the Strength Properties of Glass/Epoxy Composites" *Composite Structures*, Vol. 111, pp. 232-239, 2014.
- [168] Shokrieh, M. M., Mosalmani, R. and Omid, M. J., "A Strain-Rate Dependent Micromechanical Constitutive Model for Glass/Epoxy Composites" *Composite Structures*, Vol. 121, pp. 37-45, 2015.
- Fiber-Reinforced Polyamide" *Composites Part B: Engineering*, Vol. 146, pp. 116-123, 2018.
- [140]Duan, S., Yang, X., Tao, Y., Mo, F., Xiao, Z. and Wei, K., "Experimental and Numerical Investigation of Long Glass Fiber Reinforced Polypropylene Composite and Application in Automobile Components" *Transport*, Vol. 33, No. 5, pp. 1135-1143, 2018.
- [141]Sassi, S., Tarfaoui, M. and Yahia, H. B., "An Investigation of in-Plane Dynamic Behavior of Adhesively-Bonded Composite Joints under Dynamic Compression at High Strain Rate" *Composite Structures*, Vol. 191, pp. 168-179, 2018.
- [142]Kinvi-Dossou, G., Boumbimba, R. M., Bonfoh, N., Koutsawa, Y., Eccli, D. and Gerard, P., "A Numerical Homogenization of E-Glass/Acrylic Woven Composite Laminates: Application to Low Velocity Impact" *Composite Structures*, Vol. 200, pp. 540-554, 2018.
- [143]Kim, D.-H., Kang, S.-Y., Kim, H.-J. and Kim, H.-S., "Strain Rate Dependent Mechanical Behavior of Glass Fiber Reinforced Polypropylene Composites and Its Effect on the Performance of Automotive Bumper Beam Structure" *Composites Part B: Engineering*, Vol. 166, pp. 483-496, 2019.
- [144]Massaq, A., Rusinek, A., Klosak, M., Bahi, S. and Arias, A., "Strain Rate Effect on the Mechanical Behavior of Polyamide Composites under Compression Loading" *Composite Structures*, Vol. 214, pp. 114-122, 2019.
- [145]Cui, J., Wang, S., Wang, S., Li, G., Wang, P. and Liang, C., "The Effects of Strain Rates on Mechanical Properties and Failure Behavior of Long Glass Fiber Reinforced Thermoplastic Composites" *Polymers*, Vol. 11, No. 12, 2019.
- [146]Yoon, K. and Sun, C., "Characterization of Elastic-Viscoplastic Properties of an As4/Peek Thermoplastic Composite" *Journal of Composite Materials*, Vol. 25, No. 10, pp. 1277-1296, 1991.
- [147]Weeks, C. and Sun, C., "Modeling Non-Linear Rate-Dependent Behavior in Fiber-Reinforced Composites" *Composites Science and Technology*, Vol. 58, No. 3-4, pp. 603-611, 1998.
- [148]Gates, T. S. and Sun, C., "Elastic/Viscoplastic Constitutive Model for Fiber Reinforced Thermoplastic Composites" *AIAA journal*, Vol. 29, No. 3, pp. 457-463, 1991.
- [149]Sun, C. and Chen, J., "A Simple Flow Rule for Characterizing Nonlinear Behavior of Fiber Composites" *Journal of Composite Materials*, Vol. 23, No. 10, pp. 1009-1020, 1989.
- [150]Guedes, R., Vaz, M., Ferreira, F. and Morais, J., "Response of Cfrp Laminates under High Strain Rate Compression until Failure" *Science and Engineering of Composite Materials*, Vol. 12, No. 1-2, pp. 145-152, 2005.
- [151]Tsai, J. L. and Wang, H., "Modeling Nonlinear Rate Dependent Behaviors of Composite Laminates" *Journal of the Chinese Institute of Engineers*, Vol. 30, No. 1, pp. 141-148, 2007.
- [152]Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites" *Journal of applied mechanics*, Vol. 47, No. 2, pp. 329-334, 1980.
- [153]Jamal Omid, M., "Dynamic Crash of Composite Structures under Intermediate Strain Rate" Ph.D. Thesis, Mechanical engineering, Iran university of Science and Technology, 2009.
- [154]Bisagni, C., Di Pietro, G., Frascini, L. and Terletti, D., "Progressive Crushing of Fiber-Reinforced Composite Structural Components of a Formula One Racing Car" *Composite structures*, Vol. 68, No. 4, pp. 491-503, 2005.
- [155]Donadon, M., Iannucci, L., Falzon, B. G., Hodgkinson, J. and de Almeida, S. F., "A Progressive Failure Model for Composite Laminates Subjected to Low Velocity Impact Damage" *Computers & Structures*, Vol. 86, No. 11-12, pp. 1232-1252, 2008.
- [156]Shokrieh, M. M. and Omid, M. J., "Dynamic Progressive Damage Modeling of Fiber-Reinforced Composites under Different Strain Rates" *Journal of Composite Materials*, Vol. 44, No. 23, pp. 2723-2745, 2010.
- [157]Chen, J.-F. and Morozov, E. V., "A Consistency Elasto-Viscoplastic Damage Model for Progressive Failure Analysis of Composite Laminates Subjected to Various Strain Rate Loadings" *Composite Structures*, Vol. 148, pp. 224-235, 2016.
- [158]Shokrieh, M. M., and Karamnejad, A., "Dynamic Response of Strain Rate Dependent Glass/Epoxy Composite Beams Using Finite Difference Method" *International Journal of Mechanical, Industrial and Aerospace Engineering*, Vol. 4, No. 1, pp. 50- 56, 2010.



## بررسی عددی گرادیان ماده با استفاده از روابط سفتی متفاوت با در نظر گرفتن گرادیان سفتی پوسته‌ی بال سنجاک

افسانه وحدانی<sup>1</sup>، ابوالفضل درویشه<sup>2\*</sup>، مجید علی طاوولی<sup>3</sup>، حامد رجبی<sup>4</sup>

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت

2- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت

3- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت

4- دکتری تخصصی، مهندسی مکانیک، دانشگاه کیل، کیل

\*گیلان، رشت، صندوق پستی 4199613776، adarvizeh@guilan.ac.ir

### چکیده

### اطلاعات مقاله

دریافت: 1399/05/25

پذیرش: 1400/03/30

### کلیدواژه‌ها:

گرادیان ماده

روش اجزای محدود

ساختار زیستی

میکروسکوپ لیزری روبشی

بیومکانیک

بیومیمتیک

بیشتر مواد طبیعی کامپوزیت‌هایی هستند که می‌توانند دامنه گسترده‌ای از خواص مواد مانند مدول الاستیک را نشان دهند. کیوتیکل حشرات یکی از این مواد طبیعی است. نوع گرادیان کیوتیکل در قسمت‌های مختلف بدن حشرات به طرز چشمگیری متفاوت است. به دلیل ابعاد کوچک نمونه‌های کیوتیکل، انجام آزمایش‌های تجربی بسیار چالش برانگیز، پرهزینه و وقت‌گیر است. شناخت عملکرد ساختارهای کیوتیکلی و خصوصیات درجه‌بندی شده‌ی آن‌ها می‌تواند به طراحی و توسعه‌ی مواد مهندسی با خواص پیشرفته کمک کند. در این مقاله از روش اجزای محدود برای بررسی عملکرد کیوتیکل موجود در پوسته بال سنجاک استفاده شده‌است. نخست توزیع مواد روی پوسته‌ی بال با استفاده از تصاویر بدست‌آمده توسط میکروسکوپ اسکن لیزری روبشی بررسی می‌شود. سپس برای ارزیابی مقادیر تنش و کرنش تحت جابه‌جایی، روابط مختلف سفتی بر روی یک مدل هندسی از تیر یکسر گیردار که نمایانگر پوسته است، اعمال می‌شود. مقایسه‌ی نتایج بدست‌آمده از تجزیه و تحلیل روابط مختلف سفتی نشان داد رابطه‌ی سهموی درجه دو به عنوان توزیع مناسب‌تر برای سفتی، از لحاظ دارا بودن کمترین تنش و کرنش در این ساختار، نسبت به سایر روابط سفتی معرفی می‌گردد. این پژوهش بستری برای تحقیقات بیشتر میان رشته‌ای در این زمینه است.

## Numerical Investigation of the Material Gradient Using Different Stiffness Functions by Consideration of the Graded Stiffness of the Dragonfly Wing Membrane

Afsaneh Vahdani<sup>1</sup>, Abolfazl Darvizeh<sup>1\*</sup>, Majid Alitavoli<sup>1</sup>, Hamed Rajabi<sup>2</sup>

1- Faculty of Mechanical Engineering, University of Guilan, Rasht, Iran.

2- Institute of Zoology, Functional Morphology and Biomechanics, Kiel University, Kiel, Germany.

\* P.O.B. 4199613776, Rasht, Iran, adarvizeh@guilan.ac.ir

### Keywords

Graded materials  
Finite element method  
Biological structures  
Confocal laser scanning microscopy  
Biomechanics  
Biomimetic

### Abstract

Most natural materials are composites that can exhibit a wide range of material properties, such as the elastic modulus. Insect cuticle is one of these natural materials. The material gradient of the cuticle drastically varies in different insect body parts. Considering the small size of cuticular samples, conducting experimental tests is very challenging, expensive, and time-consuming. Understanding how cuticular structures work and their graded properties can help to design and develop engineering materials with enhanced properties. In this paper, the finite element (FE) method was used to investigate the function of the cuticle in the membrane of dragonfly wings. In this regard, first, the distribution of materials on the wing membrane was investigated using images obtained by confocal laser scanning microscope (CLSM). Then, in order to estimate the stress and strain values subjected to displacement, multiple stiffness functions were applied for a geometric model of a cantilever beam, which represents the membrane. The results showed that the presence of a graded stiffness had a significant effect on the mechanical behavior of the cantilever beam. A comparison of the results obtained from the analysis of different stiffness functions showed that the quadratic function was introduced as a more suitable distribution for stiffness, in terms of having the least stress and strain in this structure, compared to other stiffness functions. This study can provide a proper and applied platform for further interdisciplinary research in this area.

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Vahdani, A., Darvizeh, A., Alitavoli, M., and Rajabi, H., "Numerical Investigation of the Material Gradient Using Different Stiffness Functions by Consideration of the Graded Stiffness of the Dragonfly Wing Membrane", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1307-1316, 2021.

## 1- مقدمه

دانشمندان مدت‌هاست برای پیشرفت در فن‌آوری و تکنولوژی روی مواردی از جمله بهبود عملکرد مکانیکی مواد مهندسی و متناسب بودن این مواد با توجه به نیازهای خاص در طراحی‌های مختلف تحقیق می‌کنند. برای دستیابی به این هدف، تلاشی مداوم برای جستجوی مواد جدید با ترکیبات منحصر به فرد و ویژگی‌هایی مانند سفتی، سختی، استحکام و انعطاف‌پذیری و... وجود دارد. بهبود ساختار مواد همیشه یک مورد با اهمیت در استراتژی‌های طراحی و ساخت دستگاه‌های مکانیکی بوده است.

یکی از راه‌حل‌های منطقی برای این مسئله این است که خواص مواد اولیه با توجه به نیازهای خاص طراحی در نواحی مناسب قرار گیرد. عملکرد مکانیکی در ساختار یک ماده می‌تواند طوری طراحی شود که علاوه بر استحکام بالا، انعطاف‌پذیری قابل توجه‌ای در نقاطی که احتمال می‌رود بیشترین تنش رخ دهد را داشته باشد. با توجه به این موضوع برای رسیدن به این هدف می‌توان از طریق گنجاندن مواد با درجه‌های مختلف سفتی و تعریف گرادینتی از ماده در یک ساختار هندسی به این موهم دست یافت.

مهندسان به طور مداوم برای حل مشکلات مهندسی و یافتن پاسخ مناسب به طبیعت روی می‌آورند. مواد درجه‌بندی شده تابعی<sup>1</sup> یکی از این موارد است. مواد درجه‌بندی شده‌ی تابعی در موادی از طبیعت مانند استخوان، دندان، بدن حشرات، چوب و مایه وجود دارد. طبیعت این مواد را متناسب با شرایطی که در معرض آن قرار دارند، طراحی کرده‌است. برای مثال، در بدن حشرات بال‌ها دارای ساختاری هستند که برای پرواز مناسب می‌باشند. آنها توانایی تحمل بارهای متناوب را دارند و در طول زندگی حشره کارایی خود را حفظ می‌کنند. علاوه بر بارگذاری‌های طبیعی، رخ دادن تغییر شکل‌های غیرمنتظره که ناشی از برخورد بال‌ها با محیط اطراف می‌باشد بسیار محتمل است. از طرفی توانایی ترمیم آسیب‌های جدی ایجاد شده در بال حشرات وجود ندارد و اگر آسیبی در آن رخ دهد، قابل جبران نیست. بنابراین این توانایی جلوگیری از آسیب و یا محدود کردن آن در ساختار بال نهفته است. از جمله حشراتی که رفتار و ساختار بال آن بسیار مورد توجه است سنجاقک‌ها هستند. در بال سنجاقک علاوه بر ساختار پوست‌ها و رگ‌ها، مواد زیستی تشکیل دهنده‌ی این دو المان می‌تواند نقش موثری را در عملکرد بال ایفا کند. مواد زیستی با خواص مکانیکی و ساختار میکروسکوپی منحصر به فرد همواره مورد توجه محققین بوده‌است. این مواد که اغلب مرکب از الیاف و زمینه هستند به واسطه‌ی ساختار پیچیده‌ی سلسله مراتبی، خواصی به مراتب مطلوب‌تر از اجزای سازنده‌ی خود دارند. مواد طبیعی مختلف متشکل از اجزای اصلی تقریباً یکسان به دلیل تفاوت در درصد حجمی ترکیبات، آرایش الیاف و لایه‌بندی‌ها رفتاری کاملاً متفاوت با یکدیگر را از خود نشان می‌دهند [1]. کیوتیکل از جمله‌ی این مواد مرکب زیستی است که مانند سایر مواد طبیعی ویژگی‌های ارزشمندی دارد. کیوتیکل در بخش‌های مختلف بدن حشرات از جمله در ساختارهای بال سنجاقک و سایر بندپایان یافت می‌شود [2,3]. وگست<sup>2</sup> و همکاران در سال 2004 با بررسی ریز ساختارها و عملکرد مواد طبیعی و بررسی مثال‌های بسیاری در طبیعت از کارآمدی وجود مواد کامپوزیتی در طبیعت صحبت کردند. نتایج ارائه شده بازدهی بالای مواد طبیعی را تایید می‌کند و نشان می‌دهد که تعدادی از آنها برای تحقق نیازهای مکانیکی تکامل یافته‌اند. چرا که آن‌ها با بررسی شاخص‌های مختلف مکانیکی از جمله سفتی، انتشار ترک، استحکام و مقاومت در برابر بارهای خارجی و... به این

نتیجه رسیدند که وجود کامپوزیت‌های طبیعی در ساختارهایی در طبیعت، منجر به تحمل بار و در عین حال انعطاف‌پذیری بالا می‌گردد [1]. همچنین می‌توان به مطالعات ساتن<sup>3</sup> و همکاران [4]، یانگ و دای<sup>4</sup> [5]، اسمیت<sup>5</sup> و کلوک [6]، دیرکس<sup>6</sup> و تیلور [7]، گورب و همکاران [8]، درویزه و همکاران [9] و رجبی و همکاران [10] که خصوصیات ویژه‌ی ماده‌ی بیولوژیکی موجود در بدن حشرات (کیوتیکل) را بررسی کرده‌اند، اشاره کرد. اما آنچه تا به اینجا از تحقیقات پیشین مشاهده شد اشاره به اهمیت وجود مواد زیستی در ساختارهای طبیعی است و همچنین دریافتیم که ویژگی منحصر به فرد این مواد، گرادینتی بودن آنهاست. اکنون ما نیازمند تحقیقات اصولی برای شناخت صریح چگونگی تغییرات خواص مواد و تاثیر آن بر رفتار مکانیکی هستیم. در این مقاله سعی شده این امر مهم مورد بررسی قرار گیرد.

اصطلاح گرادیان به معنای وسیع آن برای توصیف ماهیت غیر یکنواخت مواد استفاده می‌شود. نشان‌دهنده‌ی تغییرات تدریجی و نه ناگهانی است. شکل 1 نحوه‌ی توزیع ماده را به دو صورت پله‌ای و تغییر خواص تدریجی را نشان می‌دهد. معرفی گرادیان‌های مختلف به طور موثر می‌تواند عملکرد مکانیکی دستگاه‌های مختلف را بهبود ببخشد. تغییر گرادیان ماده در یک ترکیب به طور پیوسته بین دو ماده با سفتی‌های کاملاً متفاوت می‌تواند در توزیع تنش، رشد ترک و... اثرگذار باشد.

مواد درجه بندی شده تابعی می‌تواند در یک محیط کاری سخت، بدون از دست دادن خصوصیات خود و بدون شکست در حین استفاده از آن باقی بماند. مواد درجه‌بندی شده‌ی تابعی، شامل دو یا چند ماده‌ی ناهمگن مختلف هستند که با یک شیب تدریجی مهندسی در خواص مواد از یک جز به جز دیگر تغییر می‌کنند. توزیع و جهت‌گیری و یا اندازه فاز تقویت‌کننده در یک یا چند بعد خواص متفاوتی را در نواحی مختلف از خود بروز می‌دهند. در مقابل کامپوزیت‌های سنتی مخلوط‌هایی یک‌دست هستند که منجر به سازش مطلوب اجزاء مواد می‌گردد. این مواد می‌توانند برای کارکردها و برنامه‌های خاص طراحی شوند [11]. در این پژوهش سعی شده است با بکارگیری مواد درجه بندی شده در قالب روابط ریاضی ساده بر روی یک المان ساختاری علاوه بر شناخت بهتر تاثیر مواد درجه‌بندی شده بر رفتار مکانیکی ساختار مورد نظر، با مقایسه‌ی چند رابطه‌ی متفاوت توزیع سفتی، توزیع مناسب برای ماده با یک رابطه‌ی ریاضی معرفی گردد.

خواص مواد تابعی یا هدفمند ناهمگن هستند اما آن‌ها را همسانگرد در نظر می‌گیرند. در مواد درجه‌بندی شده‌ی تابعی دلیل پیوستگی موجود در خواص مکانیکی، حرارتی و مغناطیسی، تنش‌ها و توزیع آنها حالت پیوسته‌ای پیدا می‌کنند که باعث استحکام ماده می‌شوند. تغییرات تدریجی خواص در ساختار این مواد موجب استحکام بین لایه‌های مختلف آن می‌شود. در واقع با توجه به تغییر مدام در خواص مواد از یک ماده‌ی درجه‌بندی شده‌ی تابعی، گسستگی بین دو ماده از بین می‌رود اما خصوصیات دو یا چند ماده مختلف کامپوزیت حفظ می‌شود [12]. در صورتی که در مواد مرکب کامپوزیتی، تداخل بین ساختارهای زمینه‌ی الیاف نوعی ناهمگنی در خواص مکانیکی ایجاد می‌کند. به عنوان مثال هنگامی که مواد کامپوزیت در معرض بارهای حرارتی بالا قرار می‌گیرند [13]، ترک ابتدا در مرز زمینه و الیاف ایجاد و سپس در لایه‌ها و مقاطع ضعیف داخل زمینه و الیاف منتشر می‌شود. چرا که پیوستن دو یا چند

<sup>4</sup> Dai<sup>5</sup> Schmitz<sup>6</sup> Dirks<sup>1</sup> Functionally Graded Material (FGM)<sup>2</sup> Wegst<sup>3</sup> Sutton

گسستگی و عدم عملکرد صحیح سازه می‌گردد، جلوگیری می‌کند. یک تیر یکسر گیردار می‌تواند مکانیزم مشابهی از لحاظ ساختار هندسی با پوسته‌ی موجود در بال داشته باشد. در مدل‌سازی‌های انجام شده فاکتورهای مختلف طراحی از جمله ماکزیم تنش و کرنش<sup>3</sup> و .. بررسی گردیده‌است تا زمینه‌ی الگوبرداری از آن در ساخت مواد مهندسی فراهم شود.

## 2- مواد و روش‌ها

### 1-2- میکروسکوپ اسکن لیزری روبشی

ابتدا به مطالعه و بررسی پژوهش‌های سایرین و مشاهده‌ی توزیع ماده که در طبیعت با استفاده از تصاویر دیجیتال که توسط میکروسکوپ لیزری روبشی تصویربرداری شده، پرداخته می‌شود. میکروسکوپ‌های فلونورسنس به خوبی تفاوت میان لایه‌های گوناگون با درجات مختلف سخت‌شدگی را مشخص می‌کنند [15] و روش‌های اندازه‌گیری خواص در مقیاس نانومتر و میکرومتر امکان بررسی رفتار مکانیکی نمونه‌های میکروسکوپی مواد زیستی را برای محققان فراهم می‌نمایند.

### 2-2- شبیه‌سازی عددی

#### 1-2-2- مدل‌سازی، ویژگی‌های مواد

در این تحقیق سعی شده با الهام گرفتن از آنچه در طبیعت دیده می‌شود، و با ساده‌سازی دیگر عوامل از جمله شکل هندسی در ساختار مورد نظر که پیش‌بینی شده‌است، در مقادیر تنش و کرنش می‌تواند تاثیرگذار باشد، به بررسی تاثیر گرادیان ماده در مقادیر تنش و کرنش و رفتار مکانیکی یک ساختار در حالت کلی و عمومی پرداخته می‌شود. در این مرحله مجموعه‌ای از مدل‌های عددی با استفاده از نرم‌افزار اجزای محدود آباکوس و براساس اهداف مورد نظر در این تحقیق ارائه می‌شود. اولین گام در شبیه‌سازی عددی ایجاد مدل‌های هندسی مناسب برای تحلیل مورد نظر است. هدف مدل‌سازی یک هندسه‌ی ساده برای بررسی دیگر فاکتورهای تاثیرگذار در روند این پروژه می‌باشد. هندسه‌ی در نظر گرفته شده، یک تیر یکسر گیردار با ابعاد میکرومتری است و در تمامی مراحل یک هندسه‌ی یکسان با ابعاد ثابت مدل‌سازی می‌شود. ابعاد هندسه‌ی دوبعدی مورد نظر به ترتیب برای طول و ضخامت تیر 22 و 3.2 میکرومتر می‌باشد (شکل 2).



Fig.2 Two-dimensional view of the geometric model

شکل 2 نمای دوبعدی از مدل هندسی

ضریب پواسون برای تمامی مدل‌ها مقدار 0.3 می‌باشد. تمامی مدل‌های هندسی ایجاد شده با استفاده از ابعاد مربعی مش‌بندی شده‌است.

### 2-2-2- الگوهای سفتی

ماده متفاوت به فرم چند لایه، به دلیل پیوند ضعیف بین مواد و همچنین ویژگی باربری مواد، اغلب به دلیل لایه لایه شدن منجر به عدم موفقیت می‌شود.

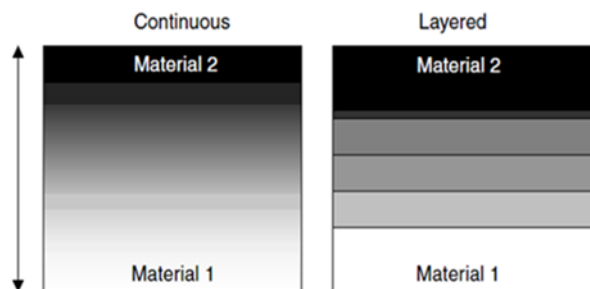


Fig.1 (a) shows stepwise graded structure and (b) shows continuous graded structure.

شکل 1 الف) ماده‌ی درجه‌بندی شده تابعی با تغییر خواص پله‌ای (غیر پیوسته) ب) ماده‌ی درجه‌بندی شده تابعی با تغییر خواص تدریجی (پیوسته)

رجبی و همکاران با مطالعه بر روی ساختارهای بدن حشرات و با استفاده از شبیه‌سازی عددی رفتار مکانیکی ماده‌ی مرکب بندپایان را مورد بررسی قرار داده‌اند [14]. با در نظر گرفتن الگوهای سفتی مختلف در هندسه‌ی مورد نظر که مشابه با نمونه‌های بررسی شده در آزمایش عملی است، به بررسی و تحلیل رفتار ماده‌ی کیوتیکل شبیه‌سازی شده پرداخته‌اند. در نهایت الگوی سفتی نمایی پیوسته که با استفاده از معادلات ریاضی تعریف شده و بیشترین شباهت و نتایج را با نمونه‌های تجربی داشته، معرفی گردیده است. بدون شک نتایج حاصل در این تحقیق یک گام رو به جلو برای شناخت دقیق‌تر چگونگی توزیع ماده در ریزساختارهای زیستی بوده‌است. در حالی که در تحقیق ذکر شده در بالا هدف بدست آوردن الگوی سفتی مربوط به یک ماده‌ی خاص زیستی بوده است اما هدف ما در این پژوهش بدست آوردن توزیع ماده‌ی مناسب به صورت سیستماتیک در مفهوم عمومی‌تر آن و بدون وابستگی به یک ماده‌ی خاص است. علاوه بر این، در مقاله‌ی حاضر سعی شده با در نظر گرفتن ضریب رشد متفاوت برای روابط سفتی، تاثیر آن بر رفتار مکانیکی ساختار مورد نظر بررسی گردد.

اگرچه تمامی اطلاعاتی که تاکنون از مواد درجه‌بندی شده‌ی تابعی، خصوصیات مکانیکی آن و تاثیر وجود آن در عملکرد ساختارهای طبیعی بدست آمده بسیار ناچیز و کلی است اما الگوبرداری و شناخت بیشتر این مواد در طراحی و تولید ساختارهای مهندسی می‌تواند امر مفید و سودمندی باشد. پیش‌بینی ما این است که نحوه‌ی توزیع ماده در پوسته و عملکرد بال تاثیرگذار است. بنابراین کشف چگونگی نحوه‌ی توزیع ماده در هندسه‌ی مشابه با پوسته‌ی بال سنجاقک و تاثیر هر نوع توزیع مختلف از ماده می‌تواند بسیار حائز اهمیت باشد. هدف این تحقیق بررسی و تحلیل تاثیر وجود گرادیان ماده و ارائه‌ی الگوی عددی ساده از نحوه‌ی توزیع ماده با توانایی شبیه‌سازی رفتار مکانیکی آن، با استفاده از روش المان محدود در نرم‌افزار آباکوس<sup>1</sup> است. به همین دلیل در این تحقیق با ساده‌سازی مدل هندسی به یک تیر یکسرگیردار و به منظور یافتن الگوی مناسب برای توزیع ماده سعی شده‌است تاثیر گرادیان‌های متفاوت برای مدول یانگ<sup>2</sup> مواد را مورد بررسی قرار دهیم. چراکه با داشتن و به‌کاربردن الگوی مناسب برای توزیع سفتی در یک جزء ساختاری موجود در یک سیستم که منجر به داشتن تنش مینیمم شود احتمال بروز شکست در ساختار را کاهش می‌دهد، علاوه بر این داشتن کرنش کمتر از تغییر شکل بیش از حد که منجر به

<sup>3</sup> Strain

<sup>1</sup> Abaqus

<sup>2</sup> Young's modulus

2-2-3- تعریف خواص مادهی ناهمگن در نرم افزار آباکوس

با استفاده از یک متغیر میدان موجود در گام<sup>5</sup> اول<sup>6</sup> نرم افزار آباکوس (دما) می توان پیش از شروع تحلیل، میدان دمایی برای مدل هندسی تعریف و سپس خواص مکانیکی را با بکارگیری روابط ذکر شده به دما وابسته نمود، به طوریکه این متغیر میدان برابر با ضریب الاستیسیتهی مورد نظر محاسبه می شود. با اعمال خواص مکانیکی پیش از بارگذاری، تغییر شکل ها و جابه جایی نقاط تأثیری در خواص از پیش تعیین شده نخواهد داشت. چراکه برای کاهش زمان محاسبه خواص ماده به صورت الاستیک خطی در نظر گرفته شده است و جابه جایی اعمال شده آن قدر بزرگ نیست که باعث تغییر خواص مکانیکی اولیهی در نظر گرفته شده، گردد. در نظر گرفتن خواص الاستیک غیر خطی خارج از اهداف پژوهش حاضر است.

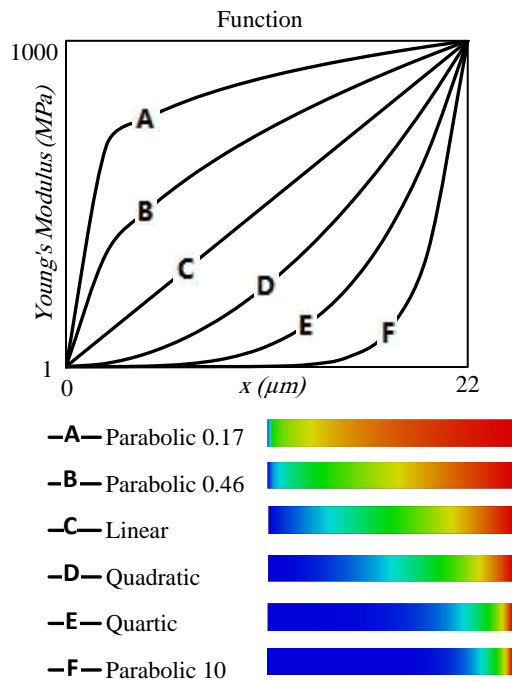


Fig.3 Young modulus distribution diagram and how the growth rate in the graph presented based on different function patterns.

شکل 3 دیاگرام توزیع مدول یانگ و چگونگی نرخ رشد در نمودار ارائه شده بر مبنای الگوهای مختلف ریاضی

2-2-4- بارگذاری و شرایط مرزی

پس از تعریف خواص مکانیکی مدل ها به صورت یک تحلیل استاتیکی شبیه سازی می شوند. در این قسمت شرایط مرزی برای هندسه ی مورد نظر و جابه جایی تعریف شده بر روی تیر در همه ی مدل ها بصورت یکسان تعریف می شود، چرا که هدف ما بررسی تأثیر توزیع های مختلف ماده در شرایط یکسان است. مقدار عددی جابه جایی در نظر گرفته شده 5 میکرومتر است (شکل 4).

به منظور بررسی چگونگی توزیع ماده و تأثیر آن بر مقادیر تنش و کرنش چند الگوی مختلف برای تغییرات ضریب الاستیسیته در راستای طول تیر در نظر گرفته می شود. این الگوهای مذکور به صورت معادلات پیوسته ریاضی با استفاده از متغیر  $x$  (مختصات هر نقطه در طول تیر) تعریف شده اند. همانطور که در شکل 3 مشاهده می کنید، علاوه بر تصویر کانتور توزیع سفتی، نمودار مقایسه ای از تفاوت رفتار معادلات مختلف ریاضی برای تغییرات مقادیر مدول یانگ در راستای طول به ازای  $x$  های یکسان آورده شده است. در واقع معادلات در نظر گرفته شده شامل معادلات پیوسته با شیب های اکیدا نزولی و یا اکیدا صعودی هستند که در طول های  $(x)$  یکسان از تیر محاسبه می گردد و دارای مقادیر متفاوتی برای مدول یانگ می باشند.

1- تغییرات پیوسته سهموی<sup>1</sup>؛ از حداقل مقدار مدول یانگ در ابتدای طول تیر ( $x=0$ ) تا حداکثر مقدار مدول یانگ در انتهای طول، تغییرات مدول الاستیسیته با استفاده از رابطه ی (1) و با متغیر  $x$  صورت می گیرد.

$$E(x) = A + (B - A) \left(\frac{x}{22}\right)^C \quad (1)$$

در این معادله،  $E(x)$  مدول الاستیسیته و  $x$  طول تیر مورد بررسی است.  $A$  و  $B$  مجانب های بالا و پایین منحنی هستند. ثابت های  $A$  و  $B$  با جایگذاری کمترین و بیشترین مقدار مدول یانگ، در ابتدا و انتهای طول می باشند. ثابت  $C$  مربوط به نرخ رشد تغییرات مدول الاستیسیته در این معادله است که در اینجا با در نظر گرفتن مقادیر متفاوت برای  $C$ ، تأثیر تغییرات نرخ رشد مدول الاستیسیته در نتایج بررسی می گردد. مقادیر در نظر گرفته شده برای  $C$  در این تحقیق 0.17، 0.46، 10 می باشند.

2- تغییرات پیوسته ی خطی<sup>2</sup>؛ سومین حالت در نظر گرفته شده برای تغییرات مدول الاستیسیته به صورت خطی در راستای طول می باشد.

$$E(x) = Fx + G \quad (2)$$

3- تغییرات سهموی درجه دو<sup>3</sup>؛

$$E(x) = Hx^2 + I \quad (3)$$

4- تغییرات سهموی درجه چهار<sup>4</sup>؛

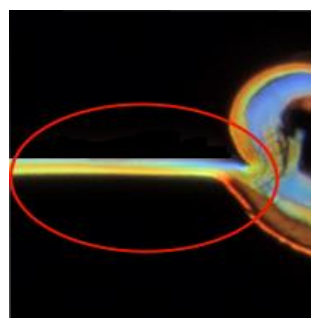
$$E(x) = Jx^4 + K \quad (4)$$

ثابت های  $F, G, H, I, J, K$  با استفاده از حداقل و حداکثر مدول یانگ در ابتدا و انتهای طول تیر تعیین می شوند.

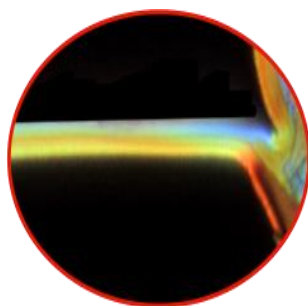
5- تغییرات سفتی بر مبنای میانگین مقادیر مدول یانگ در راستای طول پوسته ی بال سنجاقک که با استفاده از تصاویر دیجیتال بدست آمده است.

<sup>4</sup> Quartic  
<sup>5</sup> Step  
<sup>6</sup> Initial

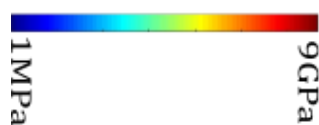
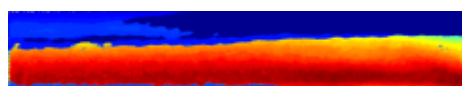
<sup>1</sup> Parabolic  
<sup>2</sup> Linear  
<sup>3</sup> Quadratic



(الف) (a)



(ب) (b)



(ج) (c)

**Fig. 5** a) CLSM image of the membrane and vein in the dragonfly wing [17]. b) Detail of (a). c) C) The image of the distribution of matter obtained using the GA [16].

شکل 5 الف) تصویر CLSM از پوسته و رگه‌ی موجود در بال سنجاقک [17]. ب) بزرگنمایی تصویر پوسته‌ی بال سنجاقک (ج) تصویر توزیع ماده که با استفاده از کد الگوریتم ژنتیک بدست آمده است [16].

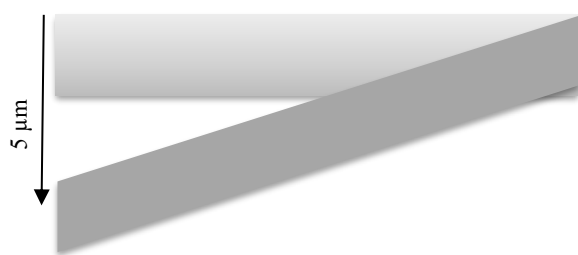
بعد از محاسبه‌ی سفتی و با در نظر گرفتن سایر شرایط، مقادیر تنش و کرنش حاصل از مدل‌سازی‌ها در ادامه بدست آمده است. در شکل 7 تصاویری از توزیع تنش و کرنش آورده شده است. در پایین شکل، یک کانتور مرجع (اصلی) برای بیان تغییرات مقادیر مینیمم تا ماکزیمم تنش و کرنش تحت بارگذاری بیان شده، قرار داده شده است.



**Fig. 6** Estimated values of the Young's modulus for the

شکل 6 مقادیر در نظر گرفته شده‌ی مدول یانگ برای ابتدا و انتهای تیر

به منظور بزرگنمایی و نشان دادن دقیق‌تر توزیع این دو المان در هریک از مدل‌ها، در بالای هریک از تصاویر، کانتوری متناسب با نوع توزیع آورده شده است. لازم به ذکر است که هر کدام از این کانتورها برگرفته از بخشی از کانتور



**Fig.4** Software model characterization

شکل 4 خصوصیات مدل نرم افزاری

### 3- نتایج

#### 3-1- عکس‌های میکروسکوپی

عکس‌های میکروسکوپی مورد بررسی از مفاصل موجود در بال سنجاقک انتخاب شده است. همانطور که در تصویر شکل 5 الف مشاهده می‌کنید، تصویر مربوط به پوسته و رگه‌ی موجود در بال نشان داده شده است. آنچه که بسیار مورد توجه قرار دارد نحوه‌ی توزیع ماده در پوسته‌ی متصل شده به رگه موجود در بال است. در ابتدای کار با استفاده از متد ارائه شده توسط عشقی و همکاران [16] به بررسی تصاویر دیجیتال پرداخته می‌شود. عشقی و همکاران با مطالعه بر روی تصاویر فلوروسنس و مطالعه‌ی ساختارهای بیولوژیکی و با استفاده از علم پردازش تصویر<sup>1</sup> و بکارگیری الگوریتم ژنتیکی<sup>2</sup> توانستند روشی برای تعیین ارتباط میان ترکیب ماده‌ی بیولوژیکی موجود در بدن حشرات و خصوصیات مکانیکی آن معرفی کنند. تصاویر دیجیتال بدست آمده از میکروسکوپ روبشی لیزری هم‌کانون را با استفاده از پردازش تصویر مورد بررسی قرار داده‌اند، سپس به کمک GA رابطه‌ی بین توزیع مواد و مقادیر مدول یانگ را تعیین کرده‌اند. این مطالعه به ما این امکان را می‌دهد تا بین ترکیب مواد زیستی حشرات (بر اساس اتوفلورسانس مواد تشکیل دهنده) و مدول یانگ آن رابطه‌ای برقرار کنیم. همانطور که در شکل 5 ج مشاهده می‌کنید تصویر بدست آمده با استفاده از بکارگیری همین روش است که وجود گرادیان ماده را در پوسته‌ی بال سنجاقک به خوبی نشان می‌دهد. همچنین، در این روش بازه‌ی تغییرات مدول یانگ مشخص می‌گردد که در این تصویر از 1 مگاپاسکال تا 9 گیگاپاسکال می‌باشد.

#### 3-2- بررسی توزیع تنش و کرنش در شبیه‌سازی عددی

به منظور کسب نتایج دقیق، تحلیل اولیه‌ی تاثیر چگونگی توزیع سفتی بر روی پارامترهای ماکزیمم تنش و ماکزیمم کرنش و تفاوت گسترش این دو پارامتر بر روی مدل‌ها، به ازای توزیع‌های متفاوت سفتی که با استفاده از معادلات مختلف ریاضی و مدل‌سازی عددی در نرم‌افزار آباکوس محاسبه شد، مورد بررسی قرار می‌گیرد.

با توجه به آنکه نتیجه‌ی حاصل از بررسی تصویر دیجیتال بدست آمده، همانطور که در بالا ذکر شد، نشان می‌دهد بازه‌ی تغییرات مدول یانگ از 1 مگاپاسکال تا 9 گیگاپاسکال است. بنابراین بازه در نظر گرفته شده برای تعریف روابط سفتی در این مدل‌سازی به صورت کلی‌تر، همانطور که در شکل 6 مشاهده می‌کنید، از 1 مگاپاسکال برای ابتدای طول تیر ( $X=0$ ) و مقدار حداکثر مدول یانگ 10 گیگاپاسکال برای انتهای طول تیر ( $X=22 \mu m$ ) است.

<sup>2</sup> Genetic Algorithm

<sup>1</sup> Image Processing Technology

تیر جابه‌جا شده‌است. در واقع، این نحوه تغییر توزیع کرنش و مقدار عددی ماکزیمم این پارامتر در مدل‌هایی که دارای گرادیان ماده‌ی سخت‌تری به نسبت سایر مدل‌ها هستند نشان‌دهنده‌ی این است، که با گسترش سختی در طول تیر، محل دارای ماکزیمم مقدار عددی علاوه بر تنش، برای کرنش هم در محل اتصال تیر به تکیه‌گاه اتفاق می‌افتد. برای مثال باتوجه به شکل 3 تفاوت مشخصی را در نحوه‌ی توزیع ماده در دورابطه‌ی سهموی درجه 0.17 و سهموی درجه ده مشاهده می‌کنید. این تفاوت محسوس، حاصل از تفاوت ضریب آهنگ تغییرات این روابط است. در رابطه‌ی سهموی درجه 0.17 مدول یانگ از مقدار مینیمم به مقدار ماکزیمم بسیار سریع، در واقع با ضریب رشد بزرگتر نسبت به سایر رابطه‌ها، تغییر می‌کند و بیشتر طول تیر را مقادیر بزرگی از مدول سفتی در بازه‌ی مربوطه پر می‌کند. این در صورتی است که توزیع ماده مربوط به رابطه‌ی سهموی درجه ده، تغییرات مدول از کمترین مقدار در ابتدای تیر تا بیشترین مقدار آن در انتهای تیر با ضریب تغییرات کوچکتری در حال رشد است. در واقع قسمت بزرگی از طول تیر مقادیر کمتر مدول یانگ قرار دارند. حال با مشاهده‌ی توزیع کرنش در شکل 7 و مقایسه‌ی ناحیه‌ای که ماکزیمم کرنش در آن اتفاق می‌افتد آنچه که در بالا گفته شد مشخص می‌گردد.

مرجع می‌باشند. این نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار آباکوس می‌باشند. اگرچه در همه‌ی مدل‌ها ناحیه‌ی حساس برای بروز ماکزیمم تنش تقریباً در یک ناحیه اتفاق می‌افتد اما تفاوت نسبتاً چشمگیری در مقادیر عددی ماکزیمم تنش و مقادیر تنشی که در هر مدل در طول تیر توزیع شده‌است، دیده می‌شود و این نکته را بیان می‌کند که در این هندسه و جابه‌جایی یکسانی که برای تیر تعریف شده، محدوده‌ی حساس برای شکست در محل اتصال تیر به تکیه‌گاه است. آنچه که از تصاویر توزیع تنش در مدل‌های مختلف مشاهده می‌شود، این است که توزیع تنش در مدل مربوط به توزیع سفتی با رابطه‌ی سهموی درجه 0.17 دارای مقادیر تنش بزرگتری در طول تیر نسبت به سایر مدل‌ها است. سهموی درجه 0.46، خطی، سهموی درجه دو، سهموی درجه چهار و سهموی درجه ده به ترتیب از مدل دارای بیشترین مقادیر عددی مربوط به توزیع تنش (بعد از سهموی درجه 0.17) تا مدل دارای کمترین مقادیر توزیع تنش در طول تیر هستند. اما برای مقایسه‌ی مقادیر کرنش با توجه به نتایج بدست‌آمده مشاهده می‌شود که علاوه بر گوناگونی مقادیر ماکزیمم کرنش، تفاوت در نحوه‌ی توزیع این پارامتر وجود دارد. نکته‌ی جالب توجه دیگر این است که ماکزیمم کرنش با سخت شدن هرچه بیشتر مدول یانگ در طول تیر، به واسطه‌ی روابط مختلف سفتی محاسبه شده که باعث تفاوت در نحوه‌ی توزیع مدول یانگ می‌گردد، از ابتدای تیر به سمت محل اتصال به تکیه‌گاه، در طول

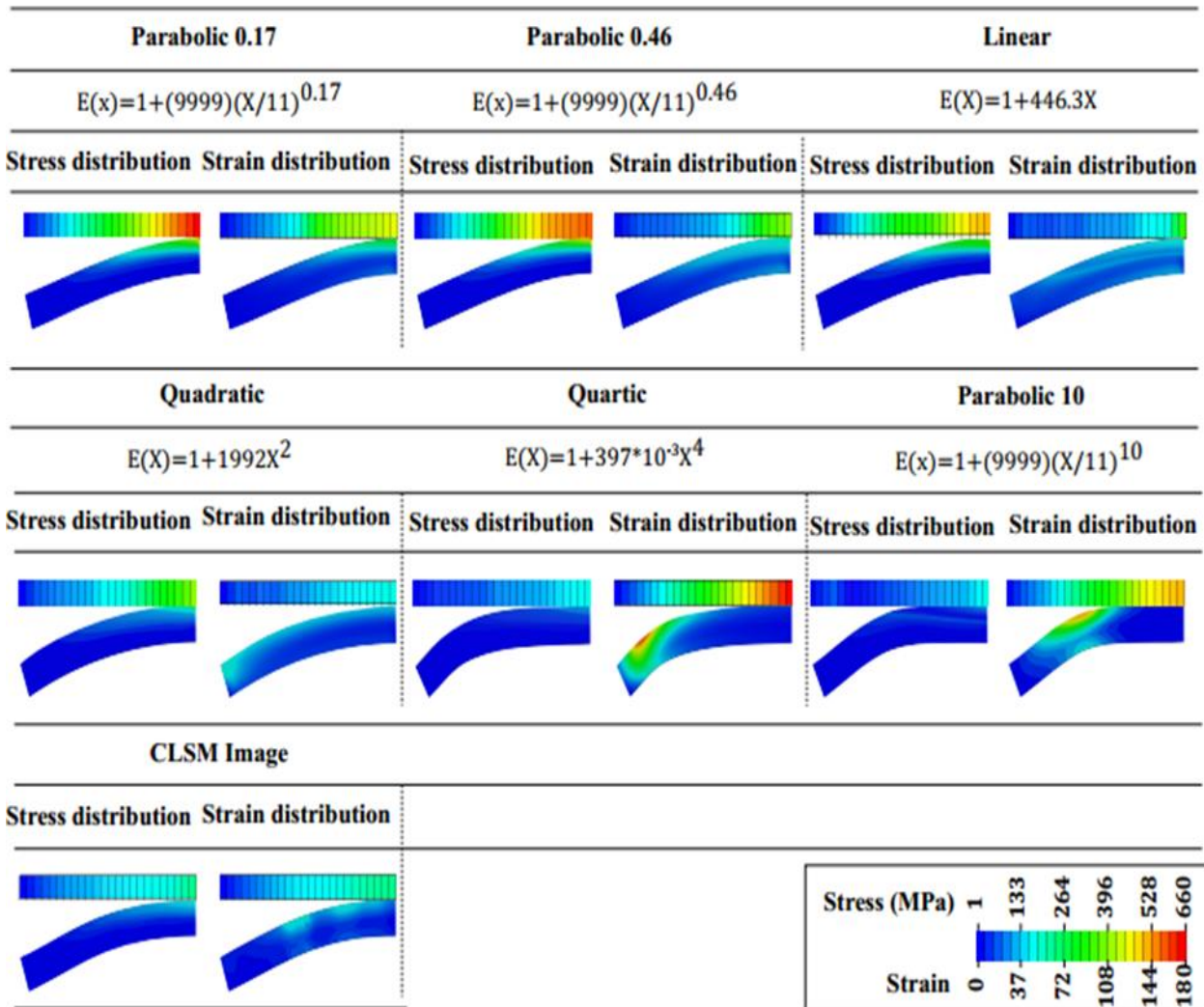


Fig.7 several images of Young's modulus distribution, stress distribution and strain in Abacus's models

شکل 7 چند نمونه‌ی تصویری کانتور توزیع مدول یانگ، توزیع تنش و کرنش از نمونه‌های مدلساز شده در آباکوس

هدف ما که داشتن مدلی با کمترین مقدار ماکزیمم تنش و کرنش بوده است، نمی‌تواند اهداف ما را ارضا نمایند. با حذف این سه مورد، مقایسه را بین مدل‌های مربوط به سهموی درجه ده، سهموی درجه چهار و سهموی درجه دو ادامه می‌دهیم. آنچه که برای ما حائز اهمیت است داشتن ساختاری است که علاوه بر داشتن مقدار تنش مینیمم دارای مقدار کرنش کمتری هم باشد بنابراین از بین سه مدل باقی‌مانده، مدلی مناسب‌تر است، که بتواند به طور همزمان این دو مورد را دارا باشد. در این بین مشخص است که مقادیر ماکزیمم تنش سهموی درجه چهار و سهموی درجه ده نسبت به سهموی درجه دو کمتر

هستند اما ماکزیمم کرنش سهموی درجه دو کمتر است. بنابراین بهتر است رابطه‌ای برای توزیع سفتی انتخاب گردد که در هر دو مقادیر تنش و کرنش به طور همزمان دارای نتایج بهینه‌تری باشد. همانطور که در شکل 8 مشاهده می‌کنید مقادیر تنش و کرنش مدل مربوط به تصویر دیجیتال الکترونی لیزری روشی نیز در این نمودار آورده شده است. آنچه که مشخص است نزدیک بودن مقادیر ماکزیمم تنش و کرنش رابطه‌ی سهموی درجه دو با مدل مربوط به تصویر دیجیتال است.

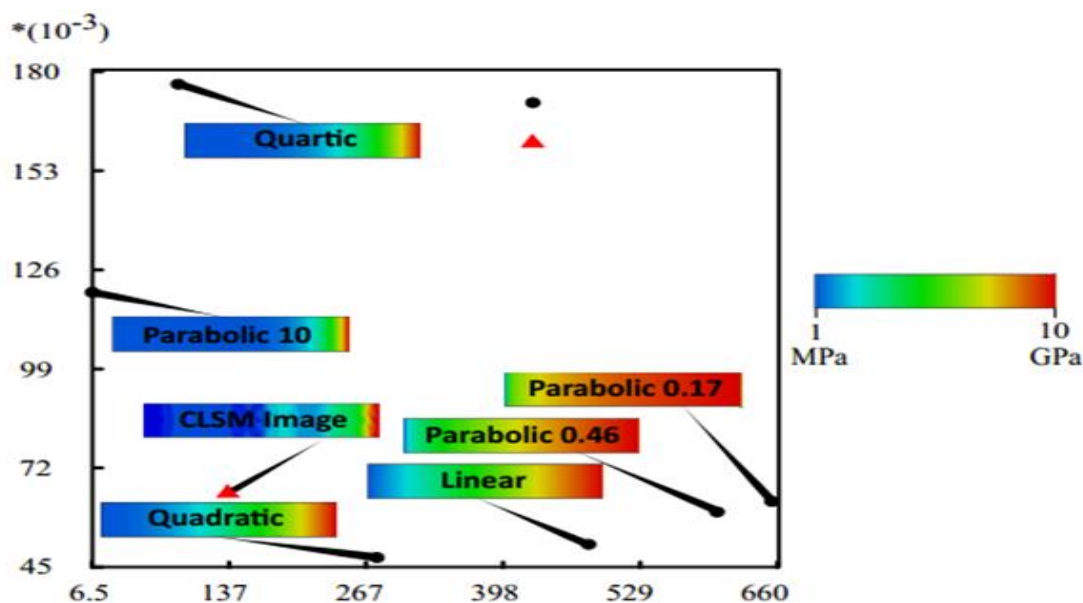


Fig.8 Comparison of maximum stress and strain in models with different stiffness relationships

شکل 8 مقایسه‌ی ماکزیمم تنش و کرنش در مدل‌ها با رابطه‌های سفتی متفاوت

محاسبه می‌گردد، نیز می‌تواند در چگونگی رفتار مکانیکی یک ساختار هندسی نقش اساسی داشته باشند. در واقع با توجه به شکل 3 همانطور که مشاهده می‌شود، روابط ریاضی استفاده شده دارای دو نوع شیب اکیدا صعودی و شیب اکیدا نزولی هستند. براساس نمودار شکل 3، مقادیر در رابطه‌های سهموی درجه ده، سهموی درجه چهار و سهموی درجه دو، با شیب اکیدا صعودی افزایش می‌یابند. اما مقادیر در راستای طول تیر با استفاده از روابط ریاضی خطی با شیب ثابت، سهموی درجه 0.17 و 0.46 با شیب اکیدا نزولی، افزایش می‌یابند. همین تفاوت در ضریب تغییرات در نحوه‌ی توزیع ماده در طول تیر تأثیر گذار بوده است و به همین دلیل، موجب تفاوت رفتار مکانیکی در ساختار مورد نظر شد. از میان مدل‌هایی که در این تحقیق تولید شده‌اند، توزیع سفتی سهموی درجه دو که در راستای طول تیر محاسبه شد، رفتار مکانیکی مناسب‌تری نسبت به سایر مدل‌ها دارد و می‌توان در بین نتایج این شش مدل ارائه شده در این پژوهش به عنوان ساختار مناسب‌تر برای طراحی با هدف داشتن تنش و کرنش کمتر معرفی گردد. علاوه بر اینکه رابطه‌ی سهموی درجه دو در بین شش رابطه‌ی سفتی نتایج بهتری دارد، به خاطر نزدیکی مقادیر ماکزیمم تنش و ماکزیمم کرنش آن به نتیجه‌ی مدل شبیه‌سازی شد از تصویر دیجیتال الکترونی

#### 4- بحث و نتیجه‌گیری

در این تحقیق ابتدا ساختار میکروسکوپی پوسته‌ی موجود در بال سنجاقک با استفاده از میکروسکوپ لیزری روبشی و سپس با استفاده از متد ارائه شده توسط عشقی و همکاران [16] مورد مطالعه قرار گرفت. آنچه که از تصاویر دیجیتال مشاهده شد، وجود گرادایانی از ماده در طول پوسته است که براساس پژوهش‌های پیشین پیش‌بینی می‌شود که می‌تواند نقش موثری در عملکرد بال حشره داشته باشد [14]. به منظور بررسی بیشتر و دقیق‌تر نقش وجود ماده‌ی درجه‌بندی شده‌ی تابعی و تأثیر نحوه‌ی توزیع آن در یک ساختار هندسی یکسان، به کمک نرم‌افزار آباکوس، ساختار مورد نظر شبیه‌سازی شد.

نتایج حاصل از تحلیل‌های المان محدود نشان داد که وجود گرادایان ماده با توزیع‌های متفاوت که توسط روابط ریاضی ذکر شده محاسبه گردید، در عملکرد ساختار مورد نظر تأثیرگذار است. بدین صورت که در نتایج حاصل در مقادیر تنش و کرنش و نحوه‌ی توزیع این دو المان در طول تیر در هر مدل با سایر مدل‌ها تفاوت وجود داشت. آنچه که از این تحلیل نتیجه گرفته شد این است که شیب (آهنگ تغییرات) معادلات ریاضی که توسط آن‌ها توزیع سفتی

متناسب با ساختار طراحی شده تغییر کند، بسیار پیچیده و نیازمند بکارگیری چند متد مختلف برای تعریف سفتی می‌باشد.

بنابراین آنچه که در انتهای این تحقیق برای کارهای آینده پیشنهاد می‌شود، علاوه بر بررسی الگوهای سفتی با استفاده از سایر روابط ریاضی، مانند الگوهای نمایی و...، و مقایسه‌ی نتایج حاصل، بررسی تغییرات مدول یانگ در دو راستای طول و عرض و با هدف بدست آوردن توزیع ماده‌ای نزدیک‌تر به آنچه که در پوسته‌ی بال در طبیعت مشاهده می‌گردد، است. چراکه نتایج حاصل از مدل تهیه شده از تصویر دیجیتال CLSM در مقایسه با روابط مختلف سفتی دارای مقادیر ماکزیم تنش و کرنش مطلوبی برای ساختار مورد بررسی بود.

نتایج بدست‌آمده در این پژوهش و همچنین مطالعات انجام شده تا به امروز نشان می‌دهند که وجود گرادیان ماده در ساختارهای طبیعی از اهمیت ویژه‌ای برخوردارند. بنابراین شناخت هرچه بیشتر این ساختارها و نحوه‌ی توزیع مواد آنها و الگوبرداری از آن‌ها کمک شایانی در امر طراحی و ساخت مواد مهندسی خواهند کرد. بررسی‌های عددی و نتایج بدست آمده در این تحقیق می‌تواند بستری مناسب برای مطالعه‌ی بیشتر در این حوزه فراهم آورد.

#### 5- تقدیر و تشکر

نویسندگان مقاله از آقایان شهاب عشقی (دانشجوی دکتری بایومکانیک، دانشگاه کیل، کیل، آلمان) و محسن جعفرپور (دانشجوی دکتری بایومکانیک، دانشگاه کیل، کیل، آلمان) به منظور نظرات ارزشمندشان در این تحقیق و همچنین ویرایش مقاله نهایت تشکر را دارند.

لیزری روبشی نیز پیشبینی می‌شود، توزیع مناسبی برای استفاده در چنین ساختار هندسی باشد.

به منظور مقایسه‌ی میزان تطبیق توزیع ماده در پوسته‌ی بال سنجاچک با رابطه‌ی سفتی سهموی درجه دو (که در بین شش رابطه‌ی بررسی شده در این تحقیق به عنوان رابطه‌ی مناسب، با هدف داشتن مقادیر تنش و کرنش کمتر نسبت به سایرین معرفی شد) نمودار شکل 9 تهیه گردید. در این بررسی مقادیر مدول یانگ پوسته‌ی بال سنجاچک از تصاویر دیجیتال، با استفاده از روش پردازش تصویر که توسط عشقی و همکاران [16] معرفی گردید، به دست آمد. مقایسه‌ی مقادیر میانگین در هر گروه (در هر جعبه<sup>1</sup> از نمودار شکل 9) و مقدار مدول یانگ محاسبه شده از رابطه‌ی سهموی درجه دو، نشان می‌دهد که اگرچه در بین رابطه‌هایی که برای ساختار مورد نظر محاسبه شدند، رابطه‌ی سهموی درجه دو نتایج مطلوبی را دربر داشت، اما در مقایسه با آنچه که در طبیعت وجود دارد نمی‌توان گفت بیشترین شباهت را از لحاظ توزیع سفتی با گرادیان ماده‌ی موجود در بال سنجاچک داراست. اگرچه نتایج به دست آمده بسیار امیدوار کننده هستند اما نباید از میزان خطا در تهیه‌ی تصاویر دیجیتالی که با استفاده از میکروسکوب‌های الکترونی در شرایط آزمایشگاهی به راحتی صرف نظر کرد. چراکه یک محدودیت عمده از پیچیدگی‌های کامپوزیت بیولوژیکی ناشی می‌شود. در چنین ماده‌ی پیچیده‌ای خصوصیات مکانیکی ممکن است تحت تأثیر عوامل دیگری غیر از ترکیب ماده باشند به همین دلیل شناخت کامل این مواد زیستی را بسیار دشوار می‌کند. علاوه بر این شناخت چگونگی دقیق توزیع ماده در این ساختارها نیازمند تحلیل‌های پیچیده‌ای است. اما دلیل مهم‌تر دیگر می‌تواند این باشد که آنچه که از تصاویر دیجیتال پوسته پیش‌بینی می‌شود، وجود گرادینانی از ماده در دو راستای طول و عرض پوسته است. بررسی رابطه‌ی سفتی برای سفتی که بتواند به طور همزمان در دو راستای طول و عرض

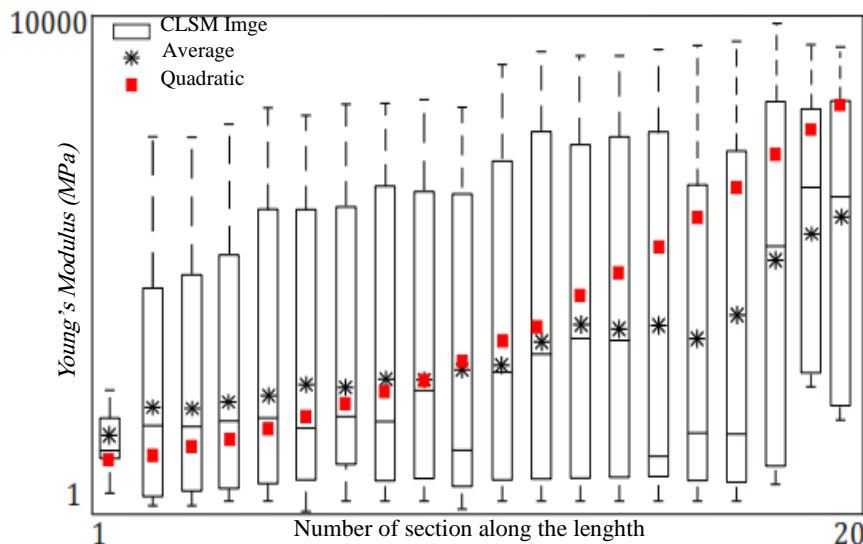


Fig.9 Comparison amount of Young's modulus in the membrane on dragonfly wing using CLSM image [16, 17] with stiffness distribution using a Quadratic function.

شکل 9 مقایسه مقادیر مدول یانگ در طول پوسته در بال سنجاچک با استفاده از تصویر CLSM [16,17] با توزیع سفتی با استفاده از رابطه‌ی سهموی درجه دو

<sup>1</sup> Box Plot

## 6- مراجع

- [1] Wegst, U. G. Ashby, M. F., "The Mechanical Efficiency of Natural Materials," *Philosophical Magazine*. Vol. 84, No. 21, pp. 2167-86, 2004.
- [2] Vincent, J. F. Wegst, U. G., "Design and Mechanical Properties of Insect Cuticle," *Arthropod structure & development*. Vol. 33, No. 3, pp. 187-99, 2004.
- [3] Barbakadze, N. Enders, S. Gorb, S. Arzt, E., "Local Mechanical Properties of the Head Articulation Cuticle in the Beetle *Pachnoda Marginata* (Coleoptera, Scarabaeidae)," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 209, No. 4, pp. 722-30, 2006.
- [4] Burrows, M. Shaw, S. R. Sutton, G. P., "Resilin and Chitinous Cuticle form a Composite Structure for Energy Storage in Jumping by Froghopper Insects," *BMC biology*, Vol. 6, No. 1, pp. 41, 2008.
- [5] Dai, Z. Yang, Z., "Macro-/Micro-Structures of Elytra, Mechanical Properties of the Biomaterial and the Coupling Strength Between Elytra in Beetles," *Journal of Bionic Engineering*. Vol. 7, No. 1, pp. 6-12, 2010.
- [6] Clark, A. J. Triplehorn, J. D., "Mechanical Properties of the Cuticles of Three Cockroach Species that Differ in Their Wind-Evoked Escape Behavior," *PeerJ*, Vol. 2, pp. e501, 2014.
- [7] Dirks, J. H. Taylor, D., "Fracture Toughness of Locust Cuticle," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 215, No. 9, pp. 1502-8, 2012.
- [8] Appel, E. Heepe, L. Lin, C. P. Gorb, S. N., "Ultrastructure of Dragonfly Wing Veins: Composite Structure of Fibrous Material Supplemented by Resilin," *Journal of Anatomy*, Vol. 227, No. 4, pp. 561-82, 2015.
- [9] Darvizeh, A. Rajabi, H. Nejad, S. F. Khaeheshi, A. Haghdoust, P., "Biomechanical Properties of Hen's Eggshell: Experimental Study and Numerical Modeling," *World Academy of Science, Engineering and Technology*, Vol. 7, pp. 456-9, 2013.
- [10] Rajabi, H. Ghoroubi, N. Darvizeh, A. Appel, E. Gorb, S. N., "Effects of Multiple Vein Microjoints on the Mechanical Behaviour of Dragonfly Wings: Numerical Modelling," *Royal Society open science*, Vol. 3, No. 3, pp. 150610, 2016.
- [11] Miyamoto, Y., "The Applications of Functionally Graded Materials in Japan," *Materials Technology*, Vol. 11, No. 6, pp. 230-6, 1996.
- [12] Muslim, N. B. Hamzah, A. F. Al-kawaz, A. E., "Study of Mechanical Properties of Wollastonite Filled Epoxy Functionally Graded Composite," *Int. J. Mech. Eng. Technol*, Vol. 9, pp. 669-77, 2018.
- [13] Rezvaniavakol, M., "A Review of the Theory and Approximation of Mechanical Properties of FGM Functional Materials by Introducing These Materials in Nature and its Applications in Industry" In Persian, *Journal of Science and Engineering Elites*, Vol 2, No. 1, 2538-58.
- [14] Rajabi, H. Jafarpour, M. Darvizeh, A. Dirks, J. H. Gorb, S. N., "Stiffness Distribution in Insect Cuticle: a Continuous or a Discontinuous Profile?," *Journal of The Royal Society Interface*. Vol. 14, No. 132, pp. 20170310, 2017.
- [15] Schmitt, M. Büscher, T. H. Gorb, S. N. Rajabi, H., "How Does a Slender Tibia Resist Buckling? Effect of Material, Structural and Geometric Characteristics on Buckling Behaviour of the Hindleg Tibia in Stick Insect Postembryonic Development," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 221, No. 4, 2018.
- [16] Eshghi, S. H. Jafarpour, M. Darvizeh, A. Gorb, S.N. Rajabi, H., "A Simple, High-Resolution, Non-Destructive Method for Determining the Spatial Gradient of the Elastic Modulus of Insect Cuticle," *Journal of The Royal Society Interface*, Vol. 15, No. 145, pp. 20180312, 2018.
- [17] Rajabi, H. Dirks, J. H. Gorb, S. N., "Insect Wing Damage: Causes, Consequences and Compensatory Mechanisms," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 223, No. 9, 2020.





## بررسی خواص مکانیکی و چقرمگی شکست کامپوزیت سه لایه آلومینیوم-منیزیم-آلومینیوم تولید شده به روش پیوند سرد نوردی

محمد دلشاد غلامی<sup>1</sup>، داود رحمت آبادی<sup>2</sup>، تقی شجاعی<sup>3</sup>، رامین هاشمی<sup>4\*</sup>، بیژن محمدی<sup>5</sup>

- 1- دانشجوی دکتری تخصصی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران
  - 2- دانشجوی دکتری تخصصی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران
  - 3- دانشجوی دکتری تخصصی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران
  - 4- دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران
  - 5- دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران
- \* تهران، صندوق پستی 1684613114، [rhashemi@iust.ac.ir](mailto:rhashemi@iust.ac.ir)

چکیده	اطلاعات مقاله
در چند سال اخیر، ساخت ورق های کامپوزیتی لایه ای به روش پیوند نوردی مورد توجه محققین قرار گرفته است. در این تحقیق، به بررسی خواص مکانیکی و چقرمگی شکست ورق کامپوزیتی سه لایه آلومینیوم-منیزیم-آلومینیوم تولید شده به روش پیوند سرد نوردی پرداخته شد. خواص مکانیکی و سطح مقطع شکست نمونه ها به ترتیب به وسیله آزمایش کشش تک محوره، آزمایش سختی و میکروسکوپ الکترونی روبشی مطالعه شد. همچنین چقرمگی شکست تنش صفحه ای به صورت تجربی اندازه گیری شد. مشاهده شد استحکام کششی برای نمونه کامپوزیتی نسبت به آلومینیوم و مقادیر میکروسختی و چقرمگی شکست نسبت به نمونه های اولیه افزایش یافته است. اعمال کار سرد را می توان دلیل اصلی افزایش سختی و چقرمگی دانست و علت افت استحکام کامپوزیت نسبت به منیزیم، ایجاد ناپایداری پلاستیکی در تقویت کننده منیزیم به دلیل اعمال کرنش بالاست. همچنین نتایج حاصل از میکروسکوپ الکترون روبشی نشان داد که مکانیزم شکست برای لایه آلومینیوم نرم و برای منیزیم ترد است و سطح مقطع شکست در لایه آلومینیوم نسبت به آلومینیوم اولیه، دارای میکرو حفرات کم عمق تر و کوچک تر می باشد، که نشان دهنده شکست نرم برشی است.	دریافت: 1399/06/21 پذیرش: 1400/03/30 کلیدواژگان: پیوند سرد نوردی چقرمگی شکست خواص مکانیکی کامپوزیت لایه ای

## Evaluation of Mechanical Properties and Fracture Toughness of Aluminum-Magnesium-Aluminum Composite Produced by Cold Roll Bonding process

Mohammad Delshad Gholami<sup>1</sup>, Davood Rahmatabadi<sup>2</sup>, Taghi Shojaei<sup>1</sup>, Ramin Hashemi<sup>1\*</sup>, Bijan Mohammadi<sup>1</sup>

- 1- School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran
  - 2- School of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran
- \* P.O.B. 1684613114, Tehran, Iran, [rhashemi@iust.ac.ir](mailto:rhashemi@iust.ac.ir)

### Keywords

Cold Roll Bonding  
 Fracture Toughness  
 Mechanical Properties  
 Layered Composite

### Abstract

In the last few years, researchers have been interested in the fabrication of laminated composite sheets. In this research, mechanical properties and fracture toughness of three-layer aluminum-magnesium-aluminum composite sheet produced by cold-rolling bonding method were investigated. Mechanical properties and fracture cross-sections of the specimens were studied by uniaxial tensile test, hardness test and scanning electron microscopy, respectively. It was observed that the tensile strength of composite specimens was higher than that of aluminum and the microhardness and fracture toughness values were increased compared to the initial specimens. High applied cold work can be the main reason for the increase in hardness and fracture toughness, and the reason for the decrease in composite strength over magnesium is the creation of plastic instability in the magnesium reinforcer due to the high strain. The results of scanning electron microscopy also show that the fracture mechanism is for the soft aluminum layer and for the crisp magnesium and the surface of the fracture cross section in the aluminum layer has a shallower and smaller micropores, indicating shear ductile fracture.

### 1- مقدمه

با خواص مکانیکی بالا بیش تر شده است. انتخاب یک ماده در سازه های مهندسی باید متناسب با نوع کارکرد و موقعیت به کارگیری آن ماده باشد. در امروزه با توجه به پیشرفت های چشم گیر در زمینه ی علوم مهندسی نیاز به مواد

### Please cite this article using:

Delshad Gholami, M., Rahmatabadi, D., Shojaei, T., Hashemi, R. and Mohammadi, H., "Evaluation of Mechanical Properties and Fracture Toughness of Aluminum-Magnesium-Aluminum Composite Produced by Cold Roll Bonding process", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1317-1326, 2021.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

از هرگونه اکسید سطحی در تماس با یکدیگر قرار گیرند بدون غلبه بر مانع انرژی اتصالی صورت نمی‌گیرد [7-9]. بر اساس تحقیقات انجام شده علت این مانع انرژی دافعه‌ی دوام فلز متقابل در حین نزدیک شدن به یکدیگر هست و در واقع با صرف انرژی، این دوام به فاصله معین جهت ایجاد پیوند فلزی می‌رسند [10]. عوامل زیادی نظیر: ضخامت ورق اولیه [4]، درصد کاهش ضخامت و آنیل قبل و بعد از نورد [5]، زمان و دمای آنیل [11]، عملیات حرارتی بین پاس‌ها [12]، درصد کرنش [13]، ذرات تقویت‌کننده و مقدار آن [14] سرعت و جهت نورد [15, 16]، آماده‌سازی سطح [4] و ساختار کریستالی فلزات [5, 17] بر روی کیفیت اتصال در پیوند سرد نوردی موثر است.

چقرمگی شکست یکی از پارامترهای مهم در طراحی و شکست اجزای مکانیکی است که کم‌تر در تحقیقات مورد بررسی قرار گرفته است. چقرمگی شکست، قابلیت مواد در جذب انرژی قبل از شکست را نشان می‌دهد که بررسی آن در قطعات داری ترک به منظور پیش‌بینی عمر قطعه حایز اهمیت است. استحکام شکست در حالت تنش صفحه‌ای علاوه بر اینکه تابع ضخامت است، تابع درجه حرارت و نرخ بارگذاری نیز می‌باشد. همچنین مقادیر آن می‌تواند با تغییر طول اولیه ترک نیز تغییر نماید. منحنی  $R^2$  یکی از روش‌های تجربی پرکاربرد برای تعیین مقاومت شکست مواد در طی رشد آرام و پایدار ترک است [3, 7, 8, 18]. این روش چگونگی افزایش استحکام به شکست را با افزایش بار وارده به نمونه ترک دار طی رشد آرام ترک در حالت تنش صفحه‌ای ترسیم می‌کند [18]. در واقع منحنی R بیانگر تغییرات مقاومت به رشد ترک بر حسب طول ترک است. در این تحقیق، برای اولین بار چقرمگی شکست کامپوزیت لایه‌ای آلومینیوم-منیزیم-آلومینیوم تولید شده به روش پیوند سرد نوردی به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین خواص مکانیکی، سطح مقطع شکست و اتصال لایه‌ها نمونه کامپوزیتی تولید شده به روش پیوند سرد نوردی به ترتیب با استفاده از کشش تک محوره<sup>4</sup>، میکروسختی ویکرز<sup>5</sup>، میکروسکوپ الکترونی روبشی<sup>6</sup> و میکروسکوپ نوری<sup>7</sup> بررسی شد.

جدول 1 ترکیب شیمیایی و خواص مکانیکی آلومینیوم و منیزیم اولیه

Table 1. Chemical composition and mechanical properties of primary aluminum and magnesium

ماده	ترکیب شیمیایی (wt. %)	میکرو سختی (HVN)	ازدیاد طول (%)	استحکام کششی (MPa)
آلومینیوم 1050	99.44 Al, 0.406Fe, 0.121Si, 0.033Cu	24	55	59
منیزیم AZ31	95.9 Mg, 3Al, 1Zn, 0.1Mn	60	18	159

سال‌های اخیر کامپوزیت‌های لایه‌ای بیش از گذشته در کاربردهای صنعتی مورد توجه قرار گرفته‌اند [1]. بنابراین تحقیقات بسیار زیادی روی نحوه ساخت و تولید کامپوزیت‌های فلزی چندلایه به علت بالا بودن نسبت استحکام به وزن و خواص مکانیکی مناسب انجام شده است. هرچند از فلزات و آلیاژهای متنوعی می‌توان به‌عنوان زمینه استفاده کرد ولی آلیاژهای سبک و استحکام بالا به دلیل افزایش بازدهی مواد مناسب‌تری محسوب می‌شوند. آلومینیوم پس از فولاد مهم‌ترین و پر مصرف‌ترین فلز دنیا است و کاربرد آن در صنایع مختلف روزه‌روز افزایش یافته است. قیمت کم و دانسته پایین این فلز در مقایسه با آلیاژهای سبک دیگر مانند منیزیم و تیتانیوم سبب شده است محققین توجه ویژه‌ای به استفاده از آن در ساخت انواع ورق‌های چندلایه و کامپوزیت‌های زمینه فلزی داشته باشند. همچنین منیزیم به دلیل نسبت استحکام به وزن بالا در صنعت به خصوص صنایع خودروسازی و هوافضا کاربردهای زیادی دارد. از خواص دیگر منیزیم می‌توان به قابلیت ماشین‌کاری خوب، مقاومت به خوردگی و خزش عالی اشاره کرد. منیزیم با خلوص 99 درصد به ندرت کاربرد مهندسی دارد لذا از آن به صورت آلیاژی استفاده می‌شود. آلیاژهای منیزیم سری AZ مانند AZ31 و AZ91 در ترکیب شیمیایی آن‌ها سه عنصر اصلی منیزیم، آلومینیوم و روی بیشترین درصد را دارد. در میان آلیاژهای منیزیم، آلیاژ AZ31 به علت استحکام و داکتیلیته مناسب بیش تر مورد توجه محققان و صنعت‌گران واقع شده است [2]. محدودیت‌های استفاده از منیزیم مربوط به قیمت بالای آن و شکل‌پذیری بسیار پایین در دمای محیط است. با توجه به مطالب گفته شده کامپوزیت لایه‌ای آلومینیوم-منیزیم به دلیل خواص مطلوب دو فلز می‌تواند کاربردهای فراوانی در صنایع مختلف از جمله هوافضا و خودروسازی داشته باشد.

در سال‌های اخیر از بین روش‌های موجود برای ساخت کامپوزیت لایه‌ای، روش پیوند سرد نوردی<sup>1</sup> به دلیل ساده بودن فرایند و عدم نیاز به تجهیزات گران‌قیمت بیش‌تر مورد توجه قرار گرفته است [3]. این روش که در دسته روش‌های تغییر شکل شدید پلاستیک<sup>2</sup> قرار می‌گیرد، به دلیل خواص منحصر به فرد آن نسبت به سایر روش‌های تغییر شکل شدید پلاستیک بیش تر توسعه یافته است [4]. در حال حاضر چهار تئوری برای توجیه مکانیزم اتصال اتم به اتم در فلزات در حین جوش سرد ناشی از اعمال فشار ارائه شده است که عبارتند از تئوری لایه‌نازک، تئوری سد انرژی، تئوری اتصال نفوذی و تئوری اتصال تبلور مجدد [4]. در مبحث نورد در دمای محیط و دمای کمتر از تبلور مجدد فلز دو تئوری لایه‌نازک [4] و تئوری سد انرژی [5] مطرح می‌باشند.

تحقیقات نشان داده است که در فرایند پیوند نوردی سرد به علت پایین بودن دما، تئوری لایه‌نازک مکانیزم اصلی در برقراری پیوند است و اتصال زمانی می‌تواند بین دو ورق برقرار شود که تغییر شکل به‌اندازه‌ی کافی بزرگ باشد و سطح دو ورق در تماس با یکدیگر قرار گیرد. شکست لایه سطحی کار سخت شده، یا لایه‌ی اکسیدی تشکیل شده و بیرون آمدن فلز بکر زیرین از بین ترک‌ها نقش اساسی در ایجاد پیوند فلزی را دارد [4]. به‌عبارت‌دیگر اتصال بین دو فلز هنگامی حاصل می‌شود که در اثر تغییر شکل پلاستیک لایه اکسید ترد در سطح دو فلز شکسته شود و فلز زیر اکسید نمایان شود. این دو فلز تمیز در مجاورت با یکدیگر و در اثر اعمال نیروی عمودی نورد پیوند فلزی تشکیل می‌دهند [5, 6]. همچنین طبق تئوری سد انرژی، برای ایجاد جوش یک مانع انرژی وجود دارد که باید بر آن غلبه نمود. زیرا حتی اگر سطوح تمیز و عاری

<sup>5</sup> Scanning Electron Microscopy (SEM)

<sup>6</sup> Optic Microscopy (OM)

<sup>1</sup> Cold Roll Bonding (CRB)

<sup>2</sup> Severe Plastic Deformation (SPD)

<sup>3</sup> R Curve

<sup>4</sup> Uni-axial tensile test

## 2- روش تحقیق

در این تحقیق از ورق آلومینیوم خالص تجاری با ضخامت 0.5 میلی متر و منیزیم آلیاژی AZ31 با ضخامت 1 میلی متر استفاده شد. ویژگی‌ها و خواص مکانیکی آلومینیوم 1050 و منیزیم AZ31 استفاده شده در جدول 1 ارائه شده است. نمونه‌های اولیه آلومینیوم و منیزیم در ابعاد 160 میلی متر طول و 60 میلی متر عرض بریده شد. مهم‌ترین قسمت فرایند پیوند سرد نوردی مرحله آماده‌سازی است. به گونه‌ای که چنانچه این مرحله درست انجام نشود امکان اتصال پیوند بین سطوح ورق وجود نخواهد داشت و فرایند انجام نمی‌شود. لذا این مرحله باید با دقت بسیار زیادی انجام شود. برای این منظور، ابتدا باید سطح ورق از هرگونه چربی و آلودگی پاک شود. لذا ورق‌ها به مدت 10 دقیقه در استون صنعتی قرار داده شد. سپس به منظور اتصال بهتر بایستی اکسید سطحی حذف گردد. برای این امر و اطمینان از حذف شدن آلودگی‌های سطحی، با استفاده از برس سیمی فولادی که به دستگاه دریل دستی بسته می‌شود، سطح ورق‌ها کاملاً برس زده شدند. در ادامه ورق‌ها روی هم گذاشته شدند و به منظور جلوگیری از سرخوردن و لغزش آن‌ها زیر غلطک‌های نورد، چهار گوشه آن را با مته به قطر 0.5 میلی متر سوراخ و با استفاده از سیم مسی نازک به هم محکم بسته شدند. بدین ترتیب نمونه اولیه برای عملیات پیوند سرد نوردی آماده شد. باید توجه داشت به دلیل اکسید شدن سطح ورق‌ها پس از برس زنی و آماده‌سازی، بهتر است مراحل فوق سریع انجام شود. این عملیات به وسیله نورد آزمایشگاهی شامل دو غلطک با قطر 200 میلی متر و موتوری به قدرت 15 اسب بخار که توانایی ایجاد سرعت حداکثر 40 دور بر دقیقه را داشت، در دمای اتاق و بدون استفاده از روانکار انجام شد. شکل 1 شماتیک فرایند پیوند سرد نوردی را نشان می‌دهد. برای به دست آوردن نمودار تنش کرنش و سایر خواص مکانیکی مربوط به آن آزمون کشش تک محوره انجام شد. برای این منظور سه نمونه تست کشش در جهت نورد، بر اساس استاندارد ASTM E8M-9 با استفاده از دستگاه وایرکات تهیه شد. تست کشش با استفاده از دستگاه SANTAM در دمای اتاق، با نرخ کرنش  $1 \times 10^{-4}$  بر ثانیه انجام شد. همچنین جهت اندازه‌گیری سختی لایه‌های کامپوزیت آلومینیوم-منیزیم و مواد اولیه از تست میکروسختی ویکرز استاندارد ASTM E384 استفاده شد. برای این کار نمونه‌های مانت شده در راستای ضخامت که سطح آن‌ها سنباده و پولیش شده بود، زیر دستگاه میکروسختی JENUS قرار داده شد و با اعمال بار 200 گرم و مدت زمان 10 ثانیه یک اثر لوزی شکل روی قطعه ایجاد شد و با اندازه‌گیری قطرهای لوزی میزان سختی ویکرز محاسبه گردید. برای کاهش درصد خطا، این تست در 6 نقطه مختلف از نمونه انجام و میانگین اعداد به عنوان سختی نهایی ماده مورد نظر ثبت شد.

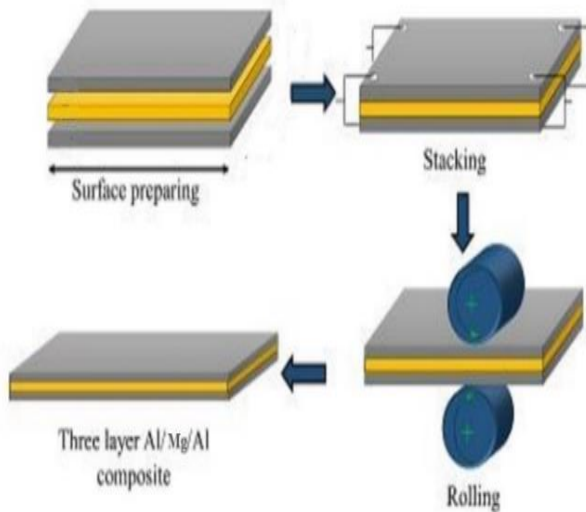


Fig. 1 Schematic illustration of CRB process

شکل 1 شماتیک فرایند پیوند سرد نوردی

در ادامه به منظور مطالعه چگونگی اتصال لایه‌ها و نوع شکست نمونه‌ها، سطح مقطع شکست آن‌ها پس از تست کشش تک محوره با استفاده از دستگاه میکروسکوپ الکترونی روبشی مدل VEGA TUSCAN مورد بررسی قرار گرفت. علاوه بر این از میکروسکوپ نوری برای بررسی ناپایداری پلاستیکی در لایه منیزیم و چگونگی اتصال لایه‌ها استفاده شد. عملیات آماده‌سازی نیز با استفاده از سنباده‌هایی با اندازه 200 تا 5000 و پولیشینگ با محلول آب، صابون، الکل و آلومینا با ذرات کمتر 3 میکرون انجام شد.

به منظور بررسی چقرمگی شکست نمونه‌های آلومینیوم خالص، منیزیم AZ31 و کامپوزیت سه لایه تولید شده به روش پیوند سرد نوردی، از هر ورق سه نمونه تست چقرمگی بر اساس استاندارد ASTM E647 با استفاده از ماشین وایرکات تهیه شد. شکل 2 ابعاد و نقشه نمونه‌ها را نشان می‌دهد. همانطور که در شکل مشخص است، بر اساس مطالعات محققین گذشته [16, 17] برای شبیه سازی شرایط رشد ترک نیاز به ایجاد یک شیار بسیار باریک به اندازه 0.5 میلی متر است. نکته مهم رعایت کردن نسبت  $a_0/W$  یکسان برای همه نمونه‌ها است که در این تحقیق این نسبت 0.4 در نظر گرفته شد. مقدار چقرمگی شکست با استفاده از روش منحنی R، محاسبه شده است. مقدار رشد ترک با استفاده از دوربین اندازه‌گیری و با تبدیل به تصاویر و استفاده از نرم افزار، مقدار رشد ترک در زمان‌های مختلف محاسبه شد و نیروهای متناظر با مقدار رشد ترک نیز با استفاده از داده‌های دستگاه کشش، استخراج شد و با استفاده از معادلات زیر مقدار چقرمگی شکست و منحنی نیروهای ثابت ترسیم شد تا بر اساس استاندارد مربوطه مقدار چقرمگی شکست برای مواد اولیه و کامپوزیت تولید شده از نقطه تماس منحنی‌ها بدست آید.

با توجه به اینکه نمونه ها برای بدست آوردن چقرمگی شکست در مود اول هست، لذا بارگذاری به صورت شبه استاتیکی با سرعت 0.5 میلی متر بر دقیقه و با استفاده از دستگاه کشش در دمای محیط انجام شد. شکل 4 نمونه قبل و بعد از آزمون چقرمگی شکست را نشان می دهد.

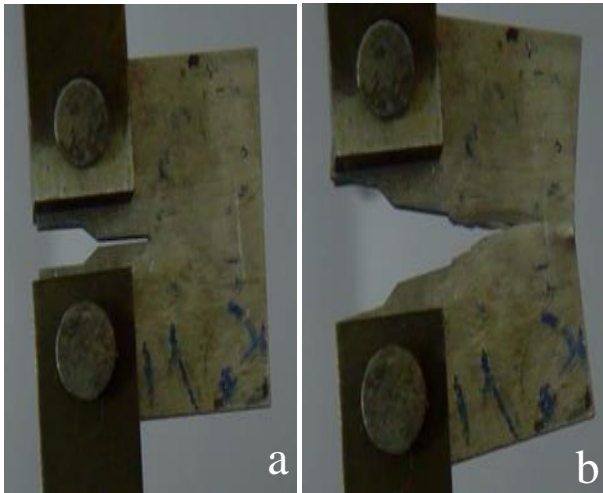


Fig. 4 Sample a) before and b) after fracture toughness test

شکل 4 نمونه (a) قبل و (b) بعد از آزمون چقرمگی شکست

### 3- نتایج و بحث 1-3- خواص مکانیکی

شکل 5 نمودار تنش کرنش مهندسی برای نمونه کامپوزیت سه لایه، آلومینیوم و منیزیم اولیه نشان می دهد. همان طور که مشخص است، استحکام کششی کامپوزیت ساخته شده به روش پیوند سرد نوردی از ورق آلومینیوم 1050 اولیه بیش تر و از منیزیم AZ31 اولیه کم تر است. مقدار استحکام کششی کامپوزیت سه لایه حدود 107 مگاپاسکال ثبت شد که نسبت به آلومینیوم (با استحکام کششی 59 مگاپاسکال) 85 درصد افزایش و نسبت به منیزیم (با استحکام کششی 159 مگاپاسکال) حدود 33 درصد کاهش داشته است. همچنین مقدار ازدیاد طول برای نمونه کامپوزیتی نسبت به نمونه آلومینیوم و منیزیم اولیه کاهش یافته است. علت این تغییرات در استحکام کششی و ازدیاد طول می تواند به دلیل کار سختی ایجاد شده در اثر افزایش چگالی نابعایی ها حاصل از اعمال کرنش شدید به نمونه باشد [5, 19].

همچنین شکل 6 نمودار تغییرات میکروسختی بر حسب ویکرز برای نمونه های اولیه و لایه های کامپوزیت تولید شده به روش پیوند سرد نوردی را نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود، پس از فرایند پیوند نوردی، میکروسختی برای هر دو لایه آلومینیوم و منیزیم به شدت افزایش یافته است. این افزایش شدید به دلیل میزان بالای افزایش چگالی نابعایی ناشی از کرنش سختی می باشد [20, 21].

$$k_{r_i} = \frac{p_i}{b\sqrt{w}} \times f_i\left(\frac{a}{w}\right)$$

$$f_i\left(\frac{a}{w}\right) = \left[ \frac{2 + \frac{a}{w}}{\left(1 - \frac{a}{w}\right)^{\frac{3}{2}}} \right] \left[ 0.886 + 4.64\left(\frac{a}{w}\right) - 13.32\left(\frac{a}{w}\right)^2 + 14.72\left(\frac{a}{w}\right)^3 - 5.6\left(\frac{a}{w}\right)^4 \right]$$

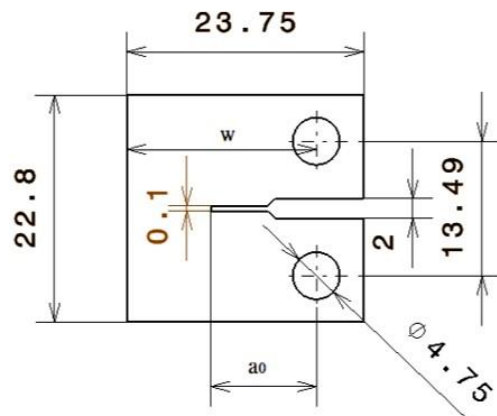


Fig. 2 Dimensions of toughness test specimens

شکل 2 ابعاد و نقشه نمونه های تست چقرمگی

به منظور انجام آزمایش با دستگاه کشش، نیاز به قید و بند و پین هایی است که به کمک آن ها نمونه ها نگه داشته شوند. همچنین لازم است این قیود کاملاً صلب بوده و به گونه ای باشند که در حین بارگذاری تغییر شکل نداده و باعث بروز خطا در نتایج نشود. قید و بند بر طبق استاندارد ASTM E399 برای نمونه های چقرمگی شکست، انتخاب طراحی و ساخته شد. شکل 3 شماتیک قرار گرفتن نمونه ها و قید و بند ساخته شده را نشان می دهد.

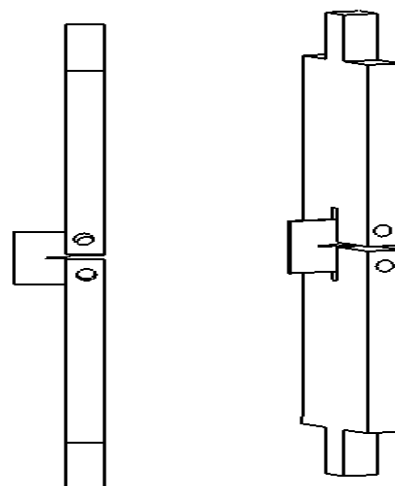


Fig. 3 Schematic of how the toughness test specimen is fitted into the mold

شکل 3 شماتیک نحوه قرار گرفتن نمونه تست چقرمگی در قید و بند

### 3-2- شکست نگاری

در این قسمت، مقطع شکست ورق‌های اولیه و نمونه فرآوری شده به روش پیوند سرد نوردی بعد از انجام آزمون کشش به وسیله میکروسکوپ الکترونی روبشی مورد بررسی قرار گرفت. شکل‌های 7 و 8 به ترتیب سطح مقطع شکست آلومینیوم 1050 و منیزیم AZ31 اولیه را نشان می‌دهند. مکانیزم غالب شکست در فلزاتی که دارای ساختار کریستالی مکعبی با وجوه مرکز دار<sup>2</sup> (مانند آلومینیوم) هستند، تشکیل حفره و سپس شکست نرم است. پدیده‌ی شکست نرم در مواد با چگالی نابجایی پایین در مرز دانه‌ها رخ می‌دهد که سطح شکست در آن‌ها با حفره‌هایی به شکل نیمه کروی مشاهده می‌گردد [6, 22, 23]. در هنگام تست کشش مواد دارای شکست نرم، دانه‌های ماده شروع به کشیدگی در راستای کشش کرده و با افزایش کشش در دانه‌ها حفره‌های کوچکی پدیدار می‌شود که با پیوستن این حفره‌ها به یکدیگر دانه‌های کشیده شده از سطح جدا شده و حفره‌های عمیقی را ایجاد می‌کنند که نشان از شکست نرم است [24]. به عبارت دیگر شکست نرم به صورت میکرو حفرات هم‌محور یا نیم‌کره‌ای ظاهر می‌شود. این نوع شکست با تشکیل میکرو حفرات، پیوستگی، انتشار ترک و سپس شکست برشی رخ می‌دهد [24].

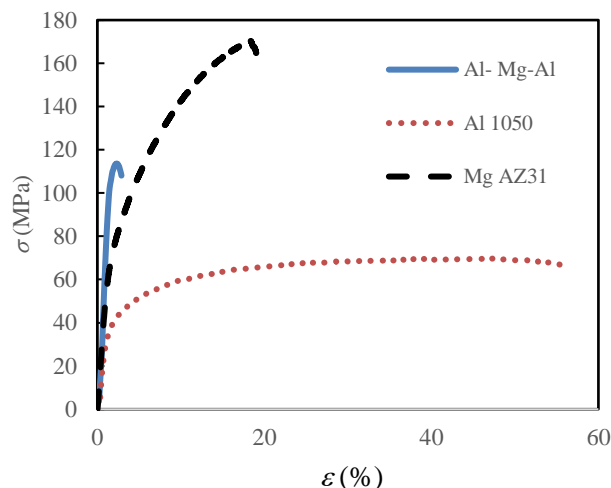


Fig. 5 Engineering strain stress curve for three-layer composite, Aluminum and Magnesium

شکل 5 منحنی تنش کرنش مهندسی برای نمونه کامپوزیت سه لایه، آلومینیوم و منیزیم اولیه

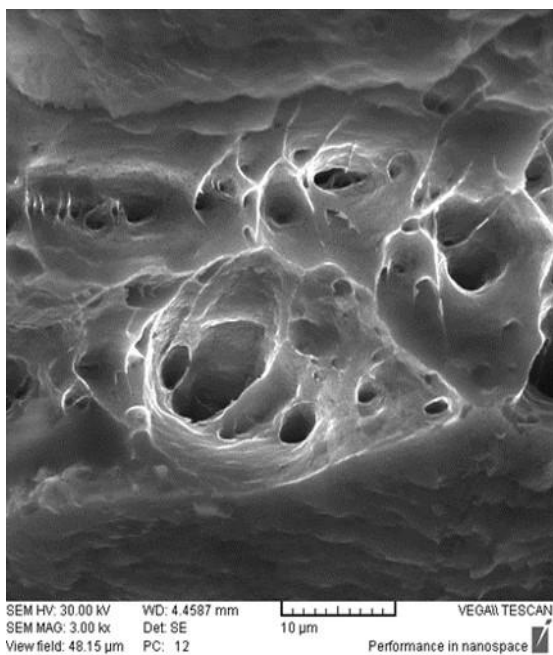


Fig. 7 Tensile fracture surfaces of initial sample Al 1050

شکل 7 سطح مقطع شکست نمونه آلومینیوم 1050 اولیه

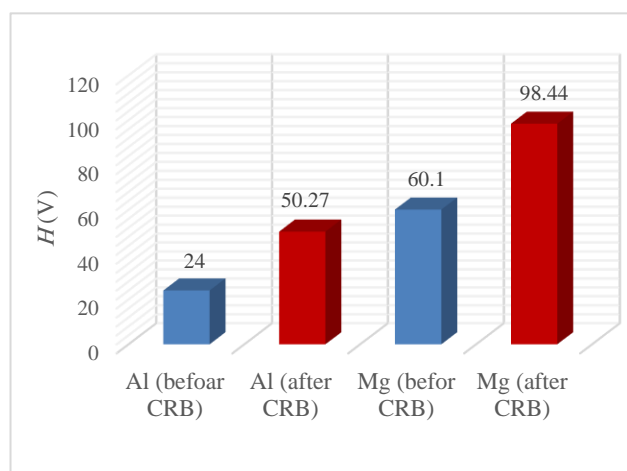


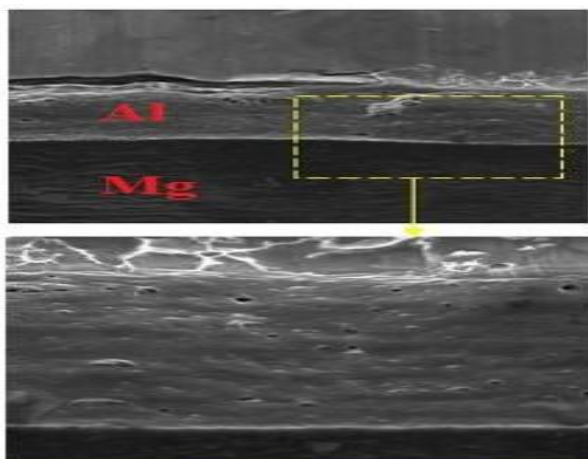
Fig. 6 Micro hardness changes for Al and Mg before and after CRB

شکل 6 تغییرات میکروسختی برای آلومینیوم و منیزیم قبل و بعد از پیوند سرد نوردی

در شکل 6، مقدار میکروسختی برای لایه‌های آلومینیوم و منیزیم در کامپوزیت تولید شده و قبل از نورد ارائه شده است. با مقایسه میکروسختی لایه‌ها قبل و بعد از فرایند پیوند سرد نوردی می‌توان اثر تقویت‌کنندگی نورد بر روی مقدار میکروسختی لایه‌ها را مشاهده کرد. این مقدار افزایش برای لایه‌های آلومینیوم 109% و برای منیزیم 64% ثبت شد. دلیل این اختلاف در افزایش میکروسختی می‌تواند به ساختار متفاوت آلومینیوم و منیزیم و همچنین تفاوت در انرژی نقص چیدمان<sup>1</sup> آن‌ها مربوط باشد. همچنین اعمال کار سرد و کرنش بالا دلیل اصلی افزایش میکروسختی برای هر دو لایه آلومینیوم و منیزیم است.

<sup>2</sup> Face Center Cubic (FCC)

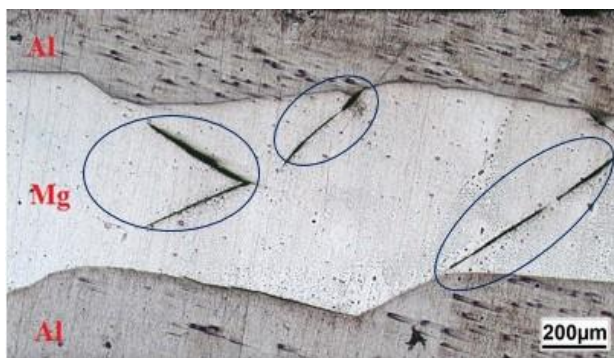
<sup>1</sup> Stacking Fault Energy



**Fig. 9** Tensile fracture surfaces of three-layer Al / Mg / Al composite produced by CRB

شکل 9 سطح مقطع شکست کامپوزیت سه لایه Al/Mg/Al تولید شده به روش پیوند سرد نوردی

در شکل 10 تصویر میکروسکوپ نوری لایه‌های کامپوزیت نشان داده شده است. همان‌طور که در قبل ذکر شد، منیزیم در دمای پایین شکل‌پذیری بسیار پایینی دارد. با توجه به اینکه در فرایند پیوند نوردی حداقل 50 درصد کاهش ضخامت به نمونه اعمال می‌شود، تشکیل باند برشی<sup>3</sup> شدید و شکست لایه منیزیم دور از انتظار نیست که در شکل 10، این نواحی مشخص شده است.



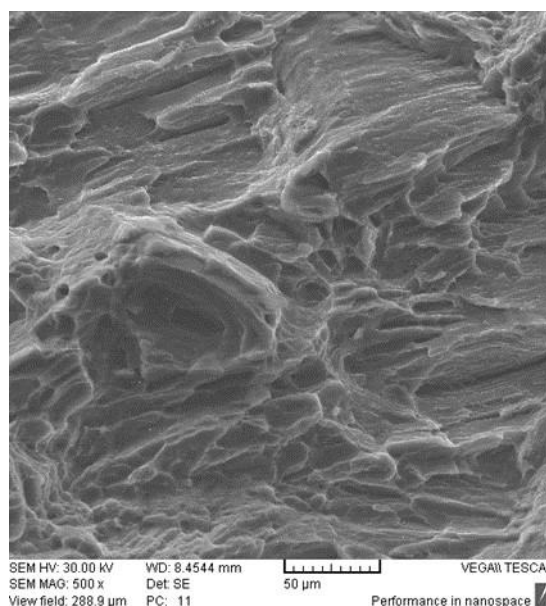
**Fig. 10** Optical microscope image of Al / Mg / Al composite layers with shear bands

شکل 10 تصویر میکروسکوپ نوری از لایه‌های کامپوزیت Al/Mg/Al به همراه باند های برشی تشکیل شده

### 3-3- چقرمگی تنش شکست صفحه‌ای

چقرمگی شکست تنش صفحه‌ای به عنوان یک پارامتر اساسی برای مواد نوین مانند فلزات و کامپوزیت‌های لایه‌ای مورد ارزیابی قرار می‌گیرد و به همین منظور در سالیان اخیر این پارامتر بسیار مورد توجه قرار گرفته است. چقرمگی شکست تنش صفحه‌ای معمولاً با دو روش منحنی R و انتگرال جی محاسبه می‌شود. در این مقاله از روش منحنی R برای بررسی تجربی چقرمگی شکست

بر خلاف آلومینیوم، شکست در منیزیم به دلیل ساختار کریستالی شش وجهی<sup>1</sup> به صورت شکست ترد<sup>2</sup> خواهد بود. شکل 8 سطح مقطع شکست منیزیم AZ31 را نشان می‌دهد.



**Fig. 8** Tensile fracture surfaces of initial sample Mg AZ31

شکل 8 سطح مقطع شکست نمونه منیزیم AZ31 اولیه

واضح است که در مورد کامپوزیت لایه‌ای آلومینیوم-منیزیم-آلومینیوم به دلیل ساختارهای کریستالی و مکانیزم شکست متفاوت دو فلز، ترکیبی از شکست نرم و ترد وجود داشته باشد. به عبارت دیگر، به علت وجود فلزات غیر مشابه، کرنش پلاستیک اعمالی ناشی از فرایند باعث بروز شکست نرم در لایه‌های آلومینیوم و شکست ترد در لایه منیزیم می‌شود. غالب بودن هر یک از مکانیزم‌ها بستگی به درصد حجمی ورق‌ها در کامپوزیت تولید شده به روش پیوند سرد نوردی دارد. شکل 9 سطح مقطع شکست نمونه کامپوزیت سه لایه را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است، شکل 9 نشان‌دهنده ترکیبی از مناطق برشی و حفره‌های عمیق است. همواره باید به خاطر داشت که ماده ترد کامل یا نرم مطلق نیست بلکه ترکیبی از این دو است و با بررسی میزان عمق حفره‌ها و نسبت مناطق برشی به مقدار حفره‌ها می‌توان تخمینی از نحوه شکست داشت. وجود میکروحفرات کم‌عمق‌تر و کوچک‌تر در نمونه‌ی کامپوزیت تولیدی نشان می‌دهد که نوع شکست نرم برشی شبیه به شکست در ورق آلومینیوم اولیه است با این تفاوت که حفره‌ها کم‌عمق‌تر هستند. در واقع هر حفره نماینده‌ی یک مکان‌جوانه‌زنی ترک است که به فرایند تغییر شکل پلاستیک نسبت داده شده است [23].

<sup>1</sup> Shear bands

<sup>1</sup> Hexagonal Close Pack (HCP)

<sup>2</sup> Brittle Fracture

شده است. همان‌طور که اشاره شده، نیرو و جابه‌جایی رشد ترک دو پارامتر اصلی در محاسبه چقرمگی شکست است که به ترتیب بیانگر مقاومت ماده در برابر رشد ترک و میزان تغییر شکل دهانه ترک هستند. طبق شکل 12، مشاهده می‌شود که مقاومت و استحکام آلیاژ منیزیم اولیه بیشتر از کامپوزیت آلومینیوم-منیزیم تولید شده است. مقدار نیروی حداکثر برای آلومینیوم خالص تجاری، منیزیم آلیاژی AZ31 و کامپوزیت تولید شده به روش پیوند سرد نوردی، به ترتیب 179، 497 و 370 نیوتن است و مقاومت به شروع گسترش ترک در منیزیم به مراتب بیشتر از آلومینیوم خالص تجاری و کامپوزیت آلومینیوم-منیزیم تولید شده با پیوند سرد نوردی است. این نتایج نشان می‌دهد که علی‌رغم اعمال کرنش بالا در حین نورد سرد، به دلیل وجود 66% آلومینیوم خالص تجاری در کامپوزیت آلومینیوم-منیزیم، مقاومت ماده در برابر شروع ترک، کمتر از منیزیم آلیاژی است. از طرف دیگر مطابق با نتایج آزمون کشش نمونه‌های استاندارد، مقدار بازشدگی دهانه ترک در آلومینیوم خالص تجاری بسیار بیشتر از کامپوزیت تولید شده و منیزیم آلیاژی است که این نتایج به میزان تغییر شکل و پلاستیسیته ماده مرتبط است و به دلیل تفاوت قابل توجه در ساختار کریستالی و قابلیت شکل‌پذیری آلومینیوم خالص تجاری نسبت به منیزیم در دمای محیط قابل پیش‌بینی بود.

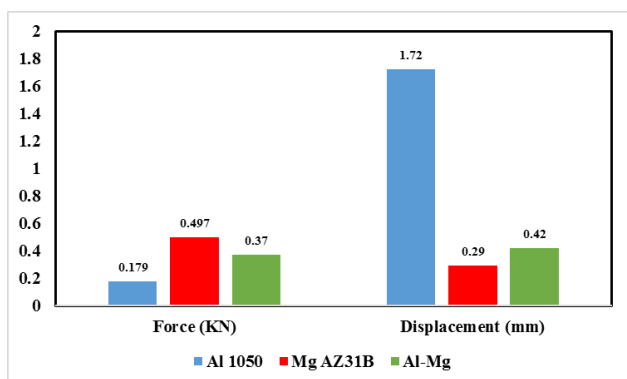


Fig. 12 Results of the CT standard tensile test

شکل 12 نتایج حاصل از آزمون کشش نمونه‌های استاندارد کششی فشرده

به طور کلی، منیزیم به دلیل استحکام بیشتر در برابر گسترش ترک، مقاومت بیشتری از خود نشان می‌دهد، هرچند که این مقاومت با کم‌ترین تغییر شکل و جابه‌جایی دهانه ترک اتفاق می‌افتد. نتایج آزمون کشش نیز به صورت کیفی و کمی تاییدکننده نتایج آزمون چقرمگی تنش صفحه‌ای می‌باشد و منیزیم دارای استحکام بیشتر و ازدیاد طول کمتر است. در شکل 13 و 14، منحنی R برای منیزیم آلیاژی و کامپوزیت لایه‌ای آلومینیوم-منیزیم تولید شده به روش پیوند سرد نوردی ارائه شده است. مطابق با این تصاویر، مقدار چقرمگی شکست از محل تماس منحنی R و نمودار چقرمگی در نیرو ثابت بدست می‌آید.

تنش صفحه‌ای کامپوزیت لایه‌ای آلومینیوم-منیزیم و مواد اولیه آن (آلومینیوم خالص تجاری و منیزیم آلیاژی AZ31) استفاده شده است. در شکل 11، نمودار نیرو-جابه‌جایی برای نمونه‌های استاندارد کششی فشرده<sup>1</sup> کامپوزیت لایه‌ای ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، این منحنی دارای دو ناحیه خطی و غیرخطی است. ناحیه خطی، از شروع بارگذاری تا شروع گسترش ترک است و معمولاً این ناحیه تا مقدار حداکثر نیروی بارگذاری برای نمونه کششی فشرده ادامه می‌یابد. به عبارت دیگر، این ناحیه بیانگر مقاومت ماده در برابر آغاز گسترش ترک است و سطح زیر این ناحیه نیز، میزان انرژی جذب شده از شروع آزمون تا شروع رشد ترک مشخص می‌کند. علاوه بر این، چون در این ناحیه هنوز رشد ترک آغاز نشده است، کل میزان نیروی اعمالی صرف تغییر شکل دهانه ترک می‌شود و هر چقدر که میزان جابه‌جایی و تغییر شکل آن بیشتر باشد مقدار انرژی بیشتری صرف تغییر شکل دهانه ترک شده است [3]. مطابق با شکل 11، سه پله در ناحیه خطی نمودار نیرو-جابه‌جایی دهانه ترک برای کامپوزیت سه لایه آلومینیوم-منیزیم مشاهده می‌شود که علت آن وجود سه لایه از آلومینیوم و منیزیم با مقاومت به رشد ترک متفاوت است و رشد ترک در نمونه، زمانی شروع می‌شود که ترک در هر سه لایه رشد کرده باشد و به عبارت دیگر هر پله نشان‌دهنده مقاومت هر یک از سه لایه تشکیل دهنده کامپوزیت تولید شده می‌باشد. در کامپوزیت‌های لایه‌ای در ناحیه الاستیک رفتار ماده تابعی از مواد تشکیل‌دهنده می‌باشد و به دلیل تفاوت در خواص الاستیک لایه‌ها، نواحی خطی با شیب‌های مختلف مشاهده می‌شود. پس از ناحیه خطی (نیروی حداکثر)، رشد ترک همراه با افت نیرو است و این ناحیه نیز بیانگر مقاومت ماده در برابر گسترش ترک می‌باشد.

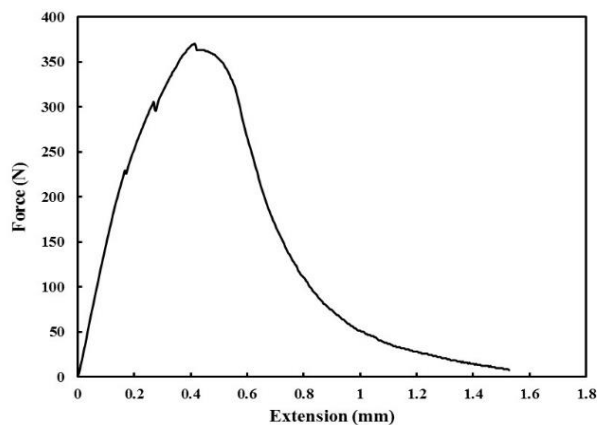


Fig. 11 Force Extension diagram for aluminum-magnesium-aluminum composite produced by CRB

شکل 11 نمودار نیرو-بازشدگی دهانه ترک برای کامپوزیت آلومینیوم-منیزیم-آلومینیوم تولید شده به روش پیوند سرد نوردی

در شکل 12، نتایج آزمون چقرمگی شکست تنش صفحه‌ای برای هر سه ماده (آلومینیوم، منیزیم و کامپوزیت تولید شده به روش پیوند سرد نوردی) ارائه

<sup>1</sup> CT Sample

نظر می‌گیرد [3, 7, 8, 25]. همچنین آلومینیوم با تغییر شکل و جابه‌جایی بیشتر دهانه ترک، دارای کم‌ترین میزان چقرمگی و منیزیم نیز با بالاترین مقدار استحکام، دارای چقرمگی شکست کمتر از کامپوزیت لایه‌ای آلومینیوم-منیزیم است [7].

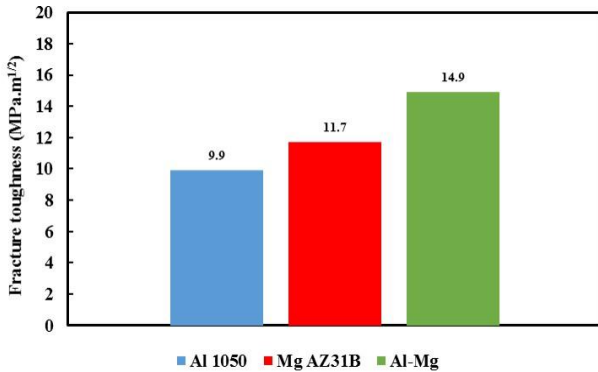


Fig. 15 The results of the R curve

شکل 15 نتایج حاصل از منحنی R

#### 4-نتیجه گیری

در این تحقیق ورق سه لایه‌ای آلومینیوم/منیزیم/آلومینیوم با استفاده از روش پیوند سرد نوردی تولید شد و خواص مکانیکی و چقرمگی شکست آن مورد بررسی قرار گرفت و نتایج زیر حاصل شد:

1- نتایج تست کشش تک محوره نشان می‌دهد استحکام کششی کامپوزیت ساخته شده به روش پیوند سرد نوردی از ورق آلومینیوم 1050 بیش تر و از منیزیم AZ31 کم تر است که نسبت به آلومینیوم 85% افزایش و نسبت به منیزیم حدود 33% کاهش داشته است علت این تغییرات در استحکام کششی و ازدیاد طول می‌تواند به دلیل کار سختی ایجاد شده در اثر افزایش چگالی نایجایی‌ها حاصل از اعمال کرنش شدید به نمونه باشد.

2- پس از فرایند پیوند نوردی، میکروسختی برای هر دو لایه آلومینیوم و منیزیم به شدت افزایش می‌یابد. این مقدار برای آلومینیوم 109% و برای منیزیم 64% ثبت شد. افزایش شدید در میکروسختی به دلیل میزان بالای افزایش چگالی نایجایی ناشی از کرنش سختی می‌باشد.

3- تصاویر میکروسکوپ الکترون روبشی نشان می‌دهد در مورد کامپوزیت لایه ای آلومینیوم - منیزیم - آلومینیوم به دلیل ساختارهای کریستالی و مکانیزم شکست متفاوت دو فلز، ترکیبی از شکست نرم و ترد وجود داشته باشد. به عبارت دیگر، به علت وجود فلزات غیر مشابه، کرنش پلاستیک اعمالی ناشی از فرآیند باعث بروز شکست نرم در لایه‌های آلومینیوم و شکست ترد در لایه منیزیم می‌شود. همچنین تصویر میکروسکوپ نوری از لایه‌ها نشان دهنده اتصال خوب بین منیزیم و آلومینیوم و تشکیل باند برشی در منیزیم به دلیل کرنش اعمالی شدید می‌باشد.

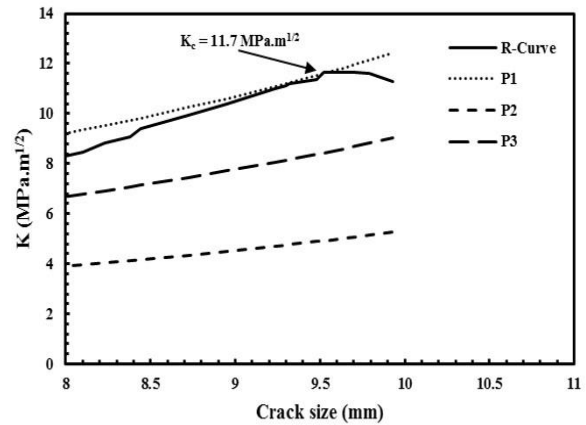


Fig. 13 R curve for magnesium alloy

شکل 13 منحنی R برای آلیاژ منیزیم

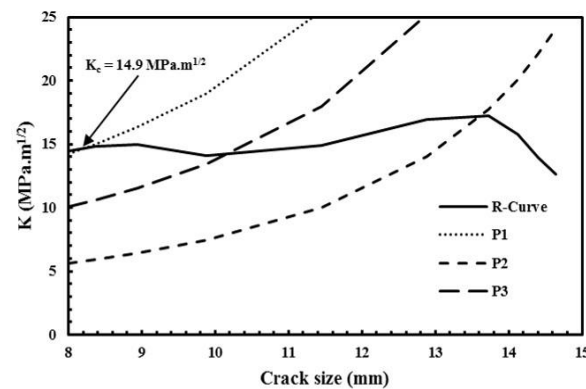


Fig. 14 R curve for aluminum-magnesium-aluminum composite

شکل 14 منحنی R برای کامپوزیت آلومینیوم-منیزیم-آلومینیوم

در شکل 15، نتایج حاصل از محاسبه چقرمگی شکست با استفاده از منحنی R برای مواد اولیه (آلومینیوم خالص تجاری و منیزیم آلیاژی) و کامپوزیت لایه‌ای آلومینیوم-منیزیم تولید شده به روش پیوند سرد نوردی ارائه شده است. مقدار چقرمگی شکست برای آلومینیوم خالص تجاری، منیزیم آلیاژی و کامپوزیت آلومینیوم-منیزیم به ترتیب 9.9، 11.7 و 14.9 حاصل شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، کامپوزیت آلومینیوم-منیزیم، علی‌رغم این که مقدار نیروی حداکثر (مقاومت در برابر شروع گسترش ترک) و جابه‌جایی دهانه ترک، بسیار کمتری از مواد اولیه دارد، اما مقدار چقرمگی آن به ترتیب 1.51 و 1.27 برابر آلومینیوم خالص تجاری و منیزیم آلیاژی است.

همان‌طور که قبلاً نیز ذکر شد، مطابق با نتایج پیشین، مقدار چقرمگی شکست تنش صفحه‌ای به هر دو پارامتر استحکام و شکل‌پذیری وابسته است و نتایج این تحقیق نیز بیانگر این موضوع است که برای دستیابی به چقرمگی شکست بالا، نیازمند بالا بودن هر دو پارامتر استحکام و شکل‌پذیری است و به نوعی چقرمگی شکست، هر دو پارامتر تغییر شکل پلاستیک و استحکام ماده را در

- 4- چقرمگی شکست تنش صفحه ای برای نمونه کامپوزیتی نسبت به نمونه اولیه آلومینیوم و منیزیم به ترتیب 50 و 27 درصد افزایش داشته است. در واقع کامپوزیت آلومینیوم-منیزیم-آلومینیوم، علی‌رغم این‌که مقدار نیروی حداکثر (مقاومت در برابر شروع گسترش ترک) و جابه‌جایی دهانه ترک، بسیار کمتری از مواد اولیه دارد، اما مقدار چقرمگی آن به مراتب از نمونه‌های آلومینیوم و منیزیم بیش تر است چرا که مقدار چقرمگی شکست تنش صفحه‌ای به هر دو پارامتر استحکام و شکل‌پذیری وابسته است.
- 5- مراجع**
- [14] Alizadeh, M. and Paydar, M., "Study on the Effect of Presence of Tih 2 Particles on the Roll Bonding Behavior of Aluminum Alloy Strips" *Materials & Design*, Vol. 30, No. 1, pp. 82-86, 2009.
  - [15] Manesh, H. D. and Shahabi, H. S., "Effective Parameters on Bonding Strength of Roll Bonded Al/St/Al Multilayer Strips" *Journal of Alloys and Compounds*, Vol. 476, No. 1-2, pp. 292-299, 2009.
  - [16] Jamaati, R. and Toroghinejad, M. R., "Investigation of the Parameters of the Cold Roll Bonding (Crb) Process" *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 527, No. 9, pp. 2320-2326, 2010.
  - [17] Wu, K., Chang, H., Maawad, E., Gan, W., Brokmeier, H. and Zheng, M., "Microstructure and Mechanical Properties of the Mg/Al Laminated Composite Fabricated by Accumulative Roll Bonding (Arb)" *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 527, No. 13-14, pp. 3073-3078, 2010.
  - [18] Rahmatabadi, D., Pahlavani, M., Bayati, A., Hashemi, R. and Marzbanrad, J., "Evaluation of Fracture Toughness and Rupture Energy Absorption Capacity of as-Rolled Lz71 and Lz91 Mg Alloy Sheet" *Materials Research Express*, Vol. 6, No. 3, 2019.
  - [19] Liu, C., Wang, Q., Jia, Y., Zhang, B., Jing, R., Ma, M., Jing, Q. and Liu, R., "Evaluation of Mechanical Properties of 1060-Al Reinforced with Wc Particles Via Warm Accumulative Roll Bonding Process" *Materials & Design*, Vol. 43, pp. 367-372, 2013.
  - [20] Tayyebi, M. and Eghbali, B., "Study on the Microstructure and Mechanical Properties of Multilayer Cu/Ni Composite Processed by Accumulative Roll Bonding" *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 559, pp. 759-764, 2013.
  - [21] Rahmatabadi, D., Shahmirzaloo, A., Farahani, M., Tayyebi, M. and Hashemi, R., "Characterizing the Elastic and Plastic Properties of the Multilayered Al/Brass Composite Produced by Arb Using Dic" *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 753, pp. 70-78, 2019.
  - [22] Rahmatabadi, D., Hashemi, R., Tayyebi, M. and Bayati, A., "Investigation of Mechanical Properties, Formability, and Anisotropy of Dual Phase Mg-7li-1zn" *Materials Research Express*, 2019.
  - [23] Tayyebi, M., Rahmatabadi, D., Adhami, M. and Hashemi, R., "Influence of Arb Technique on the Microstructural, Mechanical and Fracture Properties of the Multilayered Al1050/Al5052 Composite Reinforced by Sic Particles" *Journal of Materials Research and Technology*, 2019.
  - [24] Rahmatabadi, D. and Hashemi, R., "Experimental Evaluation of Forming Limit Diagram and Mechanical Properties of Nano/Ultra-Fine Grained Aluminum Strips Fabricated by Accumulative Roll Bonding" *International Journal of Materials Research*, Vol. 108, No. 12, pp. 1036-1044, 2019.
  - [25] Rahmatabadi, D. and Hashemi, R., "Experimental Investigation of Fracture Surfaces and Mechanical Properties of Aa1050 Aluminum Produced by Accumulative Roll Bonding Process" *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 10, pp. 305-312, 2016.
  - [1] Jamaati, R. and Toroghinejad, M. R., "Effect of Friction, Annealing Conditions and Hardness on the Bond Strength of Al/Al Strips Produced by Cold Roll Bonding Process" *Materials & Design*, Vol. 31, No. 9, pp. 4508-4513, 2010.
  - [2] Pahlavani, M., Marzbanrad, J., Rahmatabadi, D., Hashemi, R. and Bayati, A., "A Comprehensive Study on the Effect of Heat Treatment on the Fracture Behaviors and Structural Properties of Mg-Li Alloys Using Rsm" *Materials Research Express*, Vol. 6, No. 7, 2019.
  - [3] Rahmatabadi, D., Hashemi, R., Mohammadi, B. and Shojaee, T., "Experimental Evaluation of the Plane Stress Fracture Toughness for Ultra-Fine Grained Aluminum Specimens Prepared by Accumulative Roll Bonding Process" *Materials Science and Engineering A*, Vol. 708, pp. 301-310, 2017.
  - [4] Li, L., Nagai, K. and Yin, F., "Progress in Cold Roll Bonding of Metals" *Science and Technology of Advanced Materials*, Vol. 9, No. 2, pp. 023001, 2008.
  - [5] Jamaati, R. and Toroghinejad, M., "Cold Roll Bonding Bond Strengths: Review" *Materials science and technology*, Vol. 27, No. 7, pp. 1101-1108, 2011.
  - [6] Rahmatabadi, D., Tayyebi, M., Hashemi, R. and Faraji, G., "Microstructure and Mechanical Properties of Al/Cu/Mg Laminated Composite Sheets Produced by the Arb Process" *International Journal of Minerals, Metallurgy and Materials*, Vol. 25, No. 5, pp. 564-572, 2018.
  - [7] Rahmatabadi, D., Tayyebi, M., Sheikhi, A. and Hashemi, R., "Fracture Toughness Investigation of Al1050/Cu/Mgaz31zb Multi-Layered Composite Produced by Accumulative Roll Bonding Process" *Materials Science and Engineering A*, Vol. 734, pp. 427-436, 2018.
  - [8] Rahmatabadi, D., Mohammadi, B., Hashemi, R. and Shojaee, T., "An Experimental Study of Fracture Toughness for Nano/Ultrafine Grained Al5052/Cu Multilayered Composite Processed by Accumulative Roll Bonding" *Journal of Manufacturing Science and Engineering, Transactions of the ASME*, Vol. 140, No. 10, 2018.
  - [9] Habibi, M., Hashemi, R., Fallah Tafti, M. and Assempour, A., "Experimental Investigation of Mechanical Properties, Formability and Forming Limit Diagrams for Tailor-Welded Blanks Produced by Friction Stir Welding" *Journal of Manufacturing Processes*, Vol. 31, pp. 310-323, 2018.
  - [10] Eizadjou, M., Manesh, H. D. and Janghorban, K., "Investigation of Roll Bonding between Aluminum Alloy Strips" *Materials & Design*, Vol. 29, No. 4, pp. 909-913, 2008.
  - [11] Raei, M., Toroghinejad, M. R., Jamaati, R. and Szpunar, J. A., "Effect of Arb Process on Textural Evolution of Aa1100 Aluminum Alloy" *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 527, No. 26, pp. 7068-7073, 2010.
  - [12] Alizadeh, M., "Comparison of Nanostructured Al/B 4 C Composite Produced by Arb and Al/B 4 C Composite Produced by Rrb Process" *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 528, No. 2, pp. 578-582, 2010.
  - [13] Su, L., Lu, C., Tieu, A. K., Deng, G. and Sun, X., "Ultrafine Grained Aa1050/Aa6061 Composite Produced by Accumulative Roll Bonding" *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 559, pp. 345-351, 2013.





## کمی سازی عدم قطعیت رفتار ارتعاشی کامپوزیت کتان/اپوکسی بر اساس روشی مبتنی بر بسط چند جمله‌ای آشوب

محمد نوریان<sup>1</sup>، محمد راوندی<sup>2\*</sup>

1- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

2- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

\* تهران، صندوق پستی 19919-43344، ravandi@kntu.ac.ir

### چکیده

### اطلاعات مقاله

سازه‌های کامپوزیتی به دلیل دارا بودن خواص ویژه، امروزه به فراوانی در صنایع مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند. ترکیب ناهمگن مواد کامپوزیتی و همچنین عیوب ناخواسته ایجاد شده در فرایند ساخت همواره عدم قطعیت‌هایی در خواص نهایی سازه ایجاد می‌کنند. به ویژه در مواد کامپوزیتی تقویت شده با الیاف طبیعی که خواص آن به دلیل منشأ طبیعی دارای یک تغییر پذیری ذاتی بسیار بالا می‌باشد، خواص نهایی سازه‌های ساخته شده از این مواد را با عدم قطعیت‌های قابل توجهی همراه می‌سازد. لذا در پژوهش حاضر به تحلیل عدم قطعیت چند مقیاسی کامپوزیت کتان/اپوکسی تک جهته پرداخته شده است. بر این اساس، در گام نخست خواص مکانیکی غیر قطعی این نوع مواد در مقیاس میکرو و ماکرو بر مبنای نتایج تجربی گزارش شده در منابع استخراج گردیده و سپس با بهره‌گیری از آزمون‌های آماری، مدل احتمالی این خواص مشخص شده است. سپس با بکارگیری روش مدل سطح پاسخ مبتنی بر بسط چند جمله‌ای آشوب، به عنوان یک روش بهینه از لحاظ هزینه محاسباتی، و همچنین با بهره‌گیری از روش‌های نمونه برداری کلینشو-کرتیس و هایپرکیوب، به تحلیل عدم قطعیت رفتار ارتعاشی کامپوزیت کتان/اپوکسی پرداخته شده است. افزون بر این، نتایج بدست آمده از این روش با نتایج روش مونت کارلو به عنوان متداول‌ترین و پرهزینه‌ترین روش تحلیل عدم قطعیت، مورد صحت‌گذاری قرار گرفته است که انطباق خوبی را نشان داده است.

دریافت: 1399/08/28

پذیرش: 1400/03/30

### کلیدواژگان:

تحلیل عدم قطعیت

کامپوزیت کتان/اپوکسی

رفتار ارتعاشی

بسط چند جمله‌ای آشوب

کلینشو-کرتیس

## Uncertainty quantification of natural frequencies of flax/epoxy composite laminates based on a polynomial chaos expansion method

Mohammad Noorian, Mohammad Ravandi\*

Department of Mechanical Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran.

\* P.O.Box. 19919-43344, Tehran, Iran, ravandi@kntu.ac.ir

### Keywords

Uncertainty quantification  
Flax fibers  
Vibrational behavior  
Polynomial chaos expansion  
Cleanshaw –Curtis

### Abstract

Non-homogeneous mixture and unintentional flaws during the production stage have always given rise to uncertainties in the structural response of composite materials. This is intensified in the composites reinforced with natural fibers due to the natural origin of the fibers. In this study, an uncertainty analysis of the frequency response of a unidirectional flax/epoxy composite, as one of the common natural fiber composites, were carried out. The variability of the fiber elastic properties, fiber density, fiber volume fraction, and the misalignment of ply orientations were considered as the uncertainty sources. The uncertain input variables were divided into normal and uniform variables through the Anderson-Darling test, based on the various experimental data acquired from the literature. Due to the high number of uncertain input variables, a computationally efficient response surface approach based on the polynomial chaos expansion was adopted and modified accordingly to take the multi-type stochasticity of the input parameters into account. Moreover, the uncertainty analysis results obtained from the response surface method were validated by the direct Monte Carlo simulation, and the accuracy and efficiency of the surrogate model were demonstrated.

### 1- مقدمه

منجر به بروز مشکلاتی چون آلودگی‌های زیست محیطی گردیده است. مواد کامپوزیتی تقویت شده با الیاف مصنوعی از منابع تجدید ناپذیر به شمار آمده و تقریباً غیر قابل بازیافت می‌باشند. از اینرو، بهره‌گیری از موادی چون کامپوزیت‌های الیاف طبیعی به دلیل منشأ طبیعی آنها، رویکردی است که امروزه در راستای مقابله با مشکلات زیست محیطی به طور گسترده‌ای در

کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف مصنوعی از جمله الیاف شیشه و کربن به دلیل مزیت‌های فراوان نسبت به مواد سنتی امروزه در صنایع مختلفی مانند صنایع هوایی، دریایی، اتومبیل و غیره به وفور مورد استفاده قرار می‌گیرند [1]. اما با وجود تمام کاربردهای عظیم آنها، استفاده از این مواد با گذشت زمان

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Noorian, M., and Ravandi, M., "Uncertainty Quantification of Natural Frequencies of Flax/Epoxy Composite Laminates Based on a Polynomial Chaos Expansion Method", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1327-1338, 2021.

و تخمین احتمال شکست صفحات کامپوزیتی پرداختند. این روش بر اساس مدلسازی ناهمگونی‌های فضایی در خواص مواد با استفاده از میدان متغیرهای غیر گوسی در یک فضای دو بعدی و نمایش این ناهمگونی‌ها با استفاده بسط چند جمله‌ای آشوب می‌باشد. در سال 2015 ماخوپدی و همکاران [10]، با استفاده از رویکرد مدل جایگزین و روش کریگینگ مبتنی بر امان محدود، فرکانس طبیعی آماری پوسته کروی کامپوزیتی را بررسی نمودند. در این مطالعه حساسیت هر یک از منابع عدم قطعیت از جمله مکانیکی و هندسی بر فرکانس طبیعی مورد مطالعه قرار گرفته است. همچنین در سال 2017 ماخوپدی و همکاران [11]، به بررسی فرکانس طبیعی آماری تیرهای کامپوزیتی جدار نازک با عدم قطعیت در خواص میکرومکانیکی و آسیب ناشی از ترک ماتریس، با بهره از مدل جایگزین مبتنی بر روش تابع پایه شعاعی<sup>2</sup> پرداختند. در سال 2018 بالکوسا و همکاران [12]، به مطالعه و پیش بینی خواص الاستیک کامپوزیت‌های بافته شده سه بعدی پرداختند که با توجه به پیچیدگی این نوع کامپوزیت‌ها و کاهش هزینه‌های محاسباتی، از روش شبکه عصبی در راستای ایجاد مدل جایگزین استفاده شده است. در سال 2019 پینگ و همکاران [13]، با بهره از یک روش آنالیز عدم قطعیت مبتنی بر بسط چند جمله‌ای آشوب به بررسی اثر خواص مکانیکی الاستیک غیر قطعی بر روی فرکانس طبیعی سازه‌های کامپوزیتی پرداختند.

در طول چند سال اخیر تحقیقات بسیاری در حوزه تحلیل عدم قطعیت کامپوزیت‌های متعارف انجام گرفته است ولی با این وجود، با توجه به اهمیت کامپوزیت‌های الیاف طبیعی، مطالعات بسیار اندکی در حوزه تحلیل عدم قطعیت در این نوع کامپوزیت‌ها اختصاص داده شده است. در میان مطالعات انجام شده در زمینه کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف کتان، تنها یک مطالعه توسط بلنچارد و همکاران [14]، در سال 2019 ارائه شده است. آنها بر اساس قابلیت اطمینان، یک طراحی نسبی از سازه‌های کامپوزیتی تقویت شده با الیاف شیشه و کتان، با هدف جایگزین الیاف کتان با الیاف شیشه در سازه Grillage را مورد بررسی قرار دادند. همچنین برای بررسی رفتار ارتعاشی کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف کتان در طول چند سال اخیر مطالعاتی ارائه شده است. در اکثر این مطالعات رفتار ارتعاشی به صورت یک پاسخ قطعی و با استفاده از آزمایشات تجربی مورد ارزیابی قرار گرفته است [15-19]. بر همین اساس، در مطالعه حاضر با بهره‌گیری از رویکرد مدل جایگزین مبتنی بر بسط چند جمله‌ای آشوب، تحلیل عدم قطعیت رفتار ارتعاشی و ارزیابی پاسخ فرکانس طبیعی کامپوزیت تقویت شده با الیاف کتان انجام گرفته است. افزون بر این، به جهت بررسی راندمان محاسباتی روش فوق و همچنین صحت گذاری نتایج بدست آمده، نتایج استخراجی با نتایج شبیه سازی مستقیم مونت کارلو مورد بررسی و قیاس قرار گرفته است.

## 2- خواص مکانیکی کامپوزیت کتان/اپوکسی

با توجه به شماره بالای منابع در ارتباط با بررسی خواص مکانیکی کامپوزیت‌های کتان، در گام نخست باید یک معیار دقیق در راستای استخراج و گردآوری داده‌های مربوط به خواص مکانیکی اتخاذ گردد، بطوریکه به دلیل ماهیت ذاتی این نوع الیاف که دارای پراکندگی بالایی در خواص مکانیکی هستند، معیار انتخابی باید به نحوی باشد که داده‌های انتخابی میزان پراکندگی بالا در خواص

کاربردهای مختلفی مورد توجه قرار گرفته است. به نحوی که کمپانی‌های بزرگ خودروسازی از جمله مرسدس بنز، از کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف طبیعی برای ساخت اجزاء غیرسازه‌ای داخل اتومبیل استفاده می‌کنند.

اما باید در نظر داشت که ترکیب ناهمگن مواد کامپوزیتی و همچنین عیوب ناخواسته ایجاد شده در فرایند ساخت، همواره عدم قطعیت‌هایی در خواص نهایی سازه ایجاد می‌کنند. این عدم قطعیت در کامپوزیت‌های الیاف طبیعی، که به سبب عدم کنترل در روند تولید دارای یک تغییر پذیری ذاتی بسیار بالا در خواص فیزیکی، مکانیکی و شیمیایی الیاف می‌باشد، در تعیین خواص نهایی سازه در کاربردهای مهندسی بسیار حائز اهمیت بوده و در قابلیت اطمینان سازه کامپوزیتی می‌تواند نقش بسزایی ایفا کند.

در میان کامپوزیت‌های الیاف طبیعی، کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف کتان با توجه به دارا بودن پتانسیل مکانیکی بالقوه این الیاف، با رویکرد جایگزینی با الیاف شیشه در کامپوزیت‌های پلیمری، توجه بسیاری از محققان را در طی سالهای اخیر به خود جلب کرده است [2]. از اینرو، در سالهای اخیر مطالعات فراوانی در ارتباط با سازه‌های کامپوزیتی الیاف کتان انجام گرفته است که در ادامه به مروری اجمالی برخی از آنها پرداخته می‌شود.

در سال 2013 دارشیل و همکاران [3]، به مقایسه کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف کتان و الیاف شیشه به منظور جایگزینی الیاف کتان در یک سازه توربین بادی کوچک پرداختند که سرانجام مشاهده شد توربین کتانی با کارایی مشابه می‌تواند 10 درصد نسبت به توربین الیاف شیشه سبکتر باشد. در سال 2017 بامبج و همکاران [4]، به بهینه سازی هندسه مقاطع پروفیل شکل ساخته شده با الیاف طبیعی از جمله کتان در مقایسه با سازه‌های استیل معادل پرداختند. در این پژوهش نشان داده شده است که نمونه کتانی با ضخامت 4.8 میلیمتر در مقایسه با ضخامت 1.15 میلیمتر برای استیل، قادر به برآورد معیار کماتش برای دیواره‌های تحمل کننده بار می‌باشد. همچنین در سال 2018 آنها در مطالعه ای دیگر [5]، به طور تجربی به بررسی مقاطع پروفیل شکل ساخته شده از الیاف طبیعی پرداختند. در سال 2019 بلنچارد و همکاران [6]، تغییراتی در رفتار سازه کتانی در مقایسه با سازه‌های الیاف شیشه و کربن معادل یافتند که این تغییرات با افزایش تنش در سازه کتانی همراه می‌باشد.

تحلیل عدم قطعیت خواص مکانیکی و رفتار نهایی مواد و سازه‌های کامپوزیتی در طول چند سال اخیر با استفاده از روش‌های سنتی از جمله روش شبیه سازی مستقیم مونت کارلو انجام گرفته است. اما باید در نظر داشت که بهره‌گیری از این روش‌ها به جهت دستیابی به یک پاسخ مطلوب نیازمند هزاران بار تکرار می‌باشد. به علاوه این فرایند دارای رابطه مستقیمی با تعداد منابع دارای عدم قطعیت بوده، بطوریکه با افزایش این منابع نرخ همگرایی مطلوب از پاسخ سیستم به شدت کاهش می‌یابد. به همین منظور بهره‌گیری از رویکرد مدل‌های جایگزین و روش‌های ساخت آن از قبیل روش بسط چند جمله‌ای آشوب، در راستای کاهش هزینه محاسباتی فرایند مدلسازی عدم قطعیت و افزایش نرخ همگرایی پاسخ نهایی، می‌تواند نقش بسزایی ایفا کند [7]. بر این اساس در سال 2014 اسکارس و همکاران [8]، به بررسی و مدلسازی پایداری ایروالاستیک بال‌های چندلایه کامپوزیتی با عدم قطعیت موجود در جهت‌گیری لایه‌ها پرداختند. در این پژوهش به جهت کاهش هزینه محاسباتی، از مدل سطح پاسخ<sup>1</sup> مبتنی بر بسط چند جمله‌ای آشوب در راستای آنالیز عدم قطعیت استفاده شده است. در سال 2015 ساسیکوما و همکاران [9]، به توسعه یک روش امان محدود بر اساس چند جمله‌ای آشوب در راستای آنالیز عدم قطعیت

<sup>2</sup> Radial basis function (RBF)

<sup>1</sup> Response Surface Methodology (RSM)

بر همین اساس در راستای استخراج نتایج واقعی از منابع موجود، تلاش گردیده است که منابعی انتخاب گردد که تمامی قوانین اشاره شده را شامل شود. در جدول 1 نتایج نهایی حاصل از داده‌های استخراجی از لایه‌های تقویت شده با الیاف کتان ارائه شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، مدول یانگ الیاف و کسر حجمی براساس آزمون اندرسون دارلینگ<sup>1</sup> و ارضای قوانین معیار سطح قابل توجه مشاهدات<sup>2</sup> [13]، از یک توزیع نرمال تبعیت می‌نمایند. ازینرو، این خواص می‌تواند به عنوان پارامترهای تصادفی با توزیع نرمال در نظر گرفته شوند. همچنین مدول برشی و چگالی الیاف با توجه به مطالعات انجام شده توسط بیلی و زیا [29-32]، با یک توزیع نرمال ارائه شده است. از طرفی ضریب پواسون الیاف با یک توزیع یکنواخت در نظر گرفته شده اند. دلیل این فرض، عدم داده‌های کافی می‌باشد که تعیین توزیع این خواص را ناممکن می‌کند. بنابراین این خواص می‌تواند به عنوان پارامترهای بازه‌ای با تعریف یک بازه با کران بالا و کران پایین لحاظ شود. در نهایت، خواص ماتریس شامل مدول یانگ، مدول برشی و ضریب پواسون، با توجه به میزان پراکندگی اندک آنها در مقایسه با الیاف کتان، به صورت مقادیر قطعی در نظر گرفته شده اند. بنابراین از 9 خواص مکانیکی استخراج شده،  $E_f$ ،  $G_f$ ،  $V_f$ ،  $\rho_f$  دارای توزیع نرمال،  $v_f$  دارای توزیع یکنواخت و  $\rho_m$ ،  $v_m$ ،  $G_m$ ،  $E_m$  دارای مقداری قطعی و ثابت می‌باشند.

را پوشش دهی کرده‌باشد. همچنین، خواص گردآوری شده تطابق مطلوبی با خواص واقعی دارا باشند. روند تفضیلی معیار انتخابی به شرح زیر می‌باشد:

I. به منظور بدست آوردن بالاترین خواص مکانیکی، کامپوزیت تقویت شده یک جهته انتخاب گردیده است.

II. به دلیل بیشترین داده‌های موجود برای رزین اپوکسی و سازگاری بسیار بالا با الیاف کتان، رزین اپوکسی به عنوان ماتریس انتخابی مورد بررسی قرار گرفته است.

III. تمام داده‌های گردآوری شده از نتایج تجربی حاصل گردیده و از نتایج غیر تجربی صرف نظر شده است.

IV. از نتایج ارائه شده در گراف‌ها و نمودارها به دلیل عدم وضوح و دقت پایین صرف نظر گردیده و حتی الامکان داده‌ها و نتایجی مورد استفاده قرار گرفته که به صورت نقاط مشخص و یا مقدار دقیق گزارش شده است.

V. تاثیر انواع مختلف فرایند ساخت در خواص نهایی از اهمیت بالایی برخوردار بوده و باعث ایجاد تغییراتی در خواص می‌گردد. لذا برای پوشش دهی کلیه این تغییرات، انواع فرایندهای مختلف ساخت در استخراج و گردآوری داده‌ها در نظر گرفته شده است.

جدول 1 مدل احتمالی و نوع توزیع خواص مکانیکی کامپوزیت کتان/اپوکسی به همراه پارامترهای مربوطه

Table.1. Probabilistic model of mechanical properties of flax/epoxy composite

Parameteres	Distribution	Mean Value	Standard Deviation	Lower bound	Upper bound	Ref.
$E_f$ (GPa)	Normal	52.02	17.12	.....	.....	[24-34]
$G_f$ (GPa)		2.5	0.2	.....	.....	[20,21]
$\rho_f$ ( $\frac{kg}{m^3}$ )		1.47	0.24	.....	.....	[35,36]
$V_f$		0.40	0.11	.....	.....	[24-28,31-35,37-44]
$v_f$	Uniform	.....	.....	0.27	0.31	[32]
$E_m$ (GPa)	Deterministic	3.7	.....	.....	.....	
$G_m$ (GPa)		1.37	.....	.....	.....	[24,30-32]
$v_m$		0.35	.....	.....	.....	
$\rho_m$ ( $\frac{kg}{m^3}$ )		1.15	.....	.....	.....	[35,36]

<sup>2</sup> Observation significance level

<sup>1</sup> Anderson-Darling test

$$X = X(\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_m) = \sum_{j=1}^M C_j Q_j(\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_m) = Q(\rho)C$$

$$Q(\rho) = [Q_1(\rho), Q_2(\rho), \dots, Q_M(\rho)]$$

$$C = [C_1, C_2, \dots, C_M]^T$$

(7)

که  $Q_j$  چند جمله‌ای‌های هرمیتی،  $C_j$  ضرایب متناظر چندجمله‌ای و  $M$  تعداد ضرایب چند جمله‌ای می‌باشد.

### 2-3- محاسبه ضرایب چند جمله‌ای

بر اساس رابطه (7) ملاحظه می‌شود که پاسخ تصادفی سازه به عنوان توابع هرمیتی با وجود پارامترهای تصادفی نرمال و همچنین محاسبه ضرایب قطعی چند جمله‌ای بر اساس روش‌های نمونه برداری، امکان پذیر می‌باشد. با این وجود، همانطور که از جدول 1 مشاهده می‌شود، تعیین پاسخ سازه با وجود پارامترهایی با توزیع یکنواخت علاوه بر پارامترهای تصادفی نرمال، امری چالش برانگیز خواهد بود. لذا بر این اساس، روش بسط چند جمله‌ای آشوب به عنوان یک رویکرد مفید در ارزیابی پاسخ تصادفی سازه همراه با ترکیب عدم قطعیت‌ها شامل پارامترهایی با توزیع نرمال و یکنواخت، می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. به همین منظور با توجه به اینکه توابع لژاندر قادر به مدل کردن فضای آماری با توزیع یکنواخت می‌باشند [47]، ضرایب چند جمله‌ای رابطه (7) را می‌توان به عنوان توابع لژاندر مرتبه دو از پارامترهای تصادفی یکنواخت به صورت زیر بیان کرد [13,47]:

$$C_j = A_{j1} + \sum_{i=1}^n B_{ji} \gamma_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n D_{ji} (3\gamma_i^2 - 1) \quad (8)$$

$$j = 1, 2, \dots, M$$

که در آن  $A_{j1}$ ،  $B_{ji}$ ،  $D_{ji}$  ضرایب چند جمله‌ای،  $\gamma_i$  پارامترهای یکنواخت استاندارد و  $n$  تعداد پارامترهای یکنواخت می‌باشد. سرانجام با جایگذاری رابطه (8) در رابطه (7) پاسخ نهایی سازه با ترکیب عدم قطعیت‌ها شامل پارامترهایی با توزیع نرمال و یکنواخت به صورت همزمان، به فرم زیر بیان می‌شود:

$$X = X(\rho_1, \dots, \rho_m, \gamma_1, \dots, \gamma_n)$$

$$= \sum_{j=1}^M \left( A_{j1} + \sum_{i=1}^n B_{ji} \gamma_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n D_{ji} (3\gamma_i^2 - 1) \right) Q_j(\rho)$$

(9)

برای محاسبه ضرایب  $A_{j1}$ ،  $B_{ji}$ ،  $D_{ji}$  چند جمله‌ای، رابطه (8) را می‌توان در فرم ماتریسی به صورت زیر باز نویسی نمود:

$$LE_j = C_j \quad j = 1, 2, 3, \dots, M \quad (10)$$

که در آن  $L$  ماتریس لژاندر مرتبه دو از پارامترهای بازه‌ای،  $E_j$  بردار ضرایب چند جمله‌ای و  $C_j$  ضرایب بسط چند جمله‌ای آشوب، را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

### 3- تحلیل عدم قطعیت سازه کامپوزیتی با بهره‌گیری از بسط چند

#### جمله‌ای آشوب

#### 1-3 بسط چند جمله‌ای آشوب

در روش بسط چند جمله‌ای آشوب، پارامترهای نامشخص به عنوان بسطی از تجزیه ضرایب قطعی و پایه‌های متعامد تصادفی بیان می‌شوند [22]. با استفاده از روش بسط چند جمله‌ای آشوب، پاسخ سازه‌ای  $X$  را می‌توان به صورت سری همگرایی از چند جمله‌ای‌های متعامد به فرم رابطه (1) بیان کرد [23]:

$$X = C_0 + \sum_{i_1=1}^m C_{i_1} H_1(\rho_{i_1}) \quad (1)$$

$$+ \sum_{i_1=1}^m \sum_{i_2=1}^{i_1} C_{i_1 i_2} H_2(\rho_{i_1}, \rho_{i_2}) + \dots$$

که در آن  $\{\rho_i\}_{i=1}^{\infty}$  مجموعه‌ای از متغیرهای مستقل و تصادفی با توزیع نرمال استاندارد،  $H_p(\rho_{i_1}, \rho_{i_2}, \dots, \rho_{i_m})$  مجموعه‌ای از چند جمله‌ای‌های چند بعدی هرمیتی از متغیرهای تصادفی نرمال  $\rho$  با مرتبه  $p$ ، و  $C_{i_1 i_2 \dots}$  ضرایب ثابت می‌باشند. بسط چندجمله‌ای آشوب یک بسط همگرا از لحاظ میانگین مربعات بوده و بسته به درجه آن، همه چندجمله‌ای‌های متعامد از همان درجه را در قالب چند جمله‌ای هرمیتی شامل می‌شود [45]. رابطه کلی برای بدست آوردن چند جمله‌ای هرمیتی از مرتبه  $p$  برای  $m$  متغیر تصادفی نرمال  $\rho$ ، به صورت زیر بیان می‌شود:

$$H_p(\rho_{i_1}, \rho_{i_2}, \dots, \rho_{i_p})$$

$$= (-1)^p e^{\frac{1}{2}\rho^T \rho} \frac{\partial^p e^{-\frac{1}{2}\rho^T \rho}}{\partial \rho_{i_1} \partial \rho_{i_2} \dots \partial \rho_{i_p}}$$

(2)

که در آن  $\rho = (\rho_1, \dots, \rho_m)^T$  و  $i_1, i_2, \dots, i_p \in \{1, 2, \dots, m\}$  بردار متغیرهای تصادفی با توزیع نرمال استاندارد می‌باشد. در نهایت، رابطه (1) را می‌توان به فرم ماتریسی زیر بیان کرد:

$$HC = X \quad (3)$$

که در آن  $H$  ماتریس هرمیتی،  $X$  بردار پاسخ سازه‌ای و  $C$  ضرایب چند جمله‌ای، را می‌توان به صورت زیر تعیین کرد [13,46]:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & H_1(\rho_1^1) & \dots & H_2(\rho_1^1, \rho_2^1) & \dots & H_p(\rho_1^1, \dots, \rho_p^1) \\ 1 & H_1(\rho_1^2) & \dots & H_2(\rho_1^2, \rho_2^2) & \dots & H_p(\rho_1^2, \dots, \rho_p^2) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & H_1(\rho_1^N) & \dots & H_2(\rho_1^N, \rho_2^N) & \dots & H_p(\rho_1^N, \dots, \rho_p^N) \end{bmatrix}$$

(4)

$$X = (X_1, X_2, \dots, X_N)^T \quad (5)$$

$$C = (H^T H)^{-1} H^T X \quad (6)$$

که در آن  $N$  تعداد نقاط نمونه مربوط به متغیرهای تصادفی با توزیع نرمال می‌باشد. بنابراین با توجه به روابط (3)-(6)؛ رابطه (1) را می‌توان به فرم سری زیر بازنویسی کرد:

$$m_i = \begin{cases} 1, & k = 1 \\ 2^{k-1} + 1, & k > 1 \end{cases} \quad (15)$$

$$\rho_j^{(i)} = \begin{cases} 0, & k = 1 \\ -\cos\left(\frac{\pi(j-1)}{m_i-1}\right), & j = 1, 2, \dots, m_i \quad k > 1 \end{cases} \quad (16)$$

که اندیس  $j$  نشان دهنده  $Z$  امین متغیر تصادفی نرمال و  $i$  نشان دهنده  $A$  امین مکان نقطه می‌باشد. بنابراین مجموعه نقاط کلینشو با سطح ترتیب  $k$  با ترکیبات ایجاد شده بین سطوح  $k+1$  و  $k+m$  به صورت زیر تعیین می‌شوند:

$$A(k, m) = \cup_{k+1 \leq i_1 + \dots + i_m \leq m+k} (\rho^{i_1} \times \dots \times \rho^{i_m}) \quad (17)$$

که در آن  $i_1, i_2, \dots, i_m \in \{1, 2, \dots, k+1\}$  می‌باشد. در نهایت نقاط نمونه برای متغیرهای تصادفی به صورت بردار  $(\rho_1^i, \rho_2^i, \dots, \rho_m^i)$ ،  $i = 1, 2, \dots, N$  قابل بیان است که در آن  $N$  تعداد نقاط نمونه می‌باشد.

2- در مرحله دوم، ضرایب چند جمله‌ای  $C_j = 1, 2, \dots, M$  با استفاده از روابط (4)-(5) تعیین می‌گردد. در ابتدا در  $\omega$  امین نمونه از متغیرهای بازه‌ای  $(\gamma_1^\omega, \gamma_2^\omega, \dots, \gamma_n^\omega)$  بردار پاسخ صحیح  $X$  با استفاده از  $N$  تحلیل پاسخ سازه‌ای قطعی بر اساس نقاط نمونه برآورد شده و سپس با استفاده از رابطه (6) ماتریس ضرایب تعیین می‌گردد. پارامترهای ورودی بر اساس تبدیل توزیع نرمال و یکنواخت استاندارد به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned} x_i^v &= \rho_i^v * (f \sigma_{x_i}) + \mu_{x_i} \\ y_j^\omega &= \gamma_j^\omega * y_j^r + y_j^c \\ v &= 1, 2, \dots, N \quad i = 1, 2, \dots, m \quad j = 1, 2, \dots, n \end{aligned} \quad (18)$$

که در آن  $\sigma_{x_i}$  پارامترهای توزیع نرمال،  $\mu_{x_i}$  و  $\gamma_i^r$  به ترتیب مقدار اسمی و شعاع بازه پارامتر بازه‌ای  $\gamma_i^c$  می‌باشد و ضریب  $f$  براساس بازه اطمینان مورد نظر تعیین می‌شود.

3- در این مرحله، میزان دقت مد نظر باید مورد بررسی قرار گیرد. برای تعیین میزان دقت، پاسخ پیش بینی شده رابطه (7) که با استفاده از ماتریس ضرایب حاصل شده است، باید توسط پاسخ صحیح که بر اساس شبیه سازی مستقیم بدست آمده مورد قیاس قرار گیرد. اگر میزان دقت مورد نظر ارضاء شود به مرحله بعد رفته و در غیر این صورت باید تعداد نقاط نمونه با استفاده از بهبود سطح ترتیب افزایش یابد و همه فرایندهای تشریح شده از مرحله اول تکرار شود.

4- در این مرحله، برای هر یک از نقاط نمونه مدل شده برای متغیرهای بازه‌ای، مرحله دوم تکرار می‌گردد و به دنبال آن ماتریس  $L$  بر اساس این نقاط نمونه تعیین می‌شود. سپس ماتریس ضرایب چند جمله‌ای  $C_j$ ،  $j = 1, 2, \dots, M$  قابل محاسبه می‌باشد و در آخر ماتریس ضرایب  $E_j$  با استفاده از رابطه (14) مدل می‌گردد. برای بررسی دقت مورد نظر، خطای جذر میانگین مربعات می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد [7].

5- سرانجام، مدل سطح پاسخ با استفاده از رابطه (9) برای سازه کامپوزیتی با وجود عدم قطعیت در رفتار آن، قابل بیان خواهد بود. پس از ساخت مدل سطح پاسخ و تولید متغیرهای تصادفی در فضای استاندارد و اعمال این متغیرها بر

$$L = \begin{bmatrix} 1 & (\gamma_1)^1 & \dots & (\gamma_n)^1 & \left(\frac{3\gamma_1^2-1}{2}\right)^1 & \dots & \left(\frac{3\gamma_n^2-1}{2}\right)^1 \\ 1 & (\gamma_1)^2 & \dots & (\gamma_n)^2 & \left(\frac{3\gamma_1^2-1}{2}\right)^2 & \dots & \left(\frac{3\gamma_n^2-1}{2}\right)^2 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \ddots & \ddots \\ 1 & (\gamma_1)^K & \dots & (\gamma_n)^K & \left(\frac{3\gamma_1^2-1}{2}\right)^K & \dots & \left(\frac{3\gamma_n^2-1}{2}\right)^K \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$E_j = [A_{j1} \ B_{j1} \ \dots \ B_{jn} \ D_{j1} \ \dots \ D_{jn}]^T \quad (12)$$

$$C_j = [(C_j)^1 \ (C_j)^2 \ \dots \ (C_j)^K]^T \quad (13)$$

که در آن  $K$  تعداد نقاط نمونه برداری پارامترهای بازه‌ای می‌باشد. بنابراین با توجه به روابط (10)-(13) ماتریس ضرایب به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$E_j = (L^T L)^{-1} L^T C_j \quad (14)$$

### 3-3- الگوریتم تحلیل عدم قطعیت سازه کامپوزیتی بر اساس بسط چند جمله‌ای آشوب

برای تعیین پاسخ غیر قطعی سازه‌های کامپوزیتی می‌توان از بسط چند جمله‌ای آشوب رابطه (9) به عنوان یک مدل جایگزین استفاده نمود [23]. از اینرو، بسط چند جمله‌ای آشوب می‌تواند برای تحلیل عدم قطعیت و تقریب پاسخ سازه‌های کامپوزیت‌ها با ترکیب عدم قطعیت‌ها شامل پارامترهای تصادفی نرمال و بازه‌ای مورد استفاده قرار گیرد. در ابتدا نقاط نمونه برای پارامترهای تصادفی نرمال با استفاده از یک روش ترتیب پراکندگی شبکه‌ای<sup>1</sup> تعیین گردیده و پاسخ دقیق سازه ( $X$ ) برای این نقاط محاسبه می‌گردد. سپس با جایگذاری این نقاط در چند جمله‌ای‌های متعامد هرمیتی ماتریس  $H$ ، ضرایب چند جمله‌ای بسط آشوب با استفاده از رابطه (6) استخراج می‌گردد. سرانجام با استفاده از روش نمونه‌برداری هاپپرکیوب<sup>2</sup> و جایگذاری آن در چند جمله‌ای لژاندر به عنوان توابعی از پارامترهای بازه‌ای و سپس استخراج ضرایب چند جمله‌ای با استفاده از رابطه (14)، پاسخ سازه‌های کامپوزیت‌ها با وجود ترکیب عدم قطعیت‌ها شامل متغیرهای تصادفی نرمال و بازه‌ای به صورت سطح پاسخ<sup>3</sup> مدل شده و میزان خطا برآورد می‌شود. روند تفصیلی این فرایند بشرح زیر است:

1- در مرحله اول نقاط نمونه باید در دو سطح با استفاده از روش مناسب تعیین گردد. به همین منظور در ابتدا نقاط نمونه برای متغیرهای بازه‌ای با بهره‌گیری از روش نمونه‌برداری هاپپرکیوب مدل می‌گردد [45,48]. این متغیرها به صورت بردار  $\gamma = (\gamma_1^\omega, \gamma_2^\omega, \dots, \gamma_n^\omega)$ ،  $\omega = 1, 2, \dots, K$  بیان می‌شوند، که در آن  $n$  تعداد متغیرهای بازه‌ای و  $K$  تعداد نقاط نمونه مدل شده با نمونه‌برداری هاپپرکیوب می‌باشد. سپس نقاط نمونه برای متغیرهای تصادفی نرمال با استفاده از روش ترتیب پراکندگی شبکه‌ای کلینشو-کرتیس<sup>4</sup> تعیین می‌گردد. در این روش، برای هر متغیر تصادفی نرمال زمانی که  $k$  سطح ترتیب در نظر گرفته شده باشد،  $m_i$  تعداد نقاط و  $\rho_j^{(i)}$  مکان آن نقاط در بازه  $[-1, 1]$  به فرم رابطه (15)-(16) تعیین می‌شوند [51-49]:

<sup>1</sup> Sparse collocation method

<sup>2</sup> Latin hypercube sampling method

<sup>3</sup> Response surface

<sup>4</sup> Sparse Cleanshaw-Curtis (SCC)

روی مدل سطح پاسخ، رفتار سازه کامپوزیتی تحت منابع عدم قطعیت مختلف مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. تمامی فرایندهای تشریح شده در فلوجارت شکل 1 ارائه شده است.

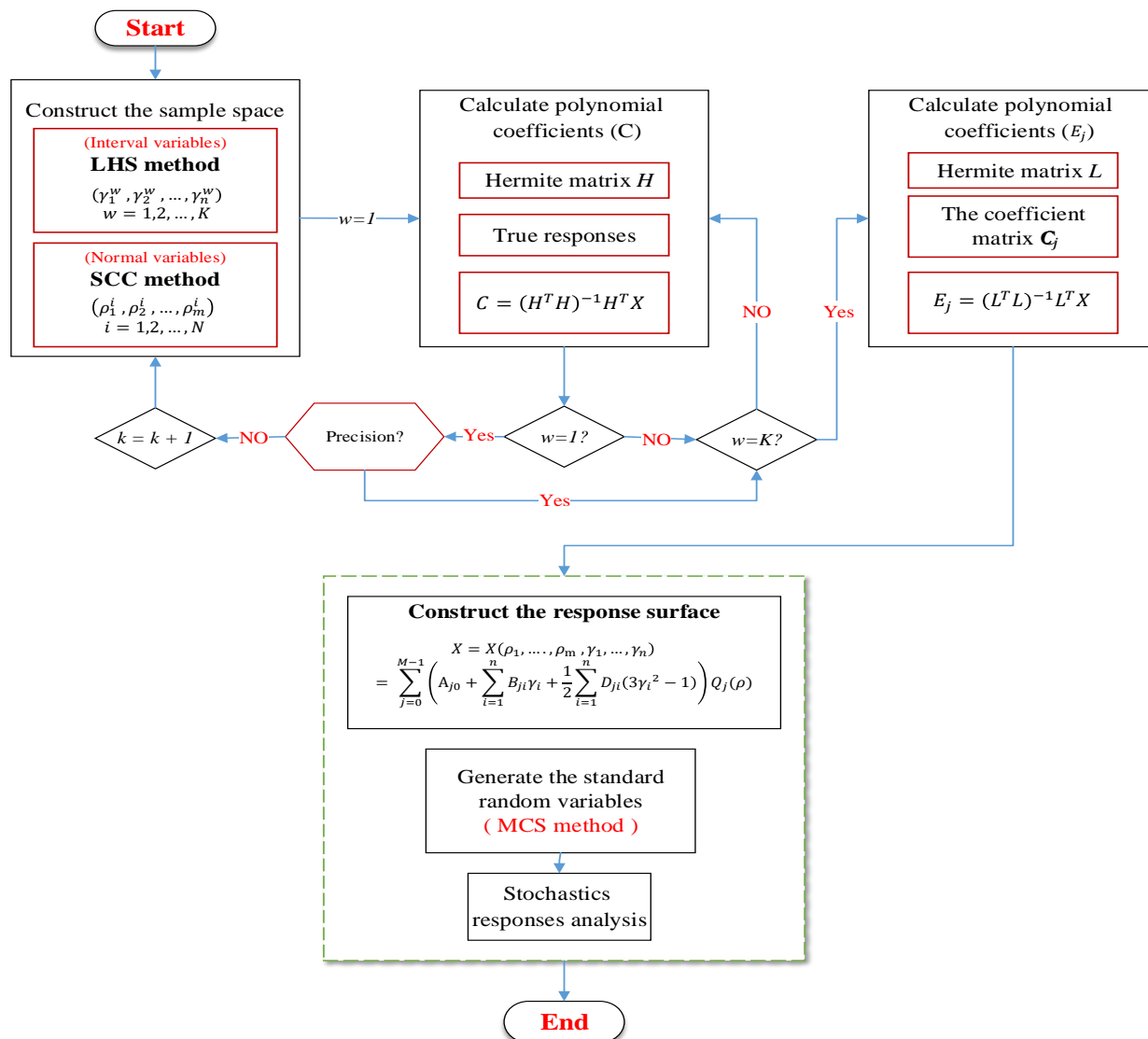


Fig.1. The flowchart of uncertainty analysis of composite structures based on the polynomial chaos expansion method

شکل 1 فلوجارت مدل‌سازی عدم قطعیت سازه کامپوزیتی مبتنی بر بسط چند جمله‌ای آشوب

ساخته و عدم قطعیت در پاسخ فرکانسی ارزیابی شده است. فرکانس طبیعی به عنوان تابعی از منابع عدم قطعیت به فرم رابطه (19) بیان می‌شود.

$$\omega_n = \omega_n(E_f, G_f, V_f, v_f, \rho_f, \theta_1, \theta_2, \dots, \theta_{12}) \quad (19)$$

$$n \in \{1, 2, 3, 4\}$$

که در آن  $\theta_i \sim \mathcal{N}(0, \sigma_{\theta_i}^2)$ ,  $i \in \{1, 2, \dots, N\}$  جهت گیری الیاف از جهت گیری اسمی هر لایه (اینجا صفر درجه) با فرض توزیع نرمال با واریانس  $\sigma_{\theta}^2$  است. بنابراین، ورودی‌های غیر قطعی شامل 17 پارامتر می‌باشد که از آن 16 پارامتر دارای توزیع نرمال و 1 پارامتر دارای توزیع یکنواخت است. همچنین، به جهت بررسی اثر عدم قطعیت جهت گیری لایه ها در ارزیابی پاسخ فرکانس طبیعی، تحلیل عدم قطعیت در انحراف معیارهای

#### 4- تحلیل عدم قطعیت چند مقیاسی فرکانس طبیعی صفحه کامپوزیتی کتان/اپوکسی

به منظور تحلیل عدم قطعیت چند مقیاسی رفتار ارتعاشی و ارزیابی پاسخ فرکانس طبیعی کامپوزیت کتان/اپوکسی، یک صفحه کامپوزیتی 12 لایه تک جهته با ابعاد هندسی 250\*100 میلی متر مربع با ضخامت 3.1 میلی متر در نظر گرفته شده است. صفحه کامپوزیتی دارای شرایط مرزی یک سرگیردار بوده، که در آن 50 میلی متر از طول نمونه ثابت شده است. این انتخاب بر اساس مطالعه تجربی انجام شده توسط محمودی و همکاران [18] در سال 2019 به منظور صحت سنجی مدل قطعی می باشد. سپس، با استفاده از مدل المان محدود برای پیش بینی رفتار فرکانسی قطعی صفحه کامپوزیتی و روش بسط چند جمله‌ای آشوب، مدل سطح پاسخ چهار فرکانس طبیعی آماری اول سیستم مذکور با وجود عدم قطعیت در خواص مکانیکی و جهت گیری لایه ها

1.8٪ می باشد. علاوه بر این با توجه به همگرایی پاسخ فرکانس طبیعی سایز مش بندی 8\*8 میلی متر در نظر گرفته شده است. پس از اطمینان از صحت مدل المان محدود، با اسکریپت نویسی به زبان پایتون و تعریف خواص قطعی و غیر قطعی مواد در مقیاس میکرو و ماکرو، و همچنین اعمال عدم انطباق جهت گیری الیاف از جهت گیری اسمی هر لایه و در نهایت تعیین نقاط نمونه برداری با استفاده از روش کلینشو و هایپرکیوب، خروجی به ازای هر یک از نقاط نمونه با استفاده از نرم افزار آباکوس استخراج می گردد. برای انتشار عدم قطعیت ها از مقیاس میکرو به ماکرو و تعریف خواص قطعی و غیر قطعی مواد در این دو مقیاس، می توان از قوانین مخلوطها به فرم روابط (20) - (24) بهره برد [52,53].

مختلفی از عدم انطباق جهت گیری الیاف شامل 0.5، 1، 1.5، 2، 2.5، 3 درجه انجام گرفته است.

#### 1-4- فرایند مدسازی

مدلسازی عدم قطعیت پاسخ فرکانس طبیعی با استفاده از نرم افزار المان محدود آباکوس و اسکریپت نویسی به زبان پایتون برای ساخت مدل سطح پاسخ انجام گرفته است. در گام نخست نیاز به بررسی و صحت گذاری مدل المان محدود قطعی در مقایسه با نتایج تجربی می باشد. در جدول 2 نتایج حاصل از مدل المان محدود با نتایج تجربی [18] مورد قیاس قرار گرفته است. همانطور که ملاحظه می شود نتایج چهار مد اول فرکانس طبیعی حاصل از مدل المان محدود با مرتبه دو نسبت به المان خطی از دقت بالاتری در قیاس با نتایج تجربی برخوردار بوده و در حالت کلی نتایج حاصل شده دارای حداکثر خطای

جدول 2 مقایسه نتایج تجربی و المان محدود

Table.2. Comparison of the experimental and finite element results

Mode No.	Experimental (Hz)	FEM (Hz)		Error (%)	
		Linear	Quadratic	$\epsilon^*$	$\epsilon^\#$
1	58.82	59.879	59.873	1.8	1.79
2	125.7	127.857	127.692	1.71	1.58
3	377.96	372.246	371.674	1.51	1.66
4	481.35	489.111	488.304	1.6	1.44

شایان ذکر است که مقادیر مربوط به سطح ترتیب و مرتبه ماتریس هرمیتی از چند جمله ای آشوب باید به صورت متناسب با یکدیگر تا رسیدن به دقت محاسباتی مطلوب افزایش یابد. افزایش بیش از حد این مقادیر، در گام نخست، منجر به افزایش حجم محاسباتی به مراتب بیشتر از روش مونت کارلو خواهد شد. در مرحله دوم، این امر منجر به همپوشانی بیش از حد نقاط انتخابی با منحنی سطح می شود، که سبب می شود پاسخ نهایی با خطای بالا و در مواردی با رفتارهای نامطلوب همراه شود. در جدول 3 نتایج حاصل از دو روش برای چهار مد اول مورد قیاس قرار گرفته است. همانگونه که مشاهده می شود نتایج حاصل از مدل سطح پاسخ نسبت به روش مونت کارلو به عنوان یک معیار صحت سنجی دارای دقت محاسباتی قابل توجهی می باشد. مقدار میانگین و انحراف معیار پاسخ فرکانس چهار مد اول بدست آمده از مدل سطح به ترتیب دارای خطاهایی کمتر از 0.15٪ و 1.51٪ درصد می باشند. این امر نشان دهنده دقت محاسباتی بالای بسط چند جمله ای آشوب و به دنبال آن مدل سطح پاسخ در مدلسازی عدم قطعیت سازه دارد. یک نکته قابل توجه از مقایسه فرکانسها با یکدیگر این است که خطای انحراف معیار مد چهارم با سایر مودهای اولیه از مرتبه یکسانی برخوردار می باشد، در صورتی که در حالت کلی دقت محاسبه در فرکانسهای بالاتر ارتعاشی به واسطه آنکه مدل شناسایی دقیقتری نیاز دارد کاهش خواهد یافت. اما باید در نظر داشت که این امر ناشی از خطای سیستماتیک ایجاد شده در محاسبه فرکانسهای طبیعی می باشد. روش بسط چند جمله ای آشوب یک روش جایگزین بر پایه داده های آماری از رفتار حقیقی سیستم می باشد و توزیع نتایج این روش تابع توزیع داده های ورودی می باشد. بنابراین، با توجه به اینکه در اینجا برای تولید داده های قطعی فرکانسهای

$$E_1 = V_f E_f + (1 - V_f) E_m \quad (20)$$

$$v_{12} = V_f v_f + (1 - V_f) v_m \quad (21)$$

$$E_2 = E_m \frac{1 + 0.5\delta V_f}{1 - \delta V_f} \quad (22)$$

$$\delta = \frac{\frac{E_f}{E_m} - 1}{\frac{E_f}{E_m} + 0.5} \quad (23)$$

$$G_{12} = G_m \frac{(1 + V_f)G_f + (1 - V_f)G_m}{(1 - V_f)G_f + (1 + V_f)G_m} \quad (24)$$

سپس با استفاده از نتایج حاصل از مدل المان محدود، مدل سطح پاسخ مبتنی بر روش بسط چند جمله ای آشوب ایجاد و تحلیل عدم قطعیت پاسخ فرکانس طبیعی انجام می گیرد. در نهایت، نتایج بدست آمده با استفاده از روش سطح پاسخ با نتایج روش شبیه سازی مستقیم مونت کارلو مورد صحت گذاری قرار گرفته است.

#### 2-4- نتایج و بحث و بررسی

در این قسمت نتایج حاصل از تحلیل عدم قطعیت چهار فرکانس طبیعی اول (شکل 2) با وجود عدم قطعیت در خواص فیزیکی، مکانیکی و جهت گیری الیاف با استفاده از مدل سطح پاسخ مبتنی بر بسط چند جمله ای آشوب مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. در اینجا مرتبه ماتریس هرمیتی از چند جمله ای آشوب (p) برابر 4، سطح ترتیب (k) مربوط به تعیین نقاط کلینشوکتیس برابر 2 و تعداد نقاط نمونه برداری هایپرکیوب برابر 3 در نظر گرفته شده است.

تحلیل عدم قطعیت بر اساس مدل سطح پاسخ مبتنی بر بسط چند جمله‌ای آشوب از دو لحاظ، نرخ همگرایی و زمان همگرایی بسیار حائز اهمیت است. در شکل 3 نرخ همگرایی روش مونت کارلو و مدل سطح پاسخ، و در شکل 4 زمان همگرایی این دو روش مورد قیاس قرار گرفته است. در نمودار شکل 3 مشاهده می‌شود که مقدار میانگین و انحراف معیار پاسخ فرکانس مد اول حاصل از مدل سطح پاسخ به ترتیب در تعداد سیکل 3000 و 5000 همگرا گردیده در حالیکه پاسخ حاصل از روش مونت کارلو در تعدادی حدود 5000 سیکل شبیه سازی همگرا شده است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که روش سطح پاسخ نسبت به روش مونت کارلو از نرخ همگرایی بالاتری برخوردار می‌باشد.

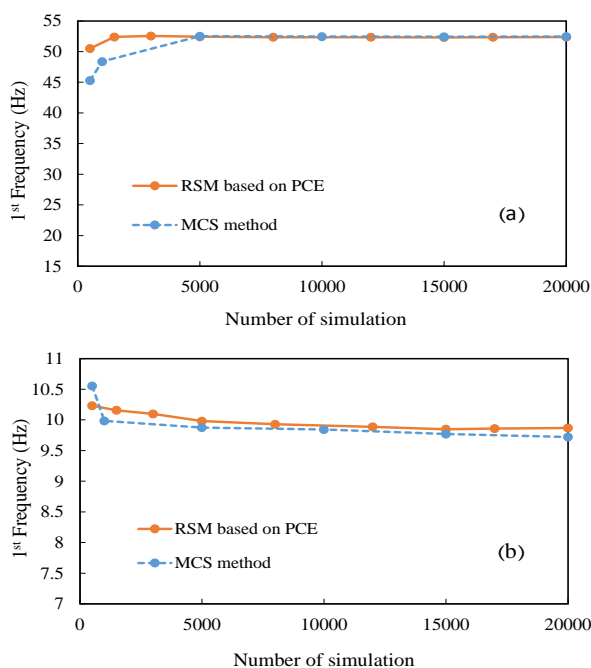


Fig.3. The Convergence study of the first natural frequency (a) Mean value, (b) Standard deviation

شکل 3 بررسی همگرایی پاسخ فرکانس طبیعی (a) مقدار میانگین مد اول فرکانس طبیعی، (b) مقدار انحراف معیار مد اول فرکانس طبیعی

طبیعی از شبیه سازی عددی در نرم افزار آباکوس استفاده شده است، نتایج قطعی حاصل از تحلیل عددی به عنوان داده‌های ورودی برای روش بسط چند جمله‌ای آشوب و ساخت مدل سطح پاسخ مورد استفاده قرار گرفته است. از اینرو این مدل جایگزین درکی از نحوه بدست آمدن این نتایج نخواهد داشت و خطای ایجاد شده در محاسبه عددی فرکانس‌های طبیعی در مدل سطح ایجاد شده نیز به صورت سیستماتیک ظاهر خواهد شد. به بیان دیگر، انحراف معیار در پاسخ فرکانسی سازه مورد مطالعه، فقط تابع عدم قطعیت موجود در داده‌های ورودی می‌باشد.

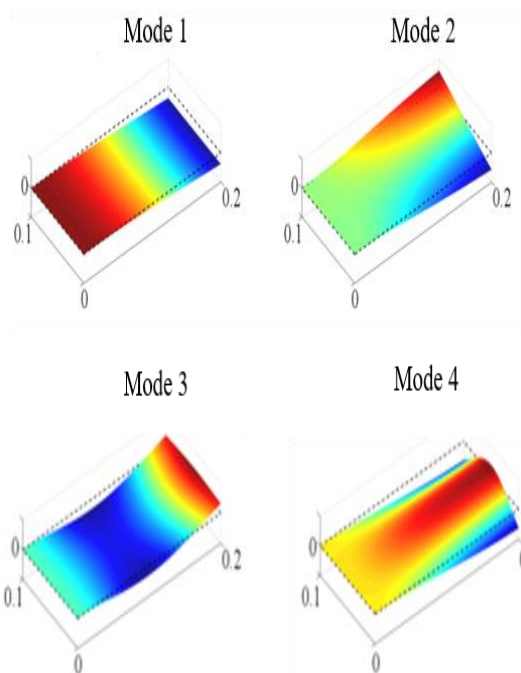


Fig.2. The first four modes of natural frequency of the composite plate

شکل 2 چهار مد اول فرکانس طبیعی ورق کامپوزیتی مورد مطالعه

جدول 3 پاسخ چهار مد اول فرکانس طبیعی حاصل از روش مونت کارلو و مدل سطح پاسخ

Table.3. The first four modes of natural frequency based on response surface method and MCS

Mode	Parameter	MCS (Hz)	PCE (Hz)	Error (%)
1	Mean response	52.46	52.38	0.14
	Standard deviation	9.72	9.87	1.51
2	Mean response	122.42	122.4	0.02
	Standard deviation	9.36	9.34	0.15
3	Mean response	325.75	326.13	0.12
	Standard deviation	60.45	60.54	0.14
4	Mean response	455.39	454.68	0.15
	Standard deviation	50.31	50.86	1.09

یک حقیقت جالب دیگر از مقایسه زمان اجرای این دو روش این است که در تعداد سیکل های شبیه سازی پایین زمان اجرای روش مونت کارلو کمتر از زمان اجرای مدل سطح می باشد، اما باید در نظر داشت که در این تعداد سیکل شبیه سازی میزان همگرایی مطلوب حاصل نشده است. به همین دلیل برای رسیدن به یک همگرایی مطلوب باید تعداد سیکل های شبیه سازی افزایش یابد که به تبع آن زمان اجرا نیز افزایش می یابد. در مقابل، زمان اجرای مدل سطح پاسخ تا رسیدن به همگرایی مطلوب بسیار ناچیز می باشد. شایان ذکر است سیستم مورد استفاده دارای پردازشگر 4 هسته ای - Intel Core™ i7-4790 و 16 GB RAM می باشد.

در شکل 5-a و 5-b تابع چگالی احتمال پاسخ فرکانس طبیعی تحت عدم قطعیت خواص مکانیکی و جهت گیری الیاف با استفاده از روش سطح پاسخ و روش مستقیم مونت کارلو ارائه و مقایسه شده است. واضح است که نتایج چهار فرکانس طبیعی اول حاصل از مدل سطح پاسخ و روش مونت کارلو از همپوشانی بسیار برخوردار بوده و نتایج حاصل از دو روش منطبق بر یکدیگر می باشند. این امر دلالت بر دقت محاسباتی بالای مدل سطح پاسخ دارد.

باتوجه به عدم قطعیت موجود در مقدار پراکندگی عدم تطابق جهت گیری الیاف، حساسیت پاسخ فرکانسی به این متغیر باید سنجیده شود. برای این منظور، با افزایش پراکندگی جهت گیری الیاف با مقادیر انحراف معیار 0.5، 1، 1.5، 2، 2.5، 3 درجه، در هر مورد پاسخ فرکانس طبیعی در چهار مد اول با استفاده از مدل سطح پاسخ مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج این بررسی در شکل 6 ارائه شده است. مشاهده می شود که با افزایش پراکندگی عدم تطابق جهت گیری الیاف، تغییراتی قابل توجهی در مقدار میانگین و انحراف معیار پاسخ فرکانس طبیعی حاصل نگردیده است.

مزیت دوم مدل سطح، یعنی زمان همگرایی از نمودار شکل 4 به خوبی مشهود است. همان طور که ملاحظه می شود زمان اجرای مدل سطح پاسخ با افزایش تعداد سیکل های شبیه سازی نسبت به روش مونت کارلو بسیار ناچیز و قابل چشم پوشی می باشد. ولی مشاهده می شود که با افزایش تعداد سیکل های شبیه سازی زمان اجرای روش مونت کارلو دچار تغییرات بالایی شده و به صورت خطی افزایش می یابد. این بدان دلیل است که در شبیه سازی مونت کارلو، مدل اصلی می بایست به طور کامل به تعداد سیکل های شبیه سازی مدل شود، در حالیکه در مورد مدل سطح پاسخ فقط یک معادله جبری که هزینه محاسباتی بسیار پایینی دارد حل می شود. همچنین باید در نظر داشت هزینه محاسباتی اولیه مدل سطح پاسخ مربوط به تعداد نقاط نمونه لازم برای ساخت مدل سطح پاسخ می باشد، بطوریکه هر چه تعداد این نقاط نمونه کمتر باشد هزینه اولیه ساخت مدل سطح پاسخ نیز به مراتب کمتر خواهد بود. ازینرو در اینجا برای ساخت مدل سطح پاسخ به تعداد 1635 نقطه نمونه نیاز می باشد، که پر واضح است که در مقابل تعداد 5000 سیکل مونت کارلو کاهش چشمگیری داشته است.

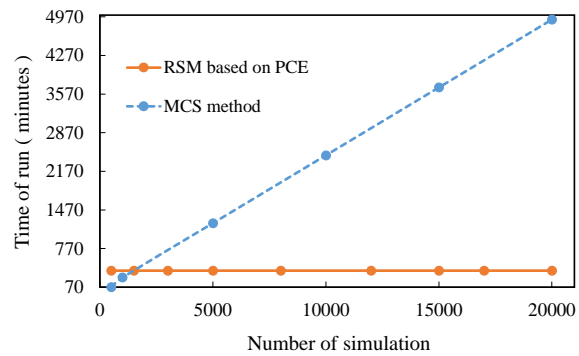


Fig.4. Comparison of the computation time of the RSM and MCS

شکل 4 مقایسه زمان محاسباتی روش مونت کارلو و مدل سطح پاسخ

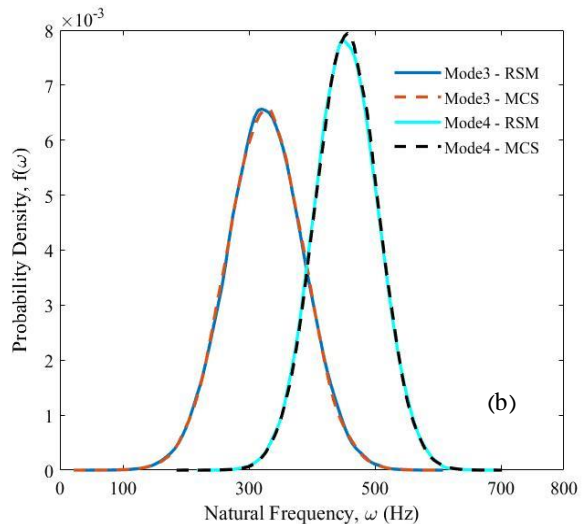
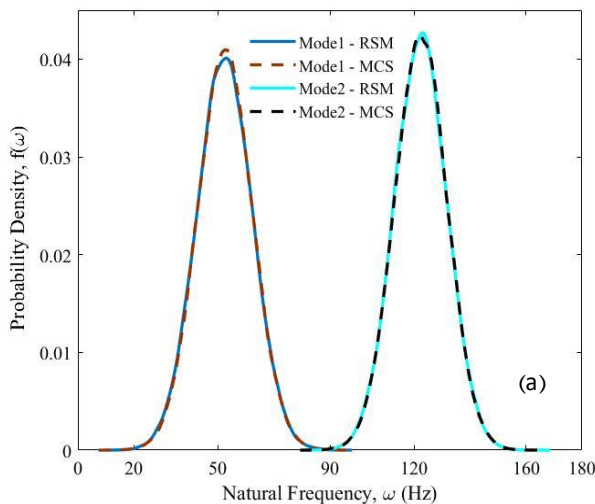


Fig.5. Probability density function of natural frequency, (a) First & second modes, (b) Third & Fourth modes

شکل 5 تابع چگالی احتمال پاسخ فرکانس طبیعی با وجود عدم قطعیت در خواص مکانیکی و جهت گیری الیاف، (a) مد اول و دوم، (b) مد سوم و چهارم

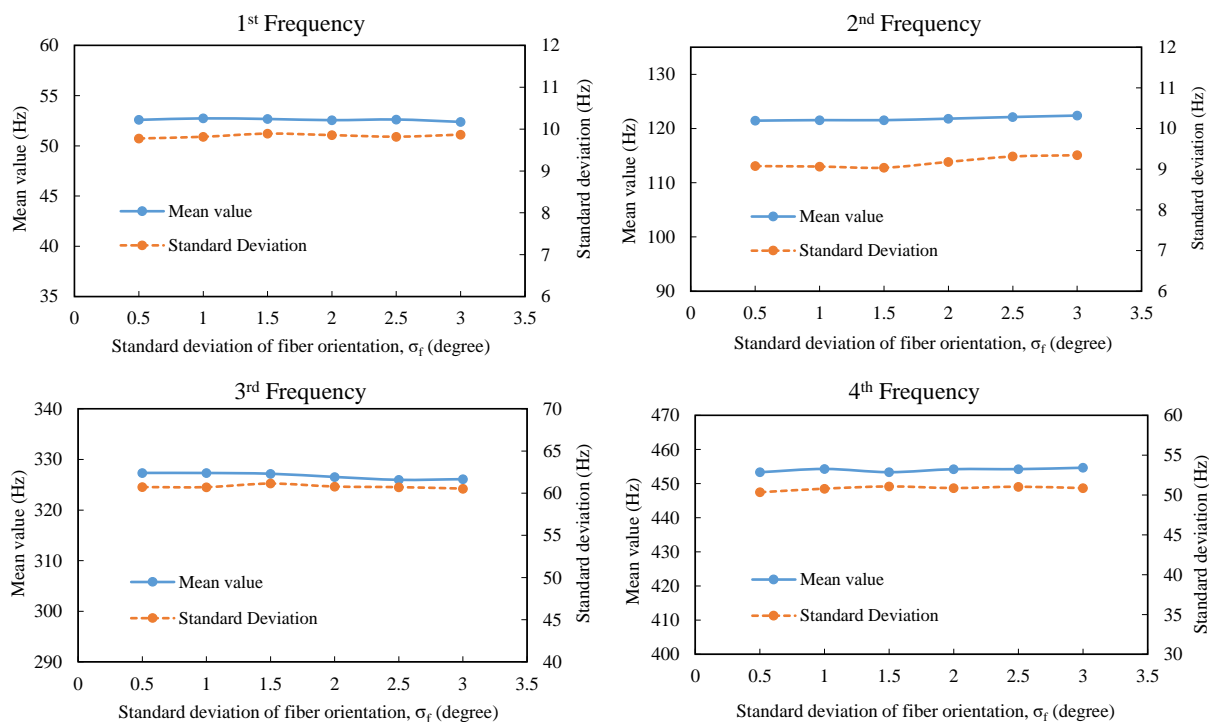


Fig.6. Natural frequency against the standard deviation of the ply orientation.

شکل 6 پاسخ فرکانس طبیعی بر حسب جهت گیری الیاف.

همچنین با توجه به عدم قطعیت موجود در مقدار پراکندگی عدم انطباق جهت گیری الیاف، حساسیت پاسخ فرکانسی به این پارامتر مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان دهنده آن است که حساسیت پاسخ فرکانسی نسبت به جهت-گیری الیاف در مقادیر کوچک زوایا، بسیار ناچیز و قابل چشم‌پوشی می‌باشد. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که عدم قطعیت جهت گیری الیاف، عدم قطعیت قابل توجهی در پاسخ فرکانس طبیعی ایجاد نخواهد کرد.

از همین رو، این پدیده نشان دهنده آن است که حساسیت پاسخ فرکانسی به عدم قطعیت جهت گیری الیاف برای زوایا کوچک بسیار ناچیز و قابل چشم‌پوشی می‌باشد. لذا این مورد می‌تواند به عنوان یک پدیده مثبت قلمداد شود، زیرا عدم قطعیت جهت گیری الیاف، عدم قطعیت قابل توجهی در پاسخ فرکانس طبیعی حاصل نمی‌نماید.

### 5- نتیجه گیری

هدف از مطالعه حاضر تحلیل عدم قطعیت کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف کتان و بررسی رفتار ارتعاشی و پیش بینی پاسخ فرکانس طبیعی این نوع کامپوزیت‌ها، با وجود عدم قطعیت در خواص مکانیکی و عیوب ساخت می‌باشد. بر این اساس، در گام نخست، خواص مکانیکی بر اساس داده‌های تجربی گزارش شده در منابع، استخراج و سپس مدل احتمالی و نوع توزیع هر یک از خواص استخراجی با استفاده از آزمون تعیین گردیده است. سپس، با استفاده از مدل سطح پاسخ مبتنی بر بسط چند جمله‌ای آشوب، به عنوان یک ابزار مفید و کارآمد به لحاظ راندمان محاسباتی، پاسخ غیر قطعی فرکانس طبیعی کامپوزیت کتان/اپوکسی تک جهته مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است. نتایج این مطالعه حاکی از آن است که چهار فرکانس طبیعی اول کامپوزیت کتان/اپوکسی حاصل از مدل سطح پاسخ مبتنی بر بسط چند جمله‌ای آشوب، در قیاس با نتایج بدست آمده از روش مستقیم مونت کارلو به عنوان معیار اعتبار سنجی، از دقت بسیار مطلوبی برخوردار است. حداکثر خطای این دو روش برابر با 1.51٪ می‌باشد. همچنین به لحاظ راندمان محاسباتی، روش مدل سطح در مقایسه با روش مونت کارلو تا رسیدن به همگرایی مطلوب با کاهش 90 درصدی هزینه محاسباتی همراه است. ازینرو، بر اساس نتایج بدست آمده، برتری روش فوق بر روش‌های سنتی مونت کارلو قابل نتیجه گیری می‌باشد.

### 6- مراجع

- [1] Saeedifar, M. Najafabadi, MA. Toudeshky, HH. Mohammadi, R., "Investigation of Initiation and Evolution of Delamination in Glass/Epoxy Laminated Composites Using Acoustic Emission Method," In Persian, AmirKabir Journal of Science & Research Mechanical Engineering, Vol. 48, No. 4, pp. 153-156, 2017
- [2] Sparnins, E., "Mechanical Properties of Flax Fibers and Their Composites," 2006.
- [3] Shah, DU. Schubel, PJ. Clifford, MJ., "Can Flax Replace E-glass in Structural Composites? A Small Wind Turbine Blade Case Study," Composites Part B: Engineering, Vol. 52, pp. 172-181, 2013.
- [4] Bambach. MR., "Compression Strength of Natural Fibre Composite Plates and Sections of Flax, Jute and Hemp," Thin-Walled Structures, Vol. 119, pp. 103-113, 2017.
- [5] Bambach, MR., "Geometric Optimisation and Compression Design of Natural Fibre Composite Structural Channel Sections," Composite Structures, Vol.185, pp. 549-560, 2018.
- [6] Blanchard, JMFA. Mutlu, U. Sobey, AJ. Blake, JIR., "Modelling the Different Mechanical Response and Increased Stresses Exhibited by Structures Made From Natural Fibre Composites," Composite Structures, Vol. 215, pp. 402-410, 2019.
- [7] Noorian, M. Ravandi, M., "Reliability Analysis Based on Polynomial Chaos Expansion Method in Composite," In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 6, No. 4, pp. 627-636, 2020

- [27] Van de Weyenberg, I. Chi Truong, T. Vangrimde, B. Verpoest, I. , "Improving the Properties of UD Flax Fibre Reinforced Composites by Applying an Alkaline Fibre Treatment," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 37, pp. 1368–1376, 2006.
- [28] Lebrun, G. Couture, A. Laperrière, L. , "Tensile and Impregnation Behavior of Unidirectional Hemp/Paper/Epoxy and Flax/Paper/Epoxy Composites," *Composite Structures*, Vol. 103, pp. 151–160, 2013.
- [29] Charlet, K. Baley, C. Morvan, C. Jernot, JP. Gomina, M. Bréard, J. , "Characteristics of Hermès Flax Fibres as a Function of Their Location in the Stem and Properties of the Derived Unidirectional Composites," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 38, pp. 1912–1921, 2007.
- [30] Oksman, K. , "High Quality Flax Fibre Composites Manufactured by the Resin Transfer Moulding Process," , Vol. 8, No. 7, 2001.
- [31] Duc, F. Bourban, PE. Plummer, CJG. Manson, J-AE. , "Damping of Thermoset and Thermoplastic Flax Fibre Composites," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 64, pp. 115–123, 2014.
- [32] Habibi, M. Laperrière, L. Lebrun, G. Toubal, L. , "Combining Short Flax Fiber Mats and Unidirectional Flax Yarns for Composite Applications: Effect of Short Flax Fibers on Biaxial Mechanical Properties and Damage Behaviour," *Composites Part B: Engineering*, Vol. 123, pp. 165–178, 2017.
- [33] Monti, A. El Mahi, A. Jendli, Z. Guillaumat, L. , "Mechanical Behaviour and Damage Mechanisms Analysis of a Flax-Fibre Reinforced Composite by Acoustic Emission," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 90, pp. 100–110, 2016.
- [34] Castegnaro, S. Gomiero, C. Battisti, C. Poli, M. Basile, M. Barucco, P. et al. , "A Bio-Composite Racing Sailboat: Materials Selection, Design, Manufacturing and Sailing," *Ocean Engineering*, Vol. 133, pp. 142–150, 2017.
- [35] Mahboob, Z. El Sawi, I. Zdero, R. Fawaz, Z. Bougherara, H. , "Tensile and Compressive Damaged Response in Flax Fibre Reinforced Epoxy Composites," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 92, pp. 118–133, 2017.
- [36] Yan, L. Chouw, N. Jayaraman, K. , "Flax Fibre and Its Composites – A Review," *Composites Part B: Engineering*, Vol. 56, pp. 296–317, 2014.
- [37] Lefeuve, A. Bourmaud, A. Baley, C. , "Optimization of The Mechanical Performance of UD Flax/Epoxy Composites by Selection of Fibres Along the Stem," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 77, pp. 204–208, 2015.
- [38] Koh, R. Madsen, B. , "Strength Failure Criteria Analysis for a Flax Fibre Reinforced Composite," *Mechanics of Materials*, Vol. 124, pp. 26–32, 2018.
- [39] Baley, C. Le Duigou, A. Bourmaud, A. Davies, P. , "Influence of Drying on the Mechanical Behaviour of Flax Fibres and Their Unidirectional Composites," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 43, pp. 1226–1233, 2012.
- [40] Van Vuure, AW. Baets, J. Wouters, K. Hendrickx, K. , "Compressive Properties of Natural Fibre Composites," *Materials Letters*, Vol. 149, pp. 1138–140, 2015.
- [41] Cherif, ZE. Poilâne, C. Vivet, A. Ben Doudou, B. Chen, J. , "About Optimal Architecture of Plant Fibre Textile Composite for Mechanical and Sorption Properties," *Composite Structures*, Vol. 140, pp. 240–251, 2016.
- [42] Berges, M. Léger, R. Placet, V. Person, V. Corn, S. Gabrion, X. et al. I. , "Influence of Moisture Uptake on the Static, Cyclic and Dynamic Behaviour of Unidirectional Flax Fibre-Reinforced Epoxy Laminates," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 88, pp. 165–177, 2016.
- [43] Baets, J. Plastria, D. Ivens, J. Verpoest, I. , "Determination of the Optimal Flax Fibre Preparation for Use in Unidirectional Flax-Epoxy Composites," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 33, pp. 493–502, 2014.
- [44] Kersani, M. Lomov, SV. Van Vuure, AW. Bouabdallah, A. Verpoest, I. , "Damage in Flax/Epoxy Quasi-Unidirectional Woven Laminates Under Quasi-Static Tension," *Journal of Composite Materials*, Vol. 49, pp. 403–413, 2015.
- [45] Choi, S-K. Grandhi, RV. Canfield, RA. Pettit, CL. , "Polynomial Chaos Expansion with Latin Hypercube Sampling for Estimating
- [8] Scarth, C. Cooper, JE. Weaver, PM. Silva, GHC. , "Uncertainty Quantification of Aeroelastic Stability of Composite Pplate Wings Using Lamination Parameters," *Composite Structures*, Vol. 116, pp. 184–193, 2014.
- [9] Sasikumar, P. Venketeswaran, A. Suresh, R. Gupta, S. , "A Data Driven Polynomial Chaos Based Approach for Stochastic Analysis of CFRP Laminated Composite Plates," *Composite Structures*, Vol. 125, pp. 212–227, 2015.
- [10] Dey, S. Mukhopadhyay, T. Adhikari, S. , "Stochastic Free Vibration Analyses of Composite Shallow Doubly Curved Shells – A Kriging Model Approach," *Composites Part B: Engineering*, Vol. 70, pp. 99–112, 2015.
- [11] Naskar, S. Mukhopadhyay, T. Sriramula, S. Adhikari, S. , "Stochastic Natural Frequency Analysis of Damaged Thin-Walled Laminated Composite Beams With Uncertainty in Micromechanical Properties," *Composite Structures*, Vol. 160, pp. 312–334, 2017.
- [12] Balokas, G. Czichon, S. Rolfes, R. , "Neural Network Assisted Multiscale Analysis for the Elastic Properties Prediction of 3D Braided Composites Under Uncertainty," *Composite Structures*, Vol. 183, pp. 550–562, 2018.
- [13] Peng, X. Li, D. Wu, H. Liu, Z. Li, J. Jiang, S. et al. , "Uncertainty Analysis of Composite Laminated Plate With Data-Driven Polynomial Chaos Expansion Method Under Insufficient Input Data of Uncertain Parameters," *Composite Structures*, Vol. 209, pp. 625–633, 2019.
- [14] Blanchard, JMFA. Sobey, AJ. , "Comparative Design of E-glass and Flax Structures Based on Reliability," *Composite Structures*, Vol. 225, pp. 111037, 2019. 111037.
- [15] Ben Ameer, M. El Mahi, A. Rebiere, J-L. Abdennadher, M. Haddar, M. , "Damping Analysis of Unidirectional Carbon/Flax Fiber Hybrid Composites," *Int J Appl Mechanics*, Vol. 10, No. 5, pp. 1850050, 2018.
- [16] Assarar, M. Zouari, W. Sabhi, H. Ayad, R. Berthelot, J-M. , "Evaluation of the Damping of Hybrid Carbon-Flax Reinforced Composites," *Composite Structures*, Vol. 132, pp. 148–154, 2015.
- [17] Prabhakaran, S. Krishnaraj, V. kumar, MS. Zitoune, R. , "Sound and Vibration Damping Properties of Flax Fiber Reinforced Composites," *Procedia Engineering*, Vol. 97, pp. 573–581, 2014.
- [18] Mahmoudi, S. Kervoelen, A. Robin, G. Duigou, L. Daya, EM. Cadou, JM. , "Experimental and Numerical Investigation of the Damping of Flax-Epoxy Composite Plates," *Composite Structures*, Vol. 208, pp. 426–433, 2019.
- [19] Hajer, D. Abderrahim, EM. Jean-Luc, R. Charfeddin, M. Mohamed, T. Mohamed, H. , "Experimental Analysis of the Linear and Nonlinear Vibration Behavior of Flax Fibre Reinforced Composites With an Interleaved Natural Viscoelastic Layer," *Composites Part B: Engineering*, Vol. 151, pp. 201–214, 2018.
- [20] Baley, C. Kervoëlen, A. Le Duigou, A. Goudenhooff, C. Bourmaud, A. , "Is the Low Shear Modulus of Flax Fibres an Advantage for Polymer Reinforcement?," *Materials Letters*, Vol. 185, pp. 534–536, 2016.
- [21] Baley, C. , "Analysis of the Flax Fibres Tensile Behaviour and Analysis of the Tensile Stiffness Increase," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 33, pp. 938–948, 2002.
- [22] Marburg, S. Hardtke, H-J. , "Uncertainty Quantification in Stochastic Systems Using Polynomial Chaos Expansion," *International Journal of Applied Mechanics*, Vol. 02, pp. 305–353, 2010.
- [23] Choi, S-K. Grandhi, RV. Canfield, RA. , "Structural Reliability Under Non-Gaussian Stochastic Behavior," *Computers & Structures*, Vol. 82, pp. 1113–1121, 2004.
- [24] Coroller, G. Lefeuve, A. Le Duigou, A. Bourmaud, A. Ausias, G. Gaudry, T. et al. , "Effect of Flax Fibres Individualisation on Tensile Failure of Flax/Epoxy Unidirectional Composite," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 51, pp. 62–70, 2013.
- [25] Baley, C. Bourmaud, A. , "Average Tensile Properties of French Elementary Flax Fibers," *Materials Letters*, Vol. 122, pp. 159–161, 2014.
- [26] Torres, JP. Vandi, L-J. Veidt, M. Heitzmann, MT. , "The Mechanical Properties of Natural Fibre Composite Laminates: A Statistical Study," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 98, pp. 99–104, 2017.

- Response Variability," AIAA Journal, Vol. 42, No. 6, pp. 1191–1198, 2004.
- [46] Crestaux, T. Le Maître, O. Martinez, J-M. , "Polynomial chaos expansion for sensitivity analysis. Reliability Engineering & System Safety," Vol. 94, No. 7, pp. 1161–1172, 2009.
- [47] Xiu, D. Karniadakis, GE. , "Modeling Uncertainty in Flow Simulations via Generalized Polynomial Chaos," Journal of Computational Physics, Vol. 187, No. 1, pp. 137–167, 2003.
- [48] Shields, MD. Zhang, J. , "The Generalization of Latin Hypercube Sampling. Reliability Engineering & System Safety," Vol. 148, No. 7, pp. 96–108, 2016.
- [49] Nobile, F. Tempone, R. Webster, CG. , "A Sparse Grid Stochastic Collocation Method for Partial Differential Equations with Random Input Data. SIAM Journal on Numerical Analysis, Vol. 46, No. 5, pp. 2309–2345, 2008.
- [50] Burkardt, J. , "Slow Exponential Growth for Clenshaw Curtis Sparse Grids," 2014.
- [51] Bhaduri, A. Graham-Brady, L. , "An Efficient Adaptive Sparse Grid Collocation Method Through Derivative Estimation. Probabilistic Engineering Mechanics," Vol. 51, pp. 11–22, 2018.
- [52] Daniel, IM. Ishai, O. , "Engineering Mechanics of Composite Materials," second ed. New York: Oxford Univ, 2006.
- [53] Ku, H. Wang, H. Pattarachaiyakoop, N. Trada, M. , "A Review on the Tensile Properties of Natural Fiber Reinforced Polymer Composites. Composites Part B: Engineering, Vol. 42, No. 4, pp. 856–873, 2011.



## بررسی اثر تقویت کننده هیبریدی کربنی و دمای اکستروژن روی ریزساختار و خواص مکانیکی کامپوزیت هیبریدی زمینه آلومینیومی AA7075 تولید شده توسط ریخته گری نیمه جامد

حمیدرضا عزت پور<sup>1\*</sup>، مرضیه ترابی پاریزی<sup>2</sup>

1- استادیار، مهندسی مواد، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار

2- دکتری، مهندسی مواد، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار

\* سبزوار، صندوق پستی 96159-18339، h.r.ezatpour@gmail.com

### چکیده

میزان بهبود خواص مکانیکی کامپوزیت های زمینه آلومینیومی تقویت شده با مواد کربنی، پایین تر از حد انتظار است. خواص ذاتی اجزای سازنده و روش تولید، بر ویژگی های ریز ساختاری و عملکرد این کامپوزیت ها تاثیر بسزایی دارد. در تحقیق حاضر، استراتژی ساده ای برای بهبود توزیع تقویت کننده ی کربنی با حداقل آسیب ساختاری و پیوند فصل مشترکی مناسب، اتخاذ شده است. کامپوزیت GNP-AA7075 از تلفیق فرایند متالورژی پودر ورقه ای، روش انحلالی به همراه ریخته گری نیمه جامد و اکستروژن دمای بالا، تولید شده است. پس از تعیین نسبت بهینه ی  $V_{GNP}/V_{CNT}$  در تقویت کننده ی هیبریدی کربنی (0.167)، اثر حضور آن بر تحولات ریزساختاری و خواص مکانیکی آلیاژ AA7075 مورد بررسی قرار گرفته است. فرایند ریخته گری نیمه جامد علاوه بر تخریب ساختار شبکه ای فاز تقویت کننده، سبب به دام فتادن مکانیکی آن ها درون زمینه و جدایش عناصر آلیاژی بر سطح تقویت کننده ی کربنی شده است. در دمای بهینه ی فرایند اکستروژن (400 °C)، توزیع یکنواخت GNP-CNT در درون زمینه و کاهش 39% اندازه ی دانه، حاصل شده است. ریزسختی، مقادیر استحکام تسلیم کششی و فشاری این کامپوزیت نسبت به آلیاژ AA7075 به ترتیب 17%، 51% و 28% بهبود یافته است. اثر بخشی فوق العاده ی استحکام کششی، 3952%، در نتیجه ی انتقال بار موثر (کشیده شدن تقویت کننده ی کربنی در سطح شکست) و جذب انرژی (پل زدن) است

### اطلاعات مقاله

دریافت: 1399/09/21

پذیرش: 1400/03/30

### کلیدواژگان:

آلیاژ آلومینیوم 7075

تقویت کننده هیبریدی کربنی

اکستروژن

ریزساختار

خواص مکانیکی

## Effect of Carbonaceous Hybrid Reinforcement and Extrusion Temperature on the Microstructure and Mechanical Properties of AA7075 Matrix Hybrid Composite Prepared by Semi-Solid Casting

Hamidreza Ezatpour\*, Marzieh Torabi Parizi

Department of Engineering Sciences, Hakim Sabzevari University, Sabzevar, Iran.

\*P.O.B. 96159-18339, Sabzevar, Iran, h.r.ezatpour@gmail.com

### Keywords

AA7075 alloy  
Carbonaceous hybrid reinforcement  
Extrusion  
Microstructure  
Mechanical properties

### Abstract

The improvement level of mechanical properties of aluminum matrix composites reinforced to carbonaceous materials is lower than expected. The intrinsic characteristics and production methods are effective parameters on microstructure and efficiency of these composites. In this study, AA7075/CNTs+GNPs hybrid composites were fabricated by flake powder metallurgy process combined to solution method, semi-solid casting and high temperature extrusion. After determination of optimum  $V_{GNP}/V_{CNT}$  ratio in hybrid carbonaceous reinforcement (= 0.167), its effect on microstructure and mechanical properties of AA7075 alloy was investigated. The semi-solid casting process led to destroy the network structure of carbonaceous reinforcements and to entrap them mechanically into the aluminum matrix and to segregate alloy elements on their surface. In optimum temperature of extrusion process (= 400 °C), the uniform distribution of carbonaceous reinforcement and the decrease in the average grain size (~39%) were obtained. Hardness, tensile and compressive strengths of the hybrid composite were improved by 17%, 51% and 28% compared to AA7075 matrix alloy. The extraordinary efficiency of tensile strength (~3952%) was obtained in the hybrid composite as a result of effective load transfer due to effect of the pulling out and the bridging of carbonaceous reinforcements.

### 1- مقدمه

تقویت کننده های کربنی (بعد دیمانسون) و مقدار سطح ویژه آن ها، نحوه پراکندگی و توزیع آن ها در زمینه، بستگی دارد [1، 2]. مدول یانگ و استحکام

خواص مکانیکی کامپوزیت های زمینه فلزی به شدت به مشخصه های ذاتی

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Ezatpour, H., and Torabi Parizi, M., "Effect of Carbonaceous Hybrid Reinforcement and Extrusion Temperature on the Microstructure and Mechanical Properties of AA7075 Matrix Hybrid Composite Prepared by Semi-Solid Casting", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1339-1352, 2021.

آن‌ها است که ممانعت بیشتری از ترشوندگی به عمل آورده و به عنوان مانعی برای ایجاد پیوند فصل مشترکی به شمار می‌رود [4].

گزارشات اندکی در رابطه با تولید کامپوزیت زمینه آلومینیومی تقویت شده با مواد کربنی از طریق روش های ذوبی، وجود دارد [1، 6، 9، 19]. در پژوهش صورت گرفته توسط میرجوادی<sup>6</sup> و همکارانش [20] کامپوزیت Al-10Zn-2.5Cu-3.5Mg GNP از طریق روش ذوبی و اکستروژن (380 °C) تولید شده است. در این پژوهش، کامپوزیت اولیه Al/GNP از طریق فرایند آلتراسونیک، آسیاکاری مکانیکی، پرس و سینترینگ آماده شده است. سپس کامپوزیت نهایی از طریق فرایند ریخته‌گری گردابی تولید شده است. بهترین استحکام در نمونه اکستروژن و پرس شده حاصل شده است. یو<sup>7</sup> و همکارانش [15] از تلفیق آسیاکاری مکانیکی و پرس پودرهای مخلوط شده، فیلتراسیون مذاب و اکستروژن (500 °C)، برای تولید کامپوزیت Al6061/GNP گزارش استفاده کرده‌اند. در پژوهش قبلی این گروه تحقیقاتی مشخص شده است که میزان نواقص گرافن آسیاکاری مکانیکی شده، پس از فیلتراسیون مذاب، کاهش یافته است. نتایج نشان‌دهنده بیشترین میزان افزایش استحکام در نتیجه انجام فرایند آسیاکاری مکانیکی به مدت 2 ساعت است. علیپور<sup>8</sup> و همکارانش [9] با افزودن 0.5 درصد وزنی گرافن به آلیاژ AA7068 و به کار بردن فرایند آسیاکاری مکانیکی، ریخته‌گری گردابی و اکستروژن، کامپوزیت AA7068/GNP را تولید کرده‌اند. خواص استحکامی کامپوزیت نسبت به آلیاژ پایه بدون فاز تقویت‌کننده، 76% بهبود یافته است.

دستیابی به اثربخشی بالای تقویت‌کننده های کربنی بر خواص مکانیکی کامپوزیت های زمینه آلومینیومی، نیازمند توسعه تکنیک های تولید ساده، کم هزینه و موثر در توزیع فاز تقویت‌کننده با کمترین میزان آسیب ساختاری و واکنش فصل مشترکی، است. اگر چه فرایند آسیاکاری مکانیکی سبب توزیع یکنواخت تقویت‌کننده های کربنی در زمینه آلومینیوم شده، اما ساختار آن‌ها به شدت آسیب دیده (بی نظمی و افزایش محتوی اکسیژن) و منجر به واکنش فصل مشترکی زیادی شده که خواص مکانیکی کامپوزیت حاصله را تحت تاثیر قرار داده است [18]. ژیانگ و همکارانش<sup>9</sup> [21] نشان داده‌اند که قابلیت توزیع یکنواخت تقویت‌کننده های کربنی در آلومینیوم با تغییر مورفولوژی پودر آلومینیوم از کروی به صورت نانو ورق، بهبود یافته است. از طرفی، دستیابی به توزیع یکنواخت تقویت‌کننده های کربنی در روش های انحلالی نیازمند استفاده از ماده اصلاح‌کننده سطح است که حذف باقی مانده آن دشوار است. اخیراً در روش انحلالی، از یون فلزی برای افزایش جذب الکترواستاتیک تقویت‌کننده ی کربنی بر سطح پودر آلومینیوم استفاده شده است [7، 22]. ریخته‌گری نیمه جامد نیز (به عنوان روش بهینه ریخته‌گری [23]) راه موثری برای تولید کامپوزیت زمینه آلومینیومی تقویت شده با تقویت‌کننده های کربنی است، اما تا کنون گزارشی در این زمینه ارائه نشده است و برهمکنش تقویت‌کننده هیبریدی و مذاب آلومینیوم مورد بررسی قرار نگرفته است. همچنین، گزارشی مبنی بر استفاده همزمان از تکنیک های متالورژی پودر ورقه ای، روش انحلالی در حضور یون فلزی، فرایند ریخته‌گری نیمه جامد و اکستروژن، برای تولید کامپوزیت زمینه ی آلومینیومی با تقویت‌کننده ی هیبریدی کربنی، منتشر نشده است. در این پژوهش، کامپوزیت AA7075/GNP-CNT به روش ریخته‌گری نیمه جامد به همراه فرایند اکستروژن تولید شده است. استراتژی انتخاب

شکست نانو لوله های کربنی<sup>1</sup>، به عنوان ساختار تک بعدی، به ترتیب حدود 1 تیگا پاسکال و 200 گیگا پاسکال است. از طرفی مدول یانگ و استحکام شکست نانو ورقه های گرافن<sup>2</sup> نیز به عنوان تقویت‌کننده با ساختار 2 بعدی و سطح ویژه بسیار بالا، به ترتیب حدود 1 تیگا پاسکال و 125 گیگا پاسکال است [3-5]. علی‌رغم خواص مکانیکی فوق‌العاده این مواد، بهبود موثر خواص مکانیکی کامپوزیت های زمینه آلومینیومی تقویت شده با آن‌ها، حاصل نشده است [6]. مهم ترین دلیل آن، دشواری توزیع یکنواخت تقویت‌کننده کربنی در زمینه است. تمایل زیاد تقویت‌کننده های کربنی به آگلومره شدن (به واسطه جاذبه واندروالاس میان آن‌ها)، سبب توزیع غیر یکنواخت آن‌ها در زمینه شده است [7-9]. تقویت‌کننده های آگلومره شده محلی برای ایجاد نواقص ساختاری و جوانه زنی ترک به شمار می‌روند [10].

کامپوزیت های زمینه فلزی هیبریدی، نسل جدیدی از تولیدات مهندسی با بیش از یک نوع تقویت‌کننده و یا تقویت‌کننده واحد، با شکل و اندازه متفاوت هستند. استفاده، از تقویت‌کننده هیبریدی، به منظور بهبود توزیع تقویت‌کننده و افزایش اثربخشی آن‌ها، است. لی و همکارانش<sup>3</sup> [11]، تقویت‌کننده هیبریدی شامل اکسید گرافن احیا شده<sup>4</sup> به همراه نانو لوله ی کربنی (1.5 درصد حجمی) را به آلومینیوم خالص افزوده‌اند. در کامپوزیت Al/RGO+CNT افزایش 18% سختی و 60% استحکام نسبت به زمینه بدون تقویت‌کننده، گزارش شده است. غسالی و همکارانش<sup>5</sup> [12] از تقویت‌کننده های کربنی مجزا (CNT و یا RGO) و هیبریدی برای ساخت کامپوزیت زمینه آلومینیوم استفاده کرده‌اند. حضور تقویت‌کننده ی هیبریدی سبب افزایش بیشتر خواص مکانیکی کامپوزیت نسبت به تقویت‌کننده های مجزا، شده است.

علاوه بر ترکیب شیمیایی اجزای تشکیل‌دهنده کامپوزیت، انتخاب روش تولید به دلیل تاثیر بر نحوه ی توزیع فاز تقویت‌کننده، وقوع واکنش های شیمیایی درجا و پیوند فصل مشترکی، اثر محسوسی بر خواص مکانیکی کامپوزیت‌ها دارند [8، 13]. به منظور تولید کامپوزیت های زمینه آلومینیومی تقویت شده با مواد کربنی، از روش هایی نظیر: آسیاکاری مکانیکی با انرژی بالا، آسیاکاری مکانیکی به همراه پرس و یا اکستروژن گرم، آسیاکاری مکانیکی به همراه سینترینگ و یا سینترینگ به همراه اکستروژن، سینترینگ پلاسما و یا آلتراسونیک به همراه فرایند همزدن اصطکاکی، نورد تجمعی، متالورژی پودر ورقه ای، ریخته‌گری، توزیع نانو مقیاس، تولید درجا و... استفاده شده است [13-15]. افزایش عیوب ساختاری در تقویت‌کننده های کربنی (از طریق آسیاکاری با انرژی و زمان زیاد [16] و یا انجام فرایندهای تغییرشکل شدید- [17])، تمایل به وقوع واکنش شیمیایی را افزایش داده و سبب کاهش اثربخشی آن‌ها در بهبود خواص مکانیکی کامپوزیت های زمینه فلزی شده است. پیوند فیزیکی/مکانیکی به همراه مقدار محدود واکنش فصل مشترکی،  $Al_4C_3$  به عنوان موثرترین پیوند فصل مشترکی در بهبود خواص مکانیکی کامپوزیت های زمینه آلومینیومی تقویت شده با مواد کربنی، شناخته شده است [10، 18].

در روش های تولید در حالت جامد، بهبود پیوند فصل مشترک میان آلومینیوم و تقویت‌کننده کربنی به دو دلیل دشوار است: ترشوندگی اندک میان آن‌ها، زیرا کشش سطحی آلومینیوم ( $955 \text{ mNm}^{-1}$ ) حدوداً 20 برابر بیش تر از مواد کربنی ( $45.3 \text{ mNm}^{-1}$ ) است. عامل دیگر حضور لایه اکسیدی در فصل مشترک

<sup>6</sup> Mirjavadi et al.

<sup>7</sup> Yu et al.

<sup>8</sup> Alipour et al

<sup>9</sup> Jiang et al.

<sup>1</sup> Carbon nanotube (CNT)

<sup>2</sup> Graphene nanoplate (GNP)

<sup>3</sup> Li et al.

<sup>4</sup> RGO

<sup>5</sup> Ghasali et al.

روش تولید این پژوهش، شامل موارد زیر است: جذب یکنواخت تقویت کننده کربنی هیبریدی با نسبت بهینه بر روی سطح پودر ورقه ای آلومینیوم از طریق فرایند انحلالی بدون آسیب ساختاری به فاز تقویت کننده، به دام افتادن مکانیکی فاز تقویت کننده در حین ریخته گری نیمه جامد، کاهش اثر حضور لایه ی اکسیدی بر پودر آلومینیوم از طریق جایگزینی فرایند متالورژی پودر با ریخته گری نیمه جامد و کنترل میزان تشکیل فاز  $Al_4C_3$  به واسطه دمای پایین فرایند و نهایتاً توزیع بهتر تقویت کننده و افزایش استحکام پیوند و کاهش عیوب ریخته گری از طریق اعمال فرایند ثانویه اکستروژن (در شرایط دمایی بهینه).

اثر حضور تقویت کننده هیبریدی بر ریزساختار و خواص مکانیکی زمینه در هر مرحله تولید، مورد بررسی قرار گرفته است. امید است که میزان بالای اثربخشی استحکام تقویت کننده ی هیبریدی کربنی به کار رفته در این پژوهش، زمینه ای برای ایده های جدید تولید کامپوزیت های زمینه فلزی باشد.



Fig. 1 Experimental setup of (a) casting, (b) extrusion.

شکل 1 نمایی از تجهیزات آزمایشگاهی (a) ریخته گری و (b) اکستروژن کامپوزیت.

## 2- فعالیت تجربی

### 1-1- مواد اولیه

مواد اولیه مورد بررسی در این تحقیق، آلیاژ (AA7075) با ترکیب شیمیایی  $Zn: 4.66, Mg: 1.77, Cu: 0.846, Mn: 0.132, Si: 0.309, Fe: 0.513, Al: 91.59$  و مابقی عناصر  $0.054 (wt.%)$  و نانو کامپوزیت پایه آلومینیوم هستند که تنها تفاوت آن ها در حضور تقویت کننده است. تقویت کننده ی هیبریدی شامل گرافن و نانو لوله کربنی  $(0.01 wt.%)$  است. میانگین قطر نانو ورقه های گرافن 4-12 میکرومتر، میانگین ضخامت آن ها 2-18 نانومتر و تعداد لایه های آن ها حدود 32 است. طول نانو لوله کربنی 10-30 میکرومتر و قطر بیرونی و درونی آن ها به ترتیب 20-30 و 5-10 نانومتر است.

امکان استفاده از نسبت های حجمی مختلف اجزای تقویت کننده ی هیبریدی وجود دارد. تفاوت زیادی بین سطح ویژه ی نانو تیوپ کربنی و گرافن وجود دارد. بنابراین، به منظور دستیابی به توزیع یکنواخت اجزای تقویت کننده ی هیبریدی، انتخاب مقدار بهینه ی این نسبت ضروری است. به منظور تعیین شرایط بهینه توزیع در تقویت کننده ی هیبریدی کربنی، از مقادیر متفاوت  $V_{GNP}/V_{CNT}$  (0.1 و 0.167 و 0.5) استفاده شده است. مبنای انتخاب این مقادیر، پژوهش صورت گرفته توسط لی و همکارانش [11] در تعیین نسبت بهینه ی  $V_{RGO}/V_{CNT}$  است.

### 2-2- تولید پودر کامپوزیتی GNP-CNT/Al

در ابتدا، فرایند آسیابکاری پودر آلومینیوم (با سرعت 423 Rpm و به مدت 4 ساعت) انجام شده و سوسپانسون پودر آلومینیوم به مدت 1 ساعت تحت عملیات آلتراسونیک قرار گرفته است. در ادامه، نانو لوله های کربنی و نانو ورقه های گرافن در محلولی از اتانول و آب مقطر با نسبت 9:1 به مدت 2 ساعت به طور جداگانه، تحت عملیات آلتراسونیک قرار گرفته است. در مرحله بعد، سوسپانسیون تقویت کننده ی هیبریدی کربنی در حضور یون مس به تدریج به پودر آلومینیوم افزوده شده و برای حصول پودر کامپوزیت GNP-CNT/Al، عملیات خشک کردن انجام گرفته است.

### 2-3- تولید نانو کامپوزیت AA7075/GNP-CNT

به منظور تولید نانو کامپوزیت با زمینه AA7075 و آلیاژ زمینه، از روش ریخته گری نیمه جامد استفاده شده است. فرایند ذوبی در کوره ی مقاومتی کف ریز (شکل 1a) و تحت گاز محافظ، آرگون، انجام شده است. پس از ذوب آلیاژ AA7075 و کاهش دما، در  $700^{\circ}C$  سرباره گیری انجام شده و در حالی که همزدن مکانیکی با سرعت 600 Rpm و به مدت 5 دقیقه صورت گرفته، پودر

## 2-4- مشخصه یابی

میکروسکوپ نوری (OP)، برای مشاهدات ریزساختار و اندازه گیری های کمی تصاویر، مورد استفاده قرار گرفته است. میکروسکوپ الکترونی روبشی گسیل میدانی (FESEM) برای بررسی ریزساختاری، مورفولوژی و نحوه توزیع اجزای تقویت کننده ی هیبریدی و پودر کامپوزیت AA7075/GNP-CNT مورد استفاده قرار گرفته است. ریزسختی نمونه های اکستروژن شده توسط دستگاه ریزسختی سنج ویکرز، با اعمال بار 200 گرم و زمان توقف 15 ثانیه، اندازه گیری شده است. به منظور تعیین ماکروسختی، مقدار سختی راکول B تحت بار 100 Kg-f و زمان توقف 20 ثانیه اندازه گیری شده است. آزمون کشش و فشار نمونه های اکستروژن شده، با نرخ  $0.5 \text{ mm/min}$  انجام گرفته است.

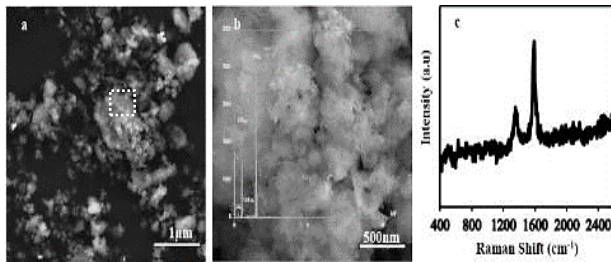
## 3- نتایج و بحث

### 1-3- مورفولوژی مواد اولیه

1-1-3- پودر آلومینیوم، تقویت کننده ی هیبریدی GNP-CNT و تعیین نسبت بهینه ی  $V_{GNP}/V_{CNT}$

در شکل 2 مورفولوژی پودرهای آلومینیوم و تقویت کننده ی هیبریدی GNP-CNT نشان داده شده است. همانگونه که مشخص است پودر آلومینیوم آسیابکاری شده، مورفولوژی ورقه ای (2 بعدی) با نسبت سطح به حجم بالا دارد. نتایج آنالیز عنصری نشان دهنده ی حضور اکسید آلومینیوم بر سطح آن ها است. در تقویت کننده ی هیبریدی GNP-CNT، نانو لوله کربنی و نانو ورقه های گرافن در یکدیگر به دام افتاده و سبب تشکیل ساختاری فیلم ماندنی

تقویت‌کننده‌ها به صورت جداگانه). آنالیز عنصری نشان‌دهنده حضور عناصر اکسیژن، آلومینیوم، کربن و مس است. در آزمون رامان 2 پیک اصلی پودر کامپوزیتی شامل باندهای D ( $1346 \text{ cm}^{-1}$ ) و G ( $1587 \text{ cm}^{-1}$ ) است.



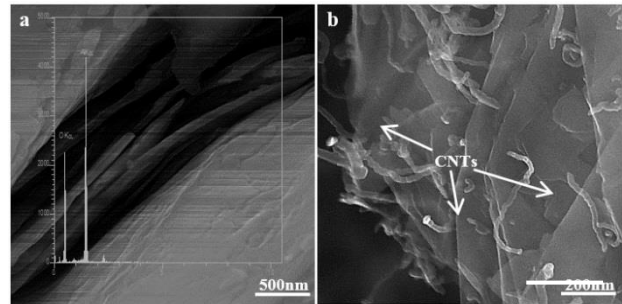
**Fig. 4** (a) FESEM micrographs of GNP/CNTs/Al composite flake powders, (b) high magnification of surface of (a), and (c) Raman spectrum of the CNTs+GNPs/Al composite.

شکل 4 تصاویر FESEM از (a) پودر کامپوزیتی GNP-CNT/Al، (b) بزرگنمایی بالا از منطقه‌ی مشخص شده و (c) نتیجه‌ی آزمون رامان آن.

تفاوت زیاد پتانسیل زتا و پیوند ضعیف میان تقویت‌کننده کربنی و پودر فلزات، به عنوان مهم‌ترین عامل عدم توزیع مناسب تقویت‌کننده‌ها در روش‌های انحلالی (تر) گزارش شده است [21]. لذا تغییر هندسه و خواص سطحی پودر فلزی، راهی برای دستیابی به میزان جذب بالاتر و بهبود توزیع تقویت‌کننده است. در روش انحلالی به کار برده شده، با توجه به مورفولوژی ورقه‌ای پودر آلومینیوم آسیاکاری شده، سازگاری هندسی خوبی با تقویت‌کننده‌ی هیبریدی کربنی وجود دارد [16]. علاوه بر آن، تغییر خواص سطحی پودر آلومینیوم از طریق افزودن یون مس، به جذب بهتر و توزیع یکنواخت‌تر تقویت‌کننده کمک کرده است. یون مس با بار مثبت به سطح پودر جذب شده و تقویت‌کننده نیز به سمت دیگر آن جذب شده است (پل شیمیایی) [7]. به دلیل پل زدن، تقویت‌کننده مجزای کمی وجود دارد، لذا ذرات موقعیت خود را در حین خشک شدن نیز حفظ کرده و توزیع یکنواخت باقی مانده است. حضور مس در تجمع پودر آلومینیوم احاطه شده توسط تقویت‌کننده‌ی هیبریدی کربنی، تاییدی بر عملکرد مس به عنوان پل شیمیایی است. به علاوه، پودر تقویت‌کننده‌ی کربنی آب دوست و آلومینیوم در حضور لایه‌ی اکسیدی آب‌گریز است و اختلاف‌تر شودگی زیادی در آب دارند. لذا استفاده همزمان از آب و الکل نیز به جذب بهتر کمک کرده است [6, 21].

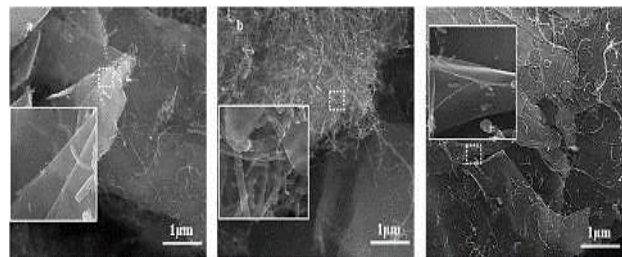
در آزمون رامان 2 باند اصلی D (نشان‌دهنده‌ی نواقص موجود در پیوند کربن-کربن) و G (نشان‌دهنده‌ی لایه‌های کاملاً کریستالی گرافیت) برای مشخص کردن ساختار مواد کربنی مورد بررسی قرار گرفته است [15, 18, 24]. معمولاً از مقدار نسبت شدت باند D به باند G ( $I_D/I_G$ ) برای تعیین میزان نواقص مواد کربنی استفاده شده است [16]. مقدار این نسبت برای پودر کامپوزیتی GNP-CNT/Al، 0.68 است که در مقایسه با مقدار آن برای پودرهای مجزای GNP (0.57) و CNT (0.58) (مواد به کار برده شده در این پژوهش)، [2] کمی بیشتر است. دلیل این امر بر همکنش  $\pi-\pi$  میان تقویت‌کننده‌های کربنی، ایجاد لایه‌های آزاد، بی‌نظمی غیر  $sp^2$  و وارد شدن تخلخل در شبکه کربن-کربن است [15]. اما، این مقدار در مقایسه با اکثر گزارش‌های مربوط به شدت این نسبت در کامپوزیت‌های زمینه آلومینیومی تقویت شده با ذرات مجزای تقویت‌کننده‌ی کربنی، اندک است [7, 25, 26]. این امر نشان‌دهنده‌ی کیفیت بالای مواد اولیه، انتخاب نسبت مناسب  $V_{GNP}/V_{CNT}$  و مناسب بودن روش‌تر برای تولید پودر کامپوزیتی است. علاوه بر آن، حضور فیلم اکسیدی موجود بر

شده است، به گونه‌ای که نانو لوله‌های کربنی تقریباً مجزا در بین نانو ورقه‌های گرافن، قرار گرفته‌اند.



**Fig. 2** FESEM micrographs of the (a) Al powder and (b) GNP/CNTs. شکل 2 تصاویر FESEM پودرهای (a) آلومینیوم، (b) تقویت‌کننده‌ی هیبریدی.

ورقه‌ای شدن پودر آلومینیوم ناشی از وقوع میکرو فورج در حین فرایند آسیاکاری است [15]. فیلم اکسیدی در حین تهیه پودر آلومینیوم ایجاد شده و از پیوند مستقیم آن و تقویت‌کننده‌ی هیبریدی جلوگیری می‌کند. آلتراسونیک راه موثری برای توزیع یکنواخت و مجزای تقویت‌کننده‌ی کربنی به شمار می‌رود [2]. با افزودن سوسپانسیون حاوی نانو لوله کربنی به سوسپانسیون حاوی گرافن، تفاوت بعد تقویت‌کننده‌های کربنی به همراه نیروی جاذبه  $\pi-\pi$  آن‌ها، سبب ایجاد شبکه‌ای به هم پیوسته شده است. نسبت‌های مختلف  $V_{GNP}/V_{CNT}$  در تولید تقویت‌کننده‌ی هیبریدی در شکل 3 نشان داده شده است. همانگونه که آشکار است زمانی که نسبت  $V_{GNP}/V_{CNT}$  خیلی زیاد باشد (0.5)، نانو لوله کربنی کافی برای قرار گرفتن در میان نانو ورقه‌های گرافن وجود ندارد و سبب آگلومره شدن نانو ورقه‌های گرافنی شده است. در مقابل، نسبت  $V_{GNP}/V_{CNT}$  خیلی پایین (0.1)، احتمال تماس نانو لوله کربنی با ورقه‌های گرافن را کاهش داده و مانع ایجاد تقویت‌کننده هیبریدی با ساختار به هم پیوسته شده است. در این حالت نانو لوله‌های کربنی آگلومره شده‌اند. بنابراین، برای دستیابی به ساختار هیبریدی به هم پیوسته و جدایش لایه‌گرافن از طریق قرارگیری نانو لوله‌های کربنی در بین آن‌ها، نسبت 0.167 به عنوان نسبت بهینه تقویت‌کننده‌ی هیبریدی انتخاب و معرفی شده است.



**Fig. 3** FESEM micrographs of GNP-CNT powders with various  $V_{GNP}/V_{CNT}$  (a) 0.1, (b) 0.5 and (c) 0.167.

شکل 3 تصاویر FESEM از پودرهای GNP-CNT در نسبت‌های مختلف  $V_{GNP}/V_{CNT}$  (a) 0.1، (b) 0.5 و (c) 0.167.

### 2-1-3 کامپوزیت GNP-CNT/Al

مورفولوژی پودر کامپوزیتی GNP-CNT/Al و آنالیز عنصری آن در حضور یون مس، به همراه نتایج آزمون رامان در شکل 4 نمایش داده شده است. حضور تقویت‌کننده کربنی بر سطح پودر آلومینیوم مشخص است. پودر آلومینیوم کاملاً توسط تقویت‌کننده پوشیده شده و آگلومره کمی وجود دارد (تجمع

بازوهای دندریتی در حین همزدن دوغاب نیمه جامد است. این شکست به دلیل اصطکاک ایجاد شده در نتیجه ی حضور فاز تقویت کننده رخ داده است. ایجاد ریزساختار با اندازه دانه ی مختلف از شرایط دمایی در حین فرایند ریخته گری نیمه جامد تاثیر پذیرفته است.

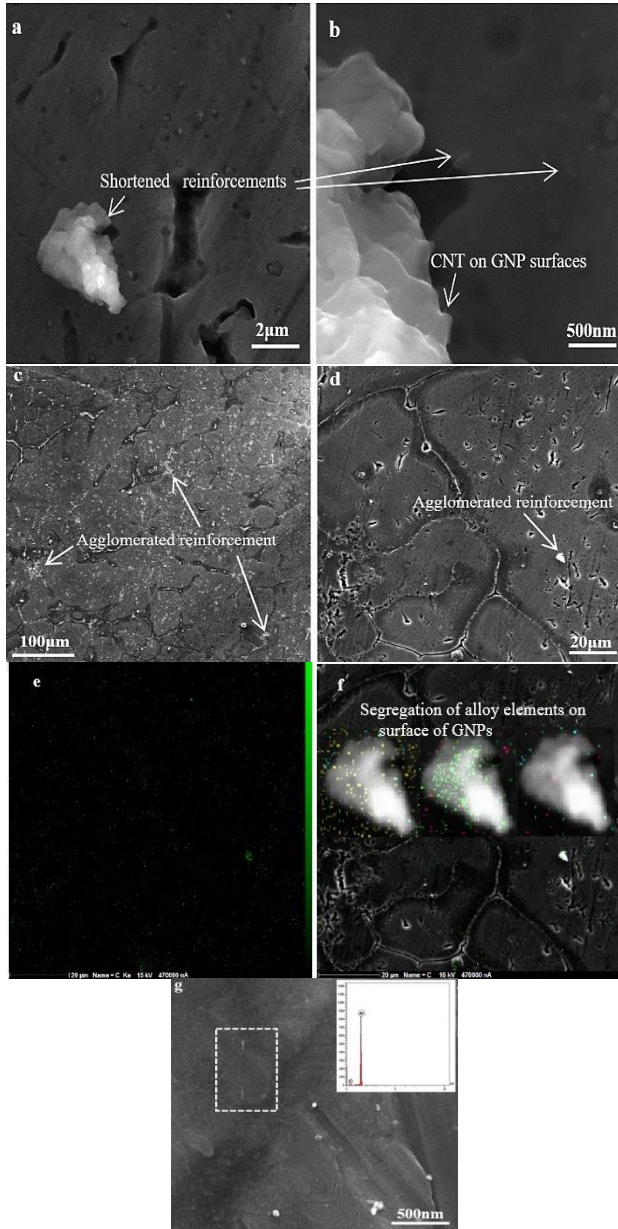


Fig. 5 FESEM micrographs of CNTs+GNPs/AA7075 composite; (a) destroyed flake like network structure of CNTs+GNPs and shortened CNTs, (b) high magnification of (a), (c) dispersion of CNTs+GNPs in the AA7075 alloy, (d) high magnification of (c), (e) and (f) corresponding element maps and (g) some individual carbonaceous reinforcements.

شکل 5 تصاویر FESEM از (a) کوتاه شدن و تخریب ساختار شبکه ای تقویت کننده ی هیبریدی کربنی، (b) تصویر بزرگنمایی شده ی (a)، (c) نحوه ی توزیع GNP- CNT درون زمینه ی آلیاژ AA7075، (d) تصویر بزرگنمایی شده ی منطقه ی مشخص شده به همراه (e) نقشه ی توزیع عنصر کربن، (f) انطباق نقشه ی توزیع کربن و تصویر FESEM و (g) توزیع CNT مجزا در درون دانه ی کامپوزیت.

روی ورقه های آلومینیوم آسیاکاری شده، سبب اتصال کم میان پودر و تقویت کننده و میزان اندک انتقال الکترون از پودر فلزی به تقویت کننده ی هیبریدی شده است [10، 25].

### 2-3- ریزساختار ریختگی

به منظور بررسی اثر فرایند ریخته گری بر ساختار شبکه ای و نحوه ی توزیع فاز تقویت کننده و عناصر آلیاژی، تصاویر FESEM کامپوزیت GNP- CNT/AA7075 به همراه نقشه ی توزیع کربن و عناصر آلیاژی، در شکل 5 نمایش داده شده است. همان گونه که آشکار است، فرایند ریخته گری علاوه بر تخریب ساختار شبکه ای فاز تقویت کننده (پراکندگی تعداد بسیار اندک نانو لوله کربنی بر سطح گرافن و توزیع آن ها به طور مجزا)، سبب کوتاه شدن اندازه آن ها نیز شده است. عنصر کربن توزیع تقریباً یکنواختی در زمینه کامپوزیت دارد. اگر چه برخی از تقویت کننده های کربنی آگلومره شده مشاهده شده اما توزیع تقویت کننده های مجزا نیز آشکار است. جدایش عناصر آلیاژی بر سطح تقویت کننده ی کربنی مشخص است.

کوتاه شدن ابعاد تقویت کننده ها و تخریب ساختار شبکه ای به واسطه همزدن دوغاب کامپوزیتی در منطقه نیمه جامد است. به عبارتی پایداری شبکه تقویت کننده ی هیبریدی در حین فرایند ریخته گری نیمه جامد، اندک است. توزیع تقریباً یکنواخت تقویت کننده و حضور ابعاد کمتر از 25 میکرون اکثر ذرات آگلومره شده، نشاندهنده ی تاثیر مثبت استفاده از تقویت کننده ی هیبریدی کربنی و شرایط بهینه تولید است. توزیع نانو لوله های کربنی مجزا و کوتاه شده در درون دانه، به دلیل سهولت به دام افتادن ذرات کوچک تر، در حین فرایند انجماد است [27].

جدایش زیاد عناصر بر سطح تقویت کننده ی آگلومره شده، از رفتار انجمادی آلیاژ زمینه تاثیر پذیرفته است. در فرایندهای ذوبی جدایش به واسطه سطح ویژه بالای تقویت کننده اتفاق می افتد. فیش کیس<sup>1</sup> و همکارانش [28] گزارش کرده اند که انجماد زمینه آلومینیومی در مناطق دور از ذرات آگلومره شده ی بزرگ به وقوع پیوسته و سپس در سطح تقویت کننده، انجام شده است. به عبارتی با پیشرفت انجماد، مقادیر بیشتری از عناصر آلیاژی در مذاب باقی مانده حضور داشته و در نهایت با تجمع آن ها بر سطح تقویت کننده، انجماد پایان یافته است. همچنین پیشنهاد شده است که جدایش عناصر آلیاژی از تنش باقیمانده فصل مشترکی نیز تاثیر می پذیرد. پس از فرایند انجماد، به دلیل تفاوت زیاد ضریب انبساط حرارتی تقویت کننده ی هیبریدی و زمینه، تنش باقیمانده در فصل مشترک زمینه و تقویت کننده، کششی است. بنابراین جدایش عناصر آلیاژی در فصل مشترک، سبب کاهش تنش باقی مانده و انرژی آزاد کل کامپوزیت شده است [6، 29].

به منظور آشکار شدن اثر حضور تقویت کننده ی کربنی بر مورفولوژی دانه در آلیاژ A17075 ریختگی، تصاویر میکروسکوپ نوری آلیاژ و کامپوزیت GNP- CNT/AA7075 در جهت عمود بر فرایند ریخته گری، در شکل 6 نشان داده شده است. همان گونه که آشکار است دانه های تقریباً دندریتی آلیاژ و نیمه کروی کامپوزیت توسط فاز یونکتیک احاطه شده اند. اندازه دانه کامپوزیت نسبت به آلیاژ کمتر است. گردان توزیع اندازه ی دانه در هر دو نمونه مشاهده شده است. ایجاد دانه های نیمه دندریتی آلیاژ (در مقایسه با دانه های دندریتی فرایند ریخته گری گردابی) از ویژگی های آلیاژهای ریختگی به روش نیمه جامد است [30]. شکل نیمه کروی دانه ها در کامپوزیت به واسطه شکست

<sup>1</sup> Fishkis et al.

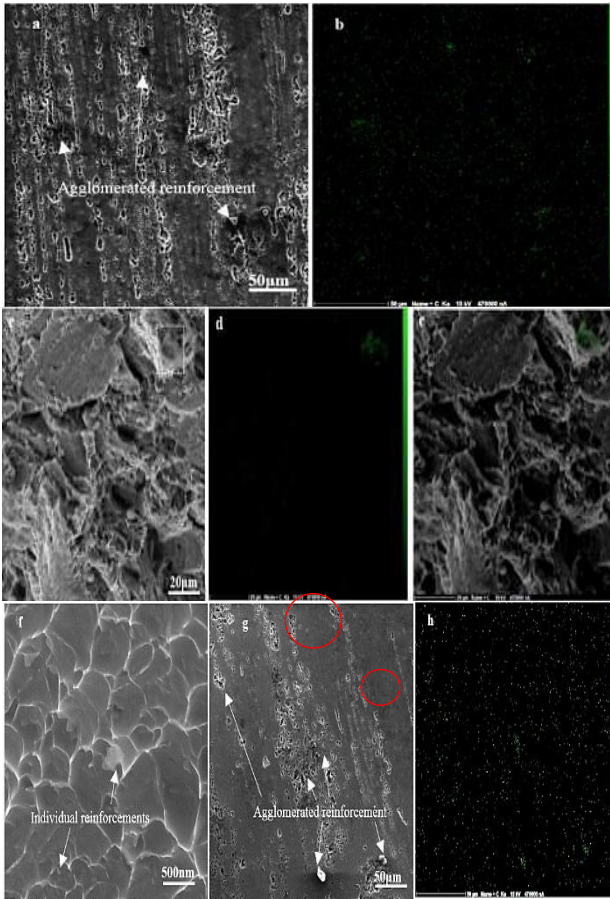


Fig. 7 (a) FESEM micrographs and (b) corresponding carbon map, (c) fracture surfaces, (d) and (e) corresponding carbon maps and (f) high magnification of fracture surfaces of extruded CNTs+GNPs/AA7075 composite (at 400 °C), (g) FESEM micrograph and (h) corresponding carbon map of extruded CNTs+GNPs/AA7075 composite (at 500 °C).

شکل 7 (a) تصویر FESEM و (b) نقشه ی توزیع کربن، (c) سطح شکست و (d) نقشه توزیع کربن بر آن (e) تطابق تصویر (c) و (d)، (f) توزیع تقویت کننده های مجزا بر سطح شکست کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 400 °C (g) تصویر FESEM و (h) نقشه ی توزیع کربن در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 500 °C.

به منظور درک تحولات ریزساختاری در نتیجه ی فرایند اکستروژن، بررسی تغییرات مورفولوژی فازهای ثانویه و همچنین دانه ها ضروری است. به همین منظور تصاویر FESEM و نوری آلیاژ AA7075 اکستروژن شده در دمای 400 °C و کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دو دمای 400 °C و 500 °C در شکل 8 نمایش داده شده است. حضور رسوب، کشیده شدن فازهای بین فلزی در راستای اکستروژن و گرادیان توزیع اندازه دانه در هر 3 نمونه، آشکار است. رسوب های دینامیک با مورفولوژی کروی (دایره نقطه چین)، ورقه ای (نقطه چین سفید) و فیبری شکل (نقطه چین مشکی) در آلیاژ AA7075 و کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 400 °C (با اندازه ی ریزتر)، حضور دارند. در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 500 °C، حجم بالایی از رسوب های کروی درشت شده با توزیع تقریباً یکنواخت و حضور اندک رسوب های ورقه ای به همراه رسوب های فیبری شکل نیز قابل مشاهده است.

در حین فرایند اکستروژن، عدم سازگاری شبکه کریستالی آلیاژ زمینه و فازهای بین فلزی، سبب ایجاد تمرکز تنش شده است. این تمرکز موضعی تنش سبب

دانه های بزرگ فاز  $\alpha$ -Al در مرحله اول انجماد (درون بوته) تشکیل شده و برای رشد زمان کافی دارند. دانه های جوانه زده در قالب به دلیل زمان انجماد کمتر، ریزتر هستند. حضور تقویت کننده ی کربنی بر ریز دانگی کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 موثر است (میانگین اندازه ی دانه ی آلیاژ و کامپوزیت به ترتیب 61 و 56 میکرو اندازه گیری شده است). این امر از جوانه زنی غیر همگن بر سطح تقویت کننده، افزایش نرخ سرمایه ی و ممانعت از رشد دانه به واسطه حضور تقویت کننده، تاثیر پذیرفته است [29، 30].

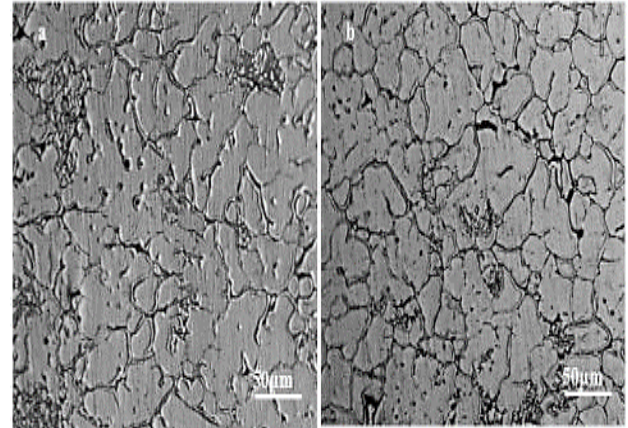


Fig. 6 Grains morphologies of as-casted (a) AA7075 alloy and (b) CNTs+GNPs/AA7075 composite.

شکل 6 میکروگراف های نوری از (a) آلیاژ AA7075 و (b) کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 ریختگی.

### 3-3- تحولات ریزساختاری نمونه های اکستروژن شده

به منظور بررسی نحوه توزیع فاز تقویت کننده در کامپوزیت های GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دو دمای 400 °C و 500 °C، تصاویر FESEM به همراه نقشه توزیع عنصری کربن، در شکل 7 نشان داده شده است. اگر چه در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 400 °C تعداد کمی از ذرات آگلومره مشاهده شده، اکثر تقویت کننده های کربنی توزیع یکنواختی در زمینه دارند. تصاویر سطح شکست این کامپوزیت نیز توزیع همگن و بعضاً مجزای تقویت کننده ی کربنی را آشکار کرده است. از طرفی، در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 500 °C، تعداد زیادی تقویت کننده ی کربنی آگلومره، مشاهده شده است.

در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 400 °C، پراکندگی تقویت کننده ی کربنی همگن تر از حالت ریختگی است. این امر ناشی از جریان یافتن سریع آلیاژ زمینه در بین آگلومره ها، است [18]. با توجه به نفوذ حرارتی بالای گرافن (با سطح ویژه ی بالا)، کاهش دمای اکستروژن در اطراف آن ها رخ داده است. این امر شکست موثر آگلومره های گرافن را به دنبال داشته است. در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 500 °C، آگلومره ی تقویت کننده های کربنی همچنان باقی است. همان گونه که آشکار است دمای انجام فرایند اکستروژن بر نحوه ی توزیع فاز تقویت کننده تاثیر بسزایی دارد. با کاهش دمای اکستروژن، توزیع همگن تر فاز تقویت کننده حاصل شده است.

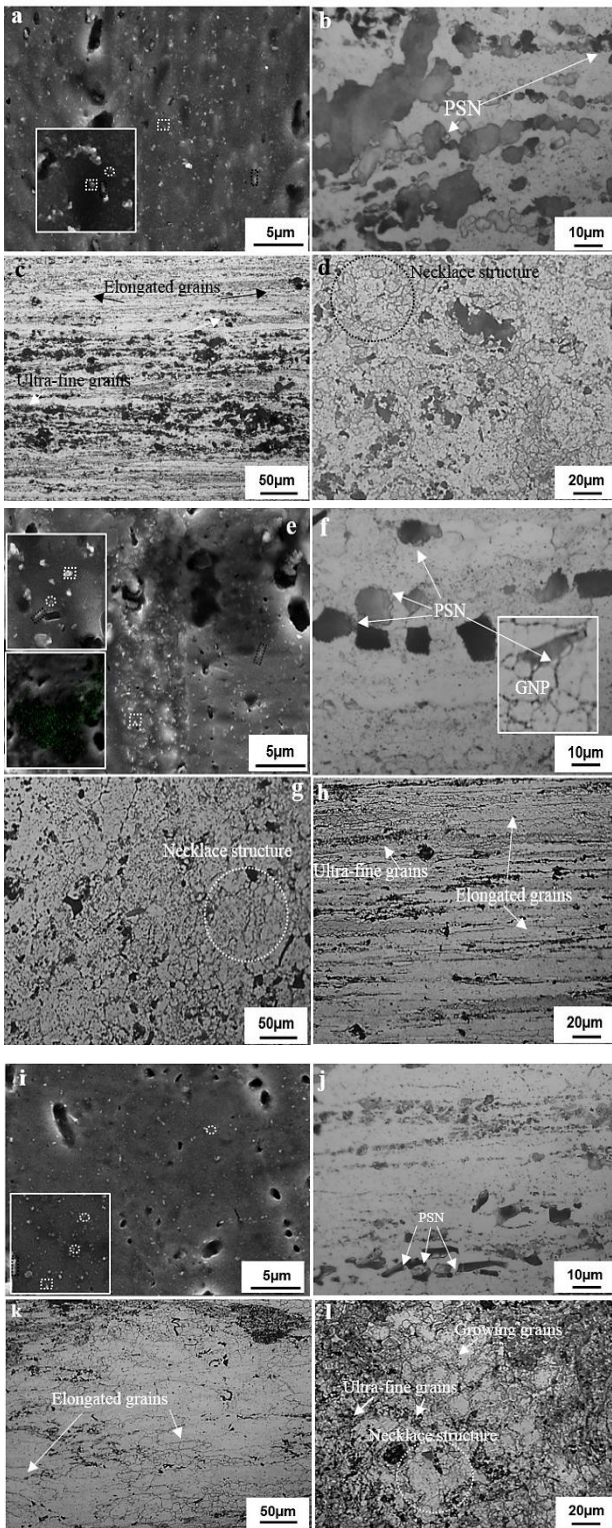


Fig. 8 FESEM and OM micrographs of (a-d) AA7075 alloy and extruded CNTs+GNPs/AA7075 composite at (e-h) 400°C and (i-l) 500°C.

شکل 8 تصاویر FESEM و میکروسکوپ نوری از آلیاژ AA7075 و کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 400°C (e-h) و 500°C (i-l).

شکسته شدن و کشیدگی فازهای بین فلزی در راستای فرایند اکستروژن شده است. جوانه زنی و رشد رسوب های کروی از برهمکنش عناصر آلیاژی و جای خالی تاثیر پذیرفته است. با افزایش چگالی رسوب های کروی، غلظت اتم محلول کاهش یافته و دگرگونی آن ها به رسوب های ورقه ای دشوار شده است [31]. اما نایجابی ها و مرزهای دانه محلی برای تجمع جای خالی و اتم های محلول محسوب شده و به عنوان کانال نفوذی عمل کرده و سبب جوانه زنی غیر همگن رسوب های ورقه ای و فیبری شکل شده است [32].

در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 400°C، رسوب های دینامیک کوچکتری نسبت به آلیاژ AA7075 مشاهده شده است. این امر به واسطه حضور زیاد عناصر آلیاژی بر سطح گرافن و ممانعت نفوذی بالای تقویت کننده های کربنی است. با افزایش دمای اکستروژن، در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 500°C، رسوب های کروی شکل زیادی با توزیع تقریباً یکنواخت ایجاد شده (افزایش جای خالی در نتیجه ی دمای بالاتر فرایند) و به دلیل سرعت بالای نفوذ، رشد بیشتر آن ها اتفاق افتاده است.

ترسیب رسوب های فیبری در مکان های نقص شبکه رخ داده است [31، 33]. در فصل مشترک زمینه و گرافن به دلیل عدم سازگاری زمینه با فاز تقویت کننده، چگالی بالای نایجابی ایجاد شده و سبب ترسیب رسوب های دینامیک فیبری شکل شده است. با توجه به تفاوت مورفولوژی رسوب های دینامیک کامپوزیت های GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دو دمای 400°C و 500°C می توان چنین نتیجه گرفت که تاثیر پذیری مورفولوژی رسوب های دینامیک از دمای فرایند بیش از حضور تقویت کننده، است.

حضور دانه های ریز جوانه زده بر سطح فاز ثانویه و دانه های کشیده شده در امتداد جهت اکستروژن، مشهود است. دانه های درشت احاطه شده توسط دانه های ریز و دانه های فوق ریز، در هر 3 نمونه دیده شده است. در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دمای 500°C نسبت به سایر نمونه ها رشد بیشتر دانه های تبلور مجدد یافته، مشاهده شده است. حضور دانه های کشیده شده در راستای اکستروژن، ناشی از تغییر شکل زیاد دانه ها در حین فرایند اکستروژن است. دانه های هم محور موجود در ساختار، ناشی از وقوع تبلور مجدد دینامیک است. مورفولوژی متفاوت این دانه ها نشاندهنده ی فعالیت مکانیزم های مختلف کار نرمی (به دلیل گرادیان توزیع تنش) در حین فرایند اکستروژن، است. اثر تحریک کننده ی فاز ثانویه برای وقوع تبلور مجدد<sup>1</sup> (با اندازه ی بیش از 1 میکرومتر) بر روی سطح فاز بین فلزی شکسته شده و گرافن، مشاهده شده است. بایلی<sup>2</sup> و همکارانش [35] نشان داده اند که جوانه زنی دانه ی تبلور مجدد یافته شامل تاول زدن مرز دانه است. تاول زدن ناشی از مهاجرت مرز دانه ی متاثر از کرنش، است. به عبارتی، جوانه زنی این دانه ها شامل رشد دانه های فرعی واقع بر مرز دانه زاویه بزرگ قبلی تا اندازه ی بحرانی و سپس تاول زدن آن به سمت زمینه ی تغییر شکل یافته است که به آن مکانیزم تبلور مجدد غیر پیوسته<sup>3</sup> (DDRX) می گویند [36].

<sup>3</sup> Discontinuous dynamic recrystallization

1 PSN

2 Bailey et al.

استحکام تسلیم کششی (TYS) و فشاری (CYS)، استحکام کششی (UTS) و فشاری (UCS) به همراه کرنش شکست کششی (TFE) و فشاری (CFE) نمونه های اکستروژن شده نیز در جدول 1 نمایش داده شده است. در هر دو آزمون کشش و فشار، افزودن تقویت کننده ی کربنی سبب افزایش استحکام تسلیم شده در حالی که کاهش کرنش شکست را به دنبال داشته است. بهبود خواص مکانیکی کامپوزیت اکستروژن شده در دمای پایین بیشتر است. تنش تسلیم در آزمون کششی بیش از تنش تسلیم فشاری است.

بهبود کمتر استحکام تسلیم کامپوزیت در بارگذاری فشاری نسبت به حالت کششی، از موارد زیر تاثیر پذیرفته است: 1) کمناش ورقه های گرافن تحت فشار که منجر به کاهش استحکام آن ها شده و 2) سر خوردن ورقه های گرافن (در گرافن چند لایه) که توسط نیروی ضعیف واندرالس به یکدیگر اتصال دارند [38]. اما در بارگذاری کششی هر دو سطح گرافن تماس زیادی با زمینه دارند (به دلیل سطح ویژه بالا). بنابراین، ساختار دو بعدی آن سبب ایجاد مناطق لبه ای زیادی با میدان کرنش پلاستیک متمرکز شده که سبب انتقال بار موثر شده است [2، 38]. همان گونه که در شکل 10 آشکار است درصد تغییرات استحکام تسلیم، کششی و کرنش شکست کامپوزیت های اکستروژن شده در دماهای 400 °C و 500 °C نسبت به آلیاژ AA7075، در آزمون کشش به ترتیب 51% و 41%، 2% و 8%، -5%، -31% و -60% و در آزمون فشار به ترتیب 28% و 21%، 2% و 8%، -2% و -8% و -22% است.

جدول 1 مقادیر استحکام تسلیم و کششی و کرنش شکست آلیاژ AA7075 و کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دماهای 400 °C و 500 °C در دو بار گذاری کششی و فشاری.

Table 1 Tensile and compressive properties of AA7075 alloy and GNP-CNT/AA7075 composites extruded at 400°C and 500°C.

مواد	TYS (MPa)	UTS (MPa)	TFE (%)	CYS (MPa)	UCS (MPa)	CFE (%)
AA7075 (400°C)	181±6	345±4	6.1±7	173±7	590±5	36.9±1
AA7075/GNP-CNT (400°C)	274±8	403±4	4.2±1.2	222±8	636±7	33.8±1
AA7075/GNP-CNT (500°C)	256±9	360±6	2.4±1.2	210±8	579±7	28.9±1

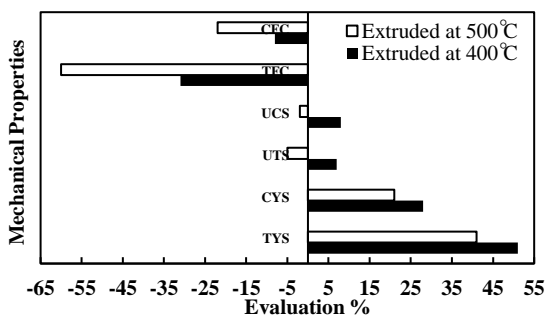


Fig. 10 Improvement percent of mechanical properties of GNP-CNT/AA7075 composites extruded at 400°C and 500°C compared to extruded AA7075 alloy.

شکل 10 درصد تغییرات خواص مکانیکی کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دماهای 400 °C و 500 °C نسبت به آلیاژ AA7075.

از طرفی حضور رسوب های دینامیک فراوان، سبب کاهش تحرک مرز دانه برای وقوع تبلور مجدد دینامیک غیر پیوسته شده است [37]. بنابراین، حضور دانه های تبلور مجدد یافته ی هم محور و ایجاد ساختار گردنبدن گونه، ناشی از مکانیزم تبلور مجدد غیر پیوسته است. اما، حضور رسوب های موثر در برابر حرکت مرز دانه و یا چگالی اندک نایجایی در مناطق فقیر از فاز بین فلزی، از وقوع تبلور مجدد دینامیک غیر پیوسته جلوگیری کرده و وقوع تبلور مجدد دینامیک هندسی (GDRX) <sup>1</sup>، سبب تشکیل دانه های فوق ریز هم محور شده است [37].

میانگین اندازه ی دانه در آلیاژ AA7075 (اکستروژن شده در دمای 400 °C) و کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دو دمای 400 °C و 500 °C به ترتیب 8.73، 5.32 و 6.53 میکرو متر است. افزایش دمای فرایند اکستروژن سبب رشد دانه های تبلور مجدد یافته شده و میانگین اندازه ی دانه افزایش یافته است.

### 4-3- خواص مکانیکی

#### 1-4-3 آزمون کشش و فشار

به منظور تعیین خواص مکانیکی نمونه های اکستروژن شده و انتخاب دمای بهینه فرایند اکستروژن، نمودار تنش-کرنش آلیاژ AA7075 (اکستروژن شده در دمای 400 °C) و کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دو دمای 400 °C و 500 °C در شکل 9 نمایش داده شده است.

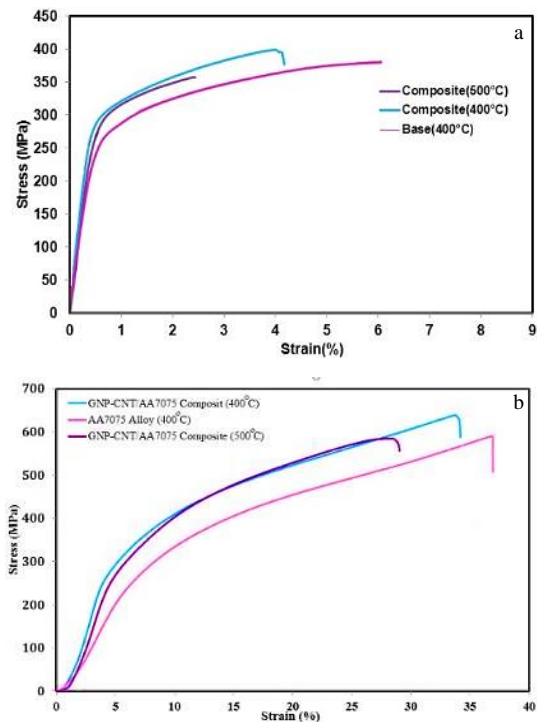
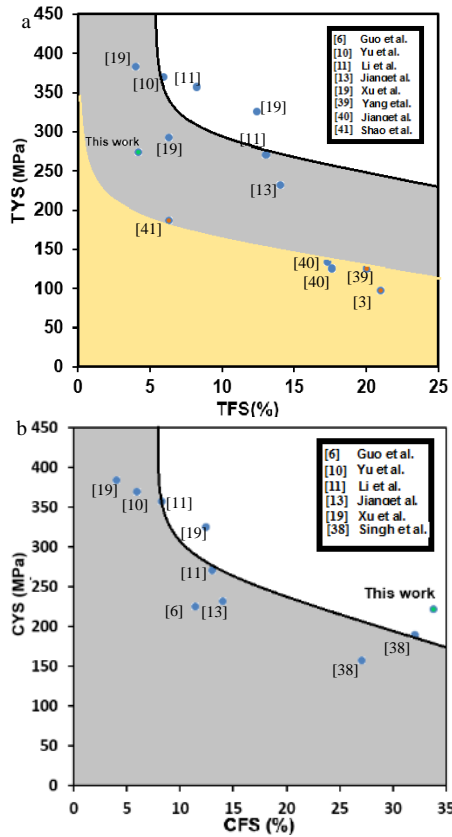


Fig. 9 The typical engineering stress-strain curves of AA7075 alloy and extruded GNP-CNT/AA7075 composites; (a) tensile and (b) compressive loading.

شکل 9 نمودار تنش-کرنش مهندسی آلیاژ AA7075 و کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دماهای 400 °C و 500 °C در بارگذاری (a) کششی و (b) فشاری.

<sup>1</sup> Geometrical dynamic recrystallization

قرار گرفته است. این امر نشاندهنده مناسب بودن روش ذوبی برای حصول هم افزایی استحکام و کرنش شکست، در بارگذاری فشاری است.



**Fig. 11** Comparison of yield stress vs. fracture strain of GNP-CNT/AA7075 composite with published results in literature review; (a) tensile loading, (b) compression loading.

**شکل 11** مقایسه ی تنش تسلیم بر اساس کرنش کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 تولید شده در پژوهش حاضر با داده های موجود در پایگاه اطلاعاتی مربوط به کامپوزیت های زمینه آلومینیومی تقویت شده با مواد کربنی، تولید شده به روش های مختلف، در دو حالت (a) بارگذاری کششی و (b) بارگذاری فشاری.

از آنجایی که کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 شامل فاز غیر پیوسته است، در زمان بارگذاری تغییرشکل اولیه در زمینه رخ داده است. کرنش زمینه از طریق تنش برشی (که در فصل مشترک زمینه و تقویت کننده ایجاد شده) به تقویت کننده منتقل شده است [42]. 3 پارامتر تاثیر گذار بر مکانیزم انتقال بار عبارتند از: پیوند فصل مشترکی میان تقویت کننده و زمینه (فاکتور پیوند  $k$ )، میانگین زاویه میان جهت بار گذاری و محور تقویت کننده (فاکتور جهت  $s$ )، 0.6 و سطح ویژه تقویت کننده (فاکتور هندسی  $g$ )، 0.54 برای گرافن و 0.1 برای نانو تیوب کربنی. به منظور تعیین اثر این پارامترها بر انتقال بار، قانون مخلوطها براساس این 3 فاکتور باز نویسی شده است [42]:

$$\Delta\sigma_t = c'f\sigma_r V_r + \sigma_m(V_m - 1) \quad (2)$$

که در آن  $V_r$  و  $V_m$  کسر حجمی زمینه و تقویت کننده (0.002 برای گرافن و 0.011 برای نانو تیوب کربنی)،  $\sigma_m$  و  $\sigma_r$  تنش تسلیم زمینه و تقویت کننده

قابل ذکر است که کرنش کمتر در کامپوزیت های GNP-CNT/AA7075 نسبت به آلیاژ AA7075 از حضور ذرات آگلومره شده تاثیر پذیرفته است. زیرا حضور آگلومره ذرات و پیوند فصل مشترکی ضعیف سبب جوانه زنی ترک و کاهش کرنش شکست شده است.

از طرفی محاسبه ی اثر بخشی استحکام راه موثری برای بررسی میزان اثر بخشی تقویت کننده های مختلف در زمینه ی فلزی است و از طریق رابطه ی زیر قابل محاسبه است.

$$R = \frac{\sigma_{Ym} - \sigma_{Yc}}{V_f * \sigma_{Ym}} \quad (1)$$

که در آن  $\sigma_{Ym}$ ،  $\sigma_{Yc}$  و  $V_f$  به ترتیب استحکام تسلیم آلیاژ و کامپوزیت و کسر حجمی تقویت کننده است. در بارگذاری کششی، میزان اثربخشی استحکام در کامپوزیت های GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در دماهای 400 °C و 500 °C به ترتیب 3187% و 3958% است. در حالی که اثربخشی استحکام فشاری آن ها به ترتیب 2179% و 1645% است. بیشترین میزان اثر بخشی کششی و فشاری در کامپوزیت های زمینه آلومینیومی تقویت شده با مواد کربنی تولیدی به روش های مختلف به ترتیب کمتر از 1300% و 40% است [30، 39]. میزان اثر بخشی به شدت به کسر حجمی فاز تقویت کننده، بستگی دارد. از طرفی اثر بخشی روش های ذوبی بیش از روش متالورژی پودر است. این امر از بهبود تر شوندگی تاثیر پذیرفته است [30]. انتخاب درصد حجمی اندک (0.013 vol%) تقویت کننده ی هیبریدی برای تولید کامپوزیت های GNP-CNT/AA7075 به روش ذوبی، اثر بخشی فوق العاده زیادی را در هر دو نوع بارگذاری سبب شده است. در هر دو بارگذاری کششی و فشاری، کامپوزیت اکستروژن شده در دمای پایین (400 °C)، اثر بخشی استحکام و افزایش بیشتر خواص مکانیکی را نشان داده است. این امر از حضور دانه های فوق ریز بیشتر، رسوب های ریزتر و توزیع همگن تر تقویت کننده تاثیر پذیرفته است. بنابراین دمای بهینه فرایند اکستروژن، 400 °C معرفی شده است و بررسی های بیشتر بر روی این کامپوزیت صورت پذیرفته است.

به منظور فراهم کردن امکان مقایسه ی استحکام تسلیم و کرنش این کامپوزیت (در هر دو حالت کششی و فشاری) با سایر کامپوزیت های زمینه آلومینیومی (و یا آلیاژ های آلومینیوم) تقویت شده با مواد کربنی (تولیدی به روش های مختلف)، داده های نمودار تنش-کرنش موجود در پایگاه اطلاعاتی در شکل 11 نمایش داده شده است. در هر دو نوع بار گذاری، افزایش استحکام در اکثر کامپوزیت ها با کاهش کرنش شکست همراه است و نقاط مشخص کننده ی بسیاری از این مواد، در زیر منحنی موزی شکل (خاکستری) قرار گرفته است. در مواردی نیز نقاط حاصله در خارج از این محدوده قرار گرفته که نشاندهنده ی هم افزایی مناسب استحکام تسلیم و کرنش شکست است. اما این کامپوزیت ها به روش متالورژی پودر تولید شده اند که نسبت به روش ذوبی هزینه ی بالاتری دارد. از طرفی از درصد حجمی تقویت کننده ی کربنی بیشتری نسبت به پژوهش حاضر، استفاده شده است. اطلاعات اندکی از خواص کششی کامپوزیت های زمینه آلومینیوم تقویت شده با مواد کربنی و تولیدی به روش ذوبی وجود دارد (نقاط نارنجی). با رسم محدوده موزی شکل برای نمونه های تولیدی به روش ریخته گری (نمودار نارنجی) حاصل انتقال نمودار خاکستری به سمت پایین و راست)) هم افزایی مطلوب استحکام و کرنش شکست کامپوزیت های تولیدی در این پژوهش، آشکار شده است. در آزمون فشار نیز اگر چه تمامی داده ها مربوط به نمونه های تولیدی به روش متالورژی پودر است، خواص نمونه ی تولیدی در پژوهش حاضر خارج از منطقه ی موزی شکل

ریزتر و ریز دانگی بیشتر است. علاوه بر آن، توزیع همگن سختی در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 نشاندهنده ی توزیع مناسب تقویت کننده در آلیاژ AA7075 است.

### 3-4-3- شکست نگاری

تصاویر FESEM سطح شکست کششی و فشاری آلیاژ AA7075 و کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 در شکل 14 نمایش داده شده است.

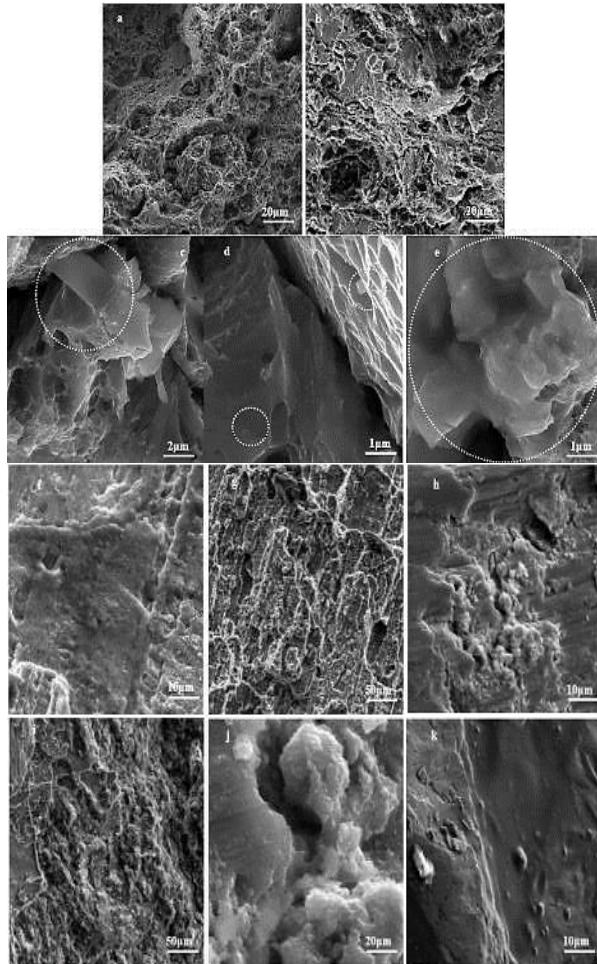


Fig. 14 FESEM micrographs of tensile fracture surfaces of extruded (a) AA7075 alloy, (b) CNTs+GNPs/AA7075 composite; (c) the bridging of GNPs, (d), GNPs and CNTs pull-out and (e) GNP pull-off, shallow stretched dimples and, brittle fracture cleavage river patterns (in compressive loading) of (f, g) AA7075 alloy, and (h, i), CNTs+GNPs/AA7075 composite, (j) presence of agglomerated reinforcements on surface crack and (k) brittle fracture near the agglomerated reinforcements.

شکل 14 تصاویر FESEM از (a) سطح شکست کششی آلیاژ AA7075 و (b) کامپوزیت GNP-CNT/AA7075. (c) پل زدن گرافن، (d) pull-out گرافن و نانو لوله ی کربنی و (e) گرافن عمود بر سطح شکست کششی کامپوزیت، (f, g) دیمپل های کشیده شده و (h, i) شکست کلیواژ آلیاژ و کامپوزیت (به ترتیب) در بارگذاری فشاری، (j) حضور تقویت کننده های آگلومره در ترک سطحی و (k) شکست ترد در مجاورت ذرات آگلومره شده در بارگذاری فشاری.

همانگونه که آشکار است در بارگذاری کششی شکست نرم (دیمپل ها) و برشی به طور همزمان به وقوع پیوسته است. مقدار شکست برشی در کامپوزیت بیش از آلیاژ است. کشیده شدن و پل زدن تقویت کننده ی کربنی و گرافن عمود بر سطح نیز در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 مشاهده شده است. در سطح

50 GPa برای گرافن و 30 GPa برای نانو لوله ی کربنی)، C مقدار ثابت و 14.4 و f ثابت اثر بخشی (حاصل ضرب 3 پارامتر موثر بر میزان انتقال بار) است.

انتقال بار موثر در کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 به واسطه ی حضور 0.013 درصد حجمی تقویت کننده ی کربنی، در بارگذاری کششی و فشاری به ترتیب حدود 87.7 و 87.8 محاسبه شده است.

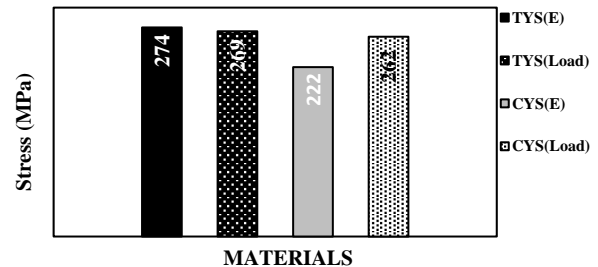


Fig. 12 Comparison of theoretical and experimental TYS and CYS values in tensile and compressive loading.

شکل 12 مقایسه تنش تسلیم تئوری (انتقال بار) و تجربی کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 در هر دو بارگذاری کششی و فشاری.

مقایسه ی تنش تسلیم تجربی و مقدار تئوری استحکام تسلیم کششی بر مبنای مقدار محاسبه شده ی انتقال بار (شکل 12)، اهمیت انتقال بار موثر بر افزایش استحکام تسلیم کششی را، آشکار کرده است. با توجه به کمتر بودن تنش تسلیم فشاری در حالت تجربی نسبت به مقدار تئوری آن، عدم انتقال بار موثر توسط تقویت کننده ی کربنی در بارگذاری فشاری، آشکار شده است.

### 3-4-3-2- سختی سنجی

به منظور تعیین اثر حضور فاز تقویت کننده بر تغییرات سختی آلیاژ AA7075، مقادیر سختی آلیاژ AA7075 و کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در شکل 13 نشان داده شده است. همانگونه که آشکار است افزودن GNP-CNT سبب افزایش سختی شده است.

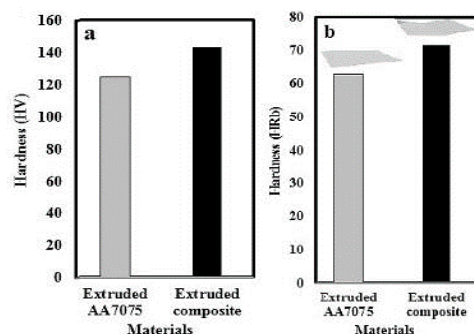


Fig. 13 (a) Micro and (b) Macro hardness test results of AA7075 alloy and GNP-CNT/AA7075 composite extruded at 400°C.

شکل 13 نمودار (a) ریز سختی و (b) ماکرو سختی آلیاژ AA7075 و کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 اکستروژن شده در 400°C.

افزودن تقویت کننده ی کربنی سبب افزایش حدود 17% و 14% ریزسختی و ماکروسختی کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 نسبت به آلیاژ AA7075 شده است. افزایش سختی کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 نسبت به آلیاژ AA7075 ناشی از توزیع همگن تقویت کننده ی کربنی، رسوبات دینامیک

استحکام کششی بالای کامپوزیت نتیجه‌ی نیاز به جدایش پیوند به همراه فرایند اصطکاکی کشیده شدن تقویت‌کننده‌ها است (انتقال بار موثر). بهبود کمتر استحکام تسلیم کامپوزیت در بارگذاری فشاری نسبت به حالت کششی، از کماتش ورقه‌های گرافن و سر خوردن آن‌ها تاثیر پذیرفته است.

(5) در هر دو بارگذاری کششی و فشاری، کامپوزیت اکستروژن شده در دمای پایین (400 °C)، افزایش بیشتر خواص مکانیکی را نشان داده است. این امر از حضور دانه‌های فوق ریز بیشتر، رسوب‌های ریزتر و توزیع همگن‌تر تقویت‌کننده تاثیر پذیرفته است.

(6) انتخاب درصد حجمی اندک (0.013) تقویت‌کننده‌ی هیبریدی برای تولید کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 به روش ذوبی، اثر بخشی فوق‌العاده زیادی در هر دو نوع بارگذاری را سبب شده است (3952% در حالت کششی و 2179% در بارگذاری فشاری).

#### 5- تقدیر و تشکر

این طرح تحت حمایت مالی صندوق حمایت از پژوهشگران و فناوران کشور (INSF) به شماره طرح 98000007 قرار گرفته است.

#### 6- مراجع

- [1] Imanian, S., Eghbali, B., and Pajouhanfar, Y., "Investigation of Microstructure and Mechanical Properties of As-Casted AA7075 Matrix Composite Reinforced by Graphen Nanoplate and Carbon Nanotube," In Persian, Proceeding of the 16<sup>th</sup> Scientific Student Conference on Materials Engineering and Metallurgy of Iran, 2019. <https://civilica.com/doc/961739>.
- [2] Torabi Parizi, M., Ebrahimi, G. R., Ezatpour, H. R., and Paidar, M. "The Structure Effect of Carbonaceous Reinforcement on The Microstructural Characterization and Mechanical Behavior of AZ80 Magnesium Alloy," Journal of Alloys and Compounds, Vol. 809, 151682, 2019.
- [3] Bashiri Goodarzi, H. and Yarmohammad Tooski, M., "An experimental study of the effects of carbon nanotube and graphene addition on the impact strength of Epoxy/Basalt fiber composite", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 6, No.3, pp. 411-418, 2019.
- [4] Setoodeh, A.R. Sokhandani, N. and Zebarjad, S.M., "Theoretical and experimental study on the effect of multi-walled carbon nanotubes on improving the tensile properties and toughness of Vinyl ester resin", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 5, No. 4, pp. 539-550, 2019.
- [5] Adarestani Farahani, A., Mehrabi, F., and Mirzaee, O., "Investigation of Aluminum Matrix Composites Reinforced to Carbon Nanotubes and Production Challenges," In Persian, Proceeding of the New Materials National Congress, Iran, 2008. <https://civilica.com/doc/50671/>.
- [6] Guo, B., Chen, B., Zhang, X., Cen, X., Wang, X., Song, M., Ni, S., Yi, J., Shen, T., and Du, Y., "Exploring the Size Effects of Al<sub>4</sub>C<sub>3</sub> on the Mechanical Properties and Thermal Behaviors of Al-Based Composites Reinforced by SiC and Carbon Nanotubes," Carbon, Vol. 135, pp. 224-235, 2018.
- [7] Sun, W., Zhan, K., Yang, Z., Zhao, R., Wang, T., Zhao, B., Ya, Y., and Yang, J., "Facile Fabrication of GO/Al Composites with Improved Dispersion of Graphene and Enhanced Mechanical Properties by Cu Doping and Powder Metallurgy," Journal of Alloys and Compounds, Vol. 815, 152465, 2020.
- [8] Tabesh, A. Ebrahimi, Gh. and Ezatpour, H.R., "The investigation and comparison of mechanical properties and microstructure Al/CNT and Al/CNT/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> composites produced by mixed accumulative roll bounding", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 4, No. 4, pp. 464-470, 2018.
- [9] Alipour, M., and Eslami Farsani, R., "Investigation of the Microstructure and Mechanical Properties of Cast AA7068

شکست فشاری آلیاژ AA7075 مناطق حاوی دیپلم‌های کشیده شده‌ی کم عمق به همراه شکست کلیواژ با طرح رودخانه‌ای مشاهده شده است. در سطح شکست فشاری کامپوزیت GNP-CNT/AA7075. علاوه بر حضور مناطق شکست کاملاً ترد بدون حضور دیپلم، دیپلم‌های کم عمق بیشتری نسبت به آلیاژ AA7075 مشاهده شده است. در مناطق محدودی نیز شکست کلیواژ با طرح رودخانه‌ای آشکار شده است. علاوه بر آن، حضور تقویت‌کننده‌ی کربنی در ترک موجود بر سطح شکست کامپوزیت GNP-CNT/AA7075 آشکار است.

حضور دیپلم‌های بیشتر در آلیاژ نشان‌دهنده‌ی عدم شکست موضعی است. پل زدن و کشیدگی GNP و CNT نشان‌دهنده‌ی پیوند مکانیکی بین تقویت‌کننده و زمینه است. تقویت‌کننده‌های کشیده شده عموماً ابعاد کوچکی دارند که نشان‌دهنده‌ی پیوند مکانیکی قوی است. بنابراین، استحکام بالای کامپوزیت نتیجه‌ی نیاز به جدایش پیوند به همراه فرایند اصطکاکی کشیده شدن تقویت‌کننده‌ها است [43]. علاوه بر آن، افزایش مسیر رشد ترک توسط تقویت‌کننده‌ی هیبریدی کربنی سبب بهبود استحکام می‌شود. پل زدن گرافن در بین ترک نیز انرژی زیادی را جذب کرده و سبب افزایش استحکام نهایی شده است [44]. همچنین برخی از گرافن‌ها با زاویه‌ی زیاد نسبت به بار کششی (عمود بر سطح شکست) وجود دارند که در انتقال بار تاثیر گذار نیستند.

در بارگذاری فشاری، دیپلم‌های کم عمق در نتیجه برش شدید ایجاد شده اند. قابل ذکر است شکست کاملاً ترد کامپوزیت در مجاورت آگلومره‌ی تقویت‌کننده‌ها، رخ داده است. حضور آگلومره‌ی فاز تقویت‌کننده در داخل ترک فشاری، تاثیر زیاد نحوه‌ی توزیع فاز تقویت‌کننده بر خواص مکانیکی را آشکار کرده است. لذا با توجه به عدم حفظ ساختار شبکه‌ای تقویت‌کننده‌ی هیبریدی در فرایند ذوبی، به منظور توزیع بهتر تقویت‌کننده، پیشنهاد انجام دادن فرایند آسیاکاری پودر کامپوزیتی حاصل از روش تر، مطرح است.

#### 4- نتیجه گیری

در تحقیق حاضر کامپوزیت زمینه آلیاژ AA7075 تقویت شده با GNP-CNT از طریق فرایند ریخته‌گری نیمه جامد و اکستروژن تولید شده است. اثر حضور تقویت‌کننده‌ی هیبریدی کربنی و دمای فرایند اکستروژن بر تحولات ریزساختاری و خواص مکانیکی مورد بررسی قرار گرفته است. یافته‌های تجربی این پژوهش عبارتند از:

- (1) با انتخاب نسبت  $V_{GNP}/V_{CNT}$  برابر 0.167، دستیابی به ساختار هیبریدی به هم پیوسته و جدایش لایه‌ی گرافن از طریق قرارگیری نانو لوله‌های کربنی در بین آن‌ها میسر شده است.
- (2) نسبت اندک  $I_D/I_G$  (0.68) در پودر کامپوزیتی GNP-CNT/Al، نشان‌دهنده‌ی کیفیت بالای مواد اولیه، انتخاب نسبت مناسب  $V_{GNP}/V_{CNT}$  و مناسب بودن روش تر برای تولید پودر کامپوزیتی است.
- (3) افزایش دمای فرایند اکستروژن (500 °C) سبب رشد دانه‌های تبلور مجدد یافته شده و میانگین اندازه‌ی دانه نسبت به دمای 400 °C، به میزان 19% افزایش یافته است. نتایج ریزساختاری تایید کننده‌ی تاثیرپذیری بیشتر مورفولوژی رسوب‌های دینامیکی از دمای فرایند نسبت به حضور تقویت‌کننده است.
- (4) درصد تغییرات استحکام تسلیم، کششی و کرنش شکست کامپوزیت‌های اکستروژن شده در دماهای 400 °C و 500 °C نسبت به آلیاژ AA7075، در آزمون کشش به ترتیب 51% و 41%، 7% و 5%، و 31% و 60% و در آزمون فشار به ترتیب 28% و 21%، 8% و 2%، 8% و 22% است.

- [26] Zhou, W., Mikulova, P., Fan, Y., Kikuchi, K., Nomura, N., and Kawasaki, A., "Interfacial Reaction Induced Efficient Load Transfer in Few-Layer Graphene Reinforced Al Matrix Composites for High-Performance Conductor," *Composites Part B: Engineering*, Vol. 167, pp. 93-99, 2019.
- [27] Chen, X-H., and Yan, H., "Solid-Liquid Interface Dynamics During Solidification of Al 7075-Al<sub>2</sub>O<sub>3np</sub> Based Metal Matrix Composites," *Materials & Design*, Vol. 94, pp. 148-158, 2016.
- [28] Fishkis, K., "Interfaces and Fracture Surfaces in Saffil/Al-Mg-Cu Metal Matrix Composites," *J Materials Science*, Vol. 26, pp. 2651-2661, 1191.
- [29] Torabi Parizi, M., Ezatpour, H. R., Ebrahimi, G. R., "High Mechanical Efficiency, Microstructure Evaluation and Texture of Rheo-Casted and Extruded AZ80-Ca Alloy Reinforced with Processed Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>/GNPs Hybrid Reinforcement," *Materials Chemistry and Physics*, Vol. 218, pp. 246-255, 2018.
- [30] Alipour, M., and Eslami-Farsani, R., "Synthesis and Characterization of Graphene Nanoplatelets Reinforced AA7068 Matrix Nanocomposites Produced by Liquid Metallurgy Route," *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 706, pp. 71-82, 2017.
- [31] Hu, T., Ma, K., Topping, T. D., Schoenung, J. M. and Lavernia, E. J. "Precipitation Phenomena in An Ultrafine-Grained Al Alloy," *Acta Materials*, Vol. 61, pp. 2163-2178, 2013.
- [32] Hong, S. I., and Gray, G. T. "Microstructure and Microchemistry of An Al-Zn-Mg-Cu Alloy Matrix 20 vol.% SiC Composite," *Acta Metallurgica and Materialia*, Vol. 40, No. 12, pp. 3299-3315, 1992.
- [33] Wu, C., Shi, R., Luo, G., Zhang, J., Shen Q., Gan, Z., Liu, J., and Zhang, L., "Influence of Particulate B<sub>4</sub>C with High Weight Fraction on Microstructure and Mechanical Behavior of An Al-Based Metal Matrix Composite," *Journal of Alloys and Compounds*, Vol. 789, pp. 825-83, 2019.
- [34] Wu, L. M., Seyring, M., Rettenmayr, M., and Wang, W. H., "Characterization of Precipitate Evolution in An Artificially Aged Al-Zn-Mg-Sc-Zr Alloy," *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 527, No. 4-5, pp. 1068-1073, 2010.
- [35] Bailey, J. E., and Hirsch, P. B., "The Recrystallization Process in Some Polycrystalline Metals," *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, Vol. 267, No. 1328, pp. 11-30, 1962.
- [36] Mandal, S., Jayalakshmi, M., Bhaduri, A. K., and Subramanya Sarma, V., "Effect of Strain Rate on the Dynamic Recrystallization Behavior in A Nitrogen-Enhanced 316L (N)," *Metallurgical and Materials Transactions A*, Vol. 45, No. 12, pp. 5645-5656, 2014.
- [37] Taheri-Mandarjani, M., Zarei-Hanzaki, A., and Abedi, H. R., "Hot Ductility Behavior of An Extruded 7075 Aluminum Alloy," *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 637, pp. 107-122, 2015.
- [38] Singh, L. K., Bhadauria, A., and Laha, T., "Comparing the Strengthening Efficiency of Multiwalled Carbon Nanotubes and Graphene Nanoplatelets in Aluminum Matrix," *Powder Technology*, Vol. 356, pp. 1059-1076, 2019.
- [39] Yang, W., Zhao, Q., Xin, L., Qiao, J., Zou, J., Shao, P., Yu, Z., Zhang, Q., and Wu, G., "Microstructure and Mechanical Properties of Graphene Nanoplatelets Reinforced Pure Al Matrix Composites Prepared by Pressure Infiltration Method," *Journal of Alloys and Compounds*, Vol. 732, pp. 748-758, 2018.
- [40] Jiang, Y., Xu, R., Tan, Z., Ji G., Fan, G., Li, Z., Xiong, D-B., Guo, Q., Li, Z., and Zhang, D., "Interface-induced strain hardening of graphene nanosheet/aluminum composites," *Carbon*, Vol. 146, pp. 17-27, 2019.
- [41] Shao, P., Yang, W., Zhang Q., Meng, Q., Tan, X., Xiu, Z., Qiao, J., Yu, Z., and Wu, G., "Microstructure and tensile properties of 5083 Al matrix composites reinforced with graphene oxide and graphene nanoplatelets prepared by pressure infiltration method," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 109, pp. 151-162, 2018.
- [42] Shin, S. E., Choi, H. J., Shin, J. H., and Bae, D. H., "Strengthening Behavior of Few-Layered Graphene/Aluminum Composites," *Carbon*, Vol. 82, pp. 143-151, 2015.
- [43] Zare, H., Jahedi, M., Toroghinejad, M. R., Meratian, M., and Knezevic M., "Compressive, Shear, and Fracture Behavior of CNT Reinforced Nanocomposite Reinforced with Graphene Nano Plates, In Persian, *Modares Mechanical Engineering*," Vol. 17, No. 10, pp. 139-144, 2017.
- [10] Yu, Z., Tan, Z., Xu, R., Ji, G., Fan, G., Xiong, D-B., Guo, Q., Li, Z., and Zhang, D., "Enhanced Load Transfer by Designing Mechanical Interfacial Bonding in Carbon Nanotube Reinforced Aluminum Composites," *Carbon*, Vol. 146, pp. 155-161, 2019.
- [11] Li, Z. Fan, G. Guo, Q. Li, Z. Su, Y., and Zhang, D., "Synergistic Strengthening Effect of Graphene-Carbon Nanotube Hybrid Structure in Aluminum Matrix Composites," *Carbon*, Vol. 95, pp. 419-427, 2015.
- [12] Ghasali, E., Sangpour, P., Jam. A., Rajaei, H., Shirvanimoghaddam. K., and Ebadzadeh. T., "Microwave and spark plasma sintering of carbon nanotube and graphene reinforced aluminum matrix composite. *Archives of Civil and Mechanical Engineering*, Vol. 18, pp. 1042-1054, 2018.
- [13] Jiang, Y., Tan, Z., Fan, Wang, G. L., Xiong, D-B., Guo, Su, Q. Y., Li, Z. and Zhang, D., "Reaction-Free Interface Promoting Strength-Ductility Balance in Graphene Nanosheet/Al Composites," *Carbon*, Vol. 158, pp. 449-455, 2019.
- [14] Kim, W.J., and Yu, Y.J., "The Effect of the Addition of Multiwalled Carbon Nanotubes on the Uniform Distribution of TiC Nanoparticles in Aluminum Nanocomposites," *Scripta Materials*, Vol. 72-73, pp. 25-28, 2014.
- [15] Yu, Z. Yang, W. Zhou, C., Zhang N., Chao, Z., Cao, Y., Sun, Y., Shao, P., and Wu, G., "Effect of Ball Milling Time on Graphene Nanosheets Reinforced Al6063 Composite Fabricated by Pressure Infiltration Method," *Carbon*, Vol. 141, pp. 25-39, 2019.
- [16] Xu, R., Tan, Z., Xiong, D., Fan, G., Guo, Q., Zhang, J., Su, Y., Li, Z., and Zhang, D., "Balanced Strength and Ductility in CNT/Al Composites Achieved by Flake Powder Metallurgy Via Shift-Speed Ball Milling," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 96, pp. 57-66, 2017.
- [17] Huang, P. Bazarnik, D. Wan, D. Luo, P. Henrique R. Pereira, M. Lewandowska, J. Yao, B.E. Hayden, and T. G. Langdon. The fabrication of graphene-reinforced Al-based nanocomposites using high-pressure torsion. *Acta Materialia*, 164 (2019): 499-511.
- [18] Fan, G., Jiang, Y., Tan, Z., Guo, Q., Xiong, D-b., Su, Y., Lin, R., Hu, L., Li, Zhiqiang, and Di, Zhang., "Enhanced Interfacial Bonding and Mechanical Properties in CNT/Al Composites Fabricated by Flake Powder Metallurgy," *Carbon*, Vol. 130, pp. 333-339, 2018.
- [19] Torabi Parizi, M., Ezatpour, H. R., and Ebrahimi, G. R., "Effect of Graphene Nanoplatelets Content on the Microstructural and Mechanical Properties of AZ80 Magnesium Alloy," *Materials Science and Engineering A*, Vol. 742, No. 4, pp. 373-389, 2019.
- [20] Mirjavadi, S. S., Alipour, M., Hamouda A. M. S., Kord, S., Koppad, Praveennath G., Abuzin, Y. A., and Keshavamurthy, R., "Effect of Hot Extrusion and T6 Heat Treatment on Microstructure and Mechanical Properties Of Al-10Zn-3.5Mg-2.5Cu Nanocomposite Reinforced with Graphene Nanoplatelets," *Journal of Manufacturing Processes*, Vol. 36, pp. 264-271, 2018.
- [21] Jiang, L., Fan, G. L., Li, Z. Q., Kai, X. Z., Zhang, D., and Chen, Z.X., "An Approach to the Uniform Dispersion of A High-Volume Fraction of Carbon Nanotubes in Aluminum Powder," *Carbon*, Vol. 49, pp. 1965-1971, 2011.
- [22] Ju, J. M., Wang, G., Sim, K. H., Facile synthesis of graphene reinforced Al matrix composites with improved dispersion of graphene and enhanced mechanical properties, *Journal of Alloys and Compound*, Vol. 704, pp. 585-592, 2017.
- [23] Sajjadi, S. A., Ezatpour, H. R., and Torabi Parizi, M., "Comparison of Microstructure and Mechanical Properties of A356 Aluminum Alloy/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> Composites Fabricated by Stir and Compo-Casting Processes," *Materials and Design*, Vol. 34, pp. 106-111, 2012.
- [24] Li, J., Zhang, X., and Geng, L., "Effect of Heat Treatment on Interfacial Bonding and Strengthening Efficiency of Graphene in GNP/Al Composites," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 121, pp. 487-498, 2019.
- [25] Li, Z., Fan, G., Tan, Z., Guo, Q., Xiong, D., Su, Y., Li, Z., and Zhang D., "Uniform Dispersion of Graphene Oxide in Aluminum Powder by Direct Electrostatic Adsorption for Fabrication of Graphene/Al Composites," *Nanotechnology*, Vol. 25, 325601, 2014.

Al Matrix Composites Manufactured by Severe Plastic Deformation," *Materials & Design*, Vol. 106, pp. 112-119, 2016.

- [44] Kumar, S. J. N., Keshavamurthy, R., Haseebuddin, and M. R., Koppad, P. G., "Mechanical Properties of Aluminium-Graphene Composite Synthesized by Powder Metallurgy and Hot Extrusion," *Transaction Indian Institute Metals*, Vol. 70, pp. 605, 2017.





## مطالعه تجربی رفتار ضربه‌پذیری کامپوزیت‌های پایه فوم تقویت شده با پارچه‌های دوجداره حلقوی تار

امیرحسین دودانکه<sup>1</sup>، هادی دبیریان<sup>2\*</sup>، سعید حمزه<sup>3</sup>

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی نساجی، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

2- دانشیار، مهندسی نساجی، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

3- کارشناس ارشد، مهندسی نساجی، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

\* تهران، صندوق پستی 15875-4413، dabiryan@aut.ac.ir

### چکیده

### اطلاعات مقاله

استفاده از منسوجات به عنوان جز تقویت کننده کامپوزیت‌ها سبب بهبود چشم‌گیر برخی از خواص مکانیکی این مواد از جمله مقاومت در برابر بار ضربه می‌شود. در این پژوهش، رفتار ضربه‌پذیری کامپوزیت‌های بر پایه فوم پلی یورتان تقویت شده با پارچه‌های دوجداره حلقوی تار مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور، پارچه‌های حلقوی تار دوجداره با متغیرهای ساختمانی از جمله دو ضخامت متفاوت، اندازه‌ی مش‌های بزرگ و کوچک و همچنین، موقعیت قرارگیری روبرو و غیرروبرو مش‌ها نسبت به هم تولید شد. سپس نمونه‌های کامپوزیتی متشکل از پارچه دوجداره حلقوی تار به عنوان جز تقویت‌کننده و فوم پلی یورتان به عنوان زمینه تولید و خواص فیزیکی مدنظر از جمله وزن واحد سطح و کسر حجمی الیاف در آنها اندازه‌گیری شده است. در آزمون شبه استاتیکی ضربه، مقدار انرژی شکست اندازه‌گیری شد و در نهایت همه نمونه‌ها مورد آزمون ضربه سرعت پایین با انرژی اولیه 5 ژول قرار گرفته‌اند. نتایج نشان داد با قراردادن پارچه تقویت کننده در نمونه‌های فوم انرژی ضربه این نمونه‌ها حداقل 3 برابر شده است. بیشینه جذب انرژی در نمونه دارای پارچه با مش بزرگ، ضخامت زیاد و قرارگیری غیرروبروی مش‌ها نسبت به هم رخ داده است که این مقدار برابر 2.858 ژول می‌باشد. به طور میانگین، جذب انرژی کامپوزیت‌ها با افزایش ضخامت نمونه‌ها، 21.2 درصد، با تغییر اندازه مش‌ها از کوچک به بزرگ 9.5 درصد و با تغییر موقعیت مش‌ها از حالت روبرو به حالت غیرروبرو 47.3 درصد افزایش پیدا کرده است.

دریافت: 1399/09/22

پذیرش: 1400/03/30

### کلیدواژگان:

پارچه دو جداره حلقوی تار

کامپوزیت

ضربه سرعت پایین

فوم

پارامترهای ساختمانی

## Experimental Study of the Impact Properties of Foam Based Composites Reinforced with Warp-Knitted Spacer Fabric

Amirhossein Dodankeh<sup>1</sup>, Hadi Dabiryan<sup>1\*</sup>, Saeid Hamze<sup>1</sup>

1-Textile Engineering Department, Amirkabir University of Technology (Tehran Polytechnic), Tehran, Iran.

\* P.O.B. 15875-4413, Tehran, Iran, dabiryan@aut.ac.ir

### Keywords

Warp knitted spacer fabric  
Composites  
Low velocity impact  
Foam  
Geometrical parameter

### Abstract

Using fabrics as reinforcement of composites considerably leads to improve some of mechanical properties include resistance to the impact loads. In this paper, the impact behavior of polyurethane foam-based composites reinforced with warp-knitted spacer fabric is investigated, experimentally. For this purpose, warp-knitted spacer fabric with different structures such as two different thickness, small and large mesh sizes and position of the meshes facing each other and not facing each other were produced. Then composite samples were fabricated using warp-knitted spacer fabrics as reinforcement, and polyurethane foam as matrix. The physical properties of samples like weight per unit area and fiber volume fraction of composite were measured. The failure energy of prepared samples was measured during quasi-static impact test, and finally low velocity impact with an initial energy of 5 J was carried out on composite samples. The results showed that the impact energy of samples is increased at least tripled by using the reinforcement. The maximum energy absorption is 2.858 J which is related to the samples reinforced with fabric with large mesh, high thickness and not facing of the meshes relative to each other. Generally, the energy absorption on average has been increased 21.2% by increasing the thickness, 9.5% by increasing the size of the meshes from small to big, and 47.3% by changing the position of the meshes from facing to non-facing.

### 1- مقدمه

گسترده مواد کامپوزیتی در ساخت اجزای مکانیکی، شناخت خواص ضربه‌های این مواد (از سرعت کم تا زیاد) همچون خواص ایستایی آنها به منظور اطمینان یافتن از قابلیت اطمینان سازه حین باربری امری ضروری است [1]. پارچه‌های

امروزه، استفاده از مواد کامپوزیتی به عنوان ماده انتخابی به جای مواد فلزی در بسیاری از کاربردهای فناوری مشاهده می‌شود. بنابراین، با توجه به کاربردهای

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Dodankeh, A.H., Dabiryan, H., and Hamze, S., "Experimental Study of the Impact Properties of Foam Based Composites Reinforced with Warp-Knitted Spacer Fabric", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1353-1362, 2021.

حلقوی تار از قبیل جنس الیاف، طرح بافت و موقعیت قرارگیری جداره‌ها یا نخ کشی، زاویه نخ‌های اتصال<sup>۲</sup> و تعداد نخ‌های اتصال توسط ارمان و روی [11] بررسی شده است. جهت گیری الیاف در بعد سوم نقش اساسی در خواص مکانیکی کامپوزیت‌های ساندویچی تقویت‌شده با پارچه‌های دوجداره دارند [12]. همچنین تحقیق دیگری [13] نشان داد، جهت‌گیری نخ‌های اتصال نقش مهمی در خواص ضربه‌پذیری کامپوزیت‌های تقویت شده با پارچه‌های دوجداره حلقوی‌بودی دارند. چاووژی و هایرولانگ [14] به بررسی تجربی رفتار فشارپذیری فوم مصنوعی تقویت شده با پارچه‌های دوجداره حلقوی تار پرداختند و مشاهده کردند که همه نمونه‌های کامپوزیتی در مقایسه با منظم-ترین نمونه فوم، مقاومت فشاری و نقطه تسلیم به مراتب بهتری دارند. نتایج نشان داد که تمام پارامترهای ساختمانی پارچه بر فشارپذیری نمونه‌های کامپوزیتی تأثیرگذار هستند.

فوم‌ها از ماده اصلی مختلف از جمله پلیمر و فلز ساخته می‌شوند. این مواد به علت ریزساختار خاصی که دارند، دارای خواص جالبی چون نسبت استحکام به وزن بالا، جذب بالای انرژی در اثر اعمال ضربه، قابلیت بالای تغییرشکل پلاستیک، خواص گرمایی و صوتی مطلوب و... هستند [15-17]. فوم‌های ترد<sup>۳</sup> به طور گسترده در صنایع حمل و نقل جهت جلوگیری از صدمه به سرنشینان در برخوردهای از جلو یا پهلو استفاده می‌گردند. استفاده از این مواد منجر به بهبود قابل توجهی در ایمنی غیر فعال وسایل نقلیه با مکانیزم اتلاف و جذب انرژی می‌شود [18]. استحکام بالای فشاری و جذب بالای انرژی در طول فاز تنش پایا<sup>۴</sup> سبب شده است که فوم‌ها به ویژه فوم‌های فلزی سلول باز دارای ویژگی جذب انرژی بر وزن مطلوبی باشند [19].

مطالعاتی نیز بر روی تأثیر ساختمان پارچه‌های دوجداره در مواجهه با بارگذاری ضربه بر روی این پارچه‌ها انجام شده است. حسامی و همکاران [20] ظرفیت جذب انرژی در کامپوزیت‌های تقویت شده با پارچه‌های حلقوی بودی سه‌بعدی را مورد بررسی قرار دادند و نتیجه گرفتند که بافت ریب نسبت به بافت اینترلاک، برای تولید کامپوزیت سه‌بعدی در برابر ضربه مقاومت بیشتری از خود نشان می‌دهند. یکی از مشکلات کامپوزیت‌های ساندویچی رایج تحت اصابت ضربه با سرعت کم، تورق پوسته‌ها و جدا شدن هسته از پوسته تحت اصابت ضربه می‌باشد [21]. ما و همکاران [22] رفتار تحت اصابت ضربه کامپوزیت‌های ساندویچی با هسته فومی و پوسته تشکیل شده از نانو کامپوزیت تقویت شده با پارچه حلقوی تار تحت اصابت ضربه عرضی را بررسی کردند. ژائو فانگ و همکاران [23] به مطالعه تجربی رفتار ضربه‌پذیری و فشارپذیری پس از ضربه بر روی پارچه‌های دوجداره حلقوی تار پرداختند. نتایج بررسی نشان داد که پارچه دارای سطح بسته تر و نخ اتصال ضخیم تر، دارای قله نیروی کمتر، توانایی جذب انرژی بیشتر، عمق آسیب کمتر و نرخ افت بیشتر در مقاومت مانده است. همچنین بیان کردند پارچه‌های با ضخامت بیشتر دارای ویژگی‌های بهتر هستند ولی نرخ افت ویژگی‌ها در آنها کمتر است.

تحقیقات پیشین نشان داد خواص ضربه کامپوزیت‌ها کاملاً متأثر از خواص مکانیکی مواد تشکیل دهنده آنها است، اما یکی از مواردی که در این تحقیقات به آنها کمتر اشاره شده است بررسی تأثیر پارامترهای ساختمانی پارچه دوجداره حلقوی تار بر خواص ضربه کامپوزیت‌های تولیدی از آنها می‌باشد. به این مفهوم که سهم هریک از پارامترهای ساختمانی پارچه دوجداره حلقوی تار از قبیل ضخامت، اندازه مش، موقعیت یا زاویه مش و حتی تراکم مش در خواص ضربه این نوع پارچه‌ها یا کامپوزیت‌های تولیدی از آنها به چه میزان

دوجداره به‌علت ویژگی‌های منحصر به فرد، امروزه در کاربردهای جدیدی همچون صنایع حمل و نقل و صنایع عمرانی مورد استفاده قرار می‌گیرند. از طرف دیگر، چندین سال است که کامپوزیت‌ها به علت ویژگی‌های خاص خود از جمله سبکی سازه و ارزان تر بودن مورد توجه صنایع مختلف قرار رفته اند. در این بین، توجه به بارهای دینامیکی به خصوص رفتار سازه‌ها در برابر ضربه از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. پارچه‌های دوجداره حلقوی تار، پارچه‌هایی تشکیل شده از دولایه پارچه‌ی حلقوی تار هستند که این دولایه توسط نخ‌های واسط به هم متصل می‌گردند. این اتصال بین دولایه توسط نخ‌ها به گونه‌ای است که فضای خالی بین دولایه توسط همین نخ‌ها پر میشود و به ساختار پارچه حالت سه بعدی میدهد از این رو پارچه‌های دوجداره ضخامت بیشتری نسبت به پارچه‌های معمولی دارند [2] به عنوان پارچه‌ای برای استفاده به عنوان رویه‌ی صندلی‌ها، پارچه‌ی دوجداره‌ی حلقوی تار دارای خاصیت بسیار بهتری در انتقال رطوبت، خواص فشارپذیری بهتر، قابلیت عبور هوای بهتر و مقاومت حرارتی کمتر از فوم پلی‌یورتان است. به همین دلیل این پارچه‌ها به‌طور گسترده‌ای در منسوجات حمل و نقل، منسوجات ورزشی و پوشاک همانند پدها و کفش‌های ورزشی استفاده می‌شوند [3]. شکل 1 تصویری از پارچه دوجداره حلقوی تار را نشان می‌دهد. پارچه‌های دوجداره به دلیل ساختاری خاص و سه بعدی در راستای ضخامت دارای المان‌هایی است که قادرند در برابر بار ضربه که ماهیت آن نیروی خارج صفحه<sup>۱</sup> ای است، مقاومت کنند [4].

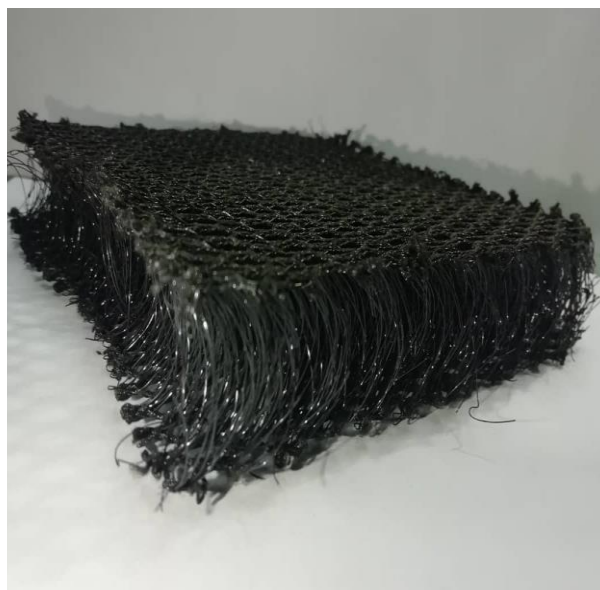


Fig. 1 warp knitted spacer fabric

شکل 1 پارچه دو جداره حلقوی تار

در مطالعات پیشین [5-10] تعاریف مختلفی برای ضربه سرعت پایین ارائه شده است، اما مفهومی از ضربه‌ی سرعت پایین در این مقاله مدنظر است که در آن سرعت ضربه‌زننده در آن کمتر از 10 m/s باشد.

مطالعات زیادی بر روی خواص فشارپذیری پارچه‌های حلقوی تار به صورت ایستا انجام شده است که بیشتر آنها تحت عناوینی چون رفتار جذب صوت، توزیع فشار، قابلیت گذردهی هوا، مقاومت حرارتی و ... به چاپ رسیده‌اند. همچنین بعضی از فاکتورهای تأثیرگذار در رفتار فشار پذیری ایستا پارچه‌های

3 Crushable foams  
4 Plateau stress

1 Out of plane  
2 Pile yarns

معرفی می‌شود، تفاوت در تعداد حلقه‌های پارچه در اضلاع 2 و 5 است. به این ترتیب که اندازه اضلاع 2 و 5 یا اندازه مش نمونه‌های سوراخ بزرگ 5c و اندازه مش نمونه‌های دارای سوراخ کوچک 3c می‌باشد. لازم به ذکر است که پارامتر  $CPC^1$  (تعداد رج در واحد طول) می‌باشد.

جدول 3 ویژگی‌های فنی پارچه‌های تولیدی

Table 3 Technical characteristics of manufactured fabrics

کد نمونه	WPC <sup>2</sup>	CPC <sup>2</sup>	ضخامت اسمی (mm)	اندازه مش (mm)	وزن واحد سطح (g/m <sup>2</sup> )
BLN	4.41	7.91	7	5c	525.81
BLF	3.29	8.32	7	5c	406.75
SLN	4.8	8.09	7	3c	619.42
BHF	3.3	8.27	14	5c	641.97
BHN	4.77	7.7	14	5c	791.29
SHN	4.69	7.82	14	3c	828.11

CPC(Corse per centimeter) (تعداد رج در واحد طول(سانتی متر))

WPC(Wale per centimeter) (تعداد ردیف در واحد طول(سانتی متر))

شکل 2 تصویری شماتیک از هندسه شش ضلعی مش‌ها را به نمایش می‌گذارد.

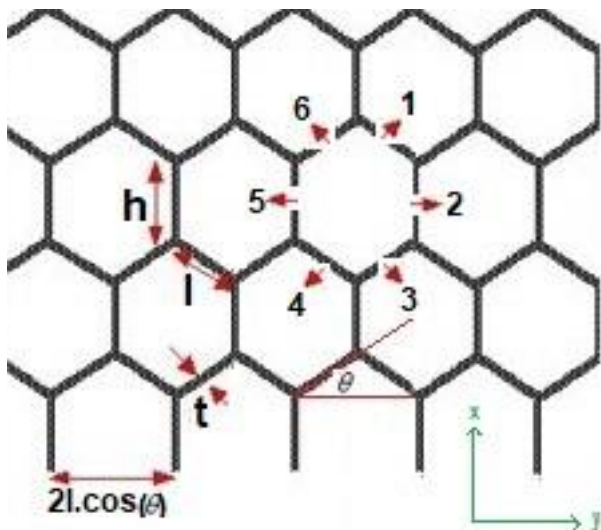


Fig. 2 Schematic of the hexagonal geometry of the meshes

شکل 2 شماتیکی از هندسه شش ضلعی مش‌ها

همچنین در شکل 3 تصویر واقعی از نمونه‌های پارچه تولیدی با ضخامت متفاوت، موقعیت قرارگیری مش‌ها نسبت به هم و اندازه مش‌های متفاوت دیده می‌شود.

می‌باشد. به همین علت در این پژوهش به بررسی تاثیر پارامترهای ساختمانی ضخامت، اندازه مش و موقعیت قرارگیری مش‌های پارچه حلقوی تار دوجداره به کار رفته در کامپوزیت تهیه شده از این پارچه بر پایه فوم پلی یورتان، در برابر بار ضربه سرعت پایین پرداخته شده است. در این پژوهش انتظار می‌رود با قرار گرفتن فوم پلی یورتان در بین پارچه دوجداره حلقوی تار مقاومت در برابر ضربه کامپوزیت‌های تقویت شده با پارچه‌های دوجداره حلقوی تار نسبت به نمونه‌های فوم بدون تقویت کننده بهبود یابد. همچنین به بررسی سهم تاثیر هر یک از پارامترهای ساختمانی پارچه دوجداره حلقوی تار در بهبود خواص ضربه کامپوزیت‌های پایه فوم تقویت شده با آنها پرداخته خواهد شد.

## 2- بررسی تجربی

### 2-1- مواد

جهت تولید نمونه‌های پارچه دوجداره حلقوی تار، از نخ پلی استر استیپل برای بافت جداره‌ها و نخ پلی استر تک رشته جهت استفاده در نخ‌های اتصال استفاده شد. جدول 1 اطلاعات نخ‌های مورد استفاده برای بافت نمونه‌های پارچه را نشان می‌دهد.

جدول 1 اطلاعات نخ‌های مورد استفاده در بافت پارچه‌ها

Table 1 yarns information used in knitting of fabric

نوع نخ	ظرافت خطی (Tex)	مدول الاستیسیته (gf/Tex)
پلی استر- استیپل	18.5	242.9
پلی استر- تک رشته	42.3	440.7

پارچه‌ها با دو آرایش متفاوت در نخ‌های اتصال، دو اندازه‌ی متفاوت مش‌های جداره‌ها و دو ارتفاع (ضخامت) متفاوت طبق نیاز این پژوهش بر روی ماشین راشل دو میله سوزن تولید شده‌اند. برای سهولت در نام‌گذاری پارچه‌ها با پارامترهای ساختمانی متفاوت از یک کدگذاری خاص برای این پارچه‌ها استفاده شده است که این کدگذاری در جدول 2 موجود است. برای مثال، طبق جدول 2، نمونه BHN نمونه‌ی دارای مش بزرگ، ضخامت زیاد و موقعیت مش‌های غیر روبرو نسبت به هم است.

جدول 2 کدگذاری نمونه‌های پارچه

Table 2 Coding of fabric specimens

مورد	شرح
اندازه مش	بزرگ/کوچک (Big/Small)
ضخامت	کم/زیاد (Low/High)
موقعیت مش‌ها نسبت به هم	روبرو/غیر روبرو (Face to face /Not face to face)

پس از بافت نمونه‌ها با پارامترهای ساختمانی متفاوت، برخی از ویژگی‌های فنی پارچه‌های تولیدی اندازه‌گیری شد که در جدول 3 ارائه شده است. با توجه به طرح بافت پارچه‌ها و توجه به شکل 2 که در آن هندسه شش ضلعی مش‌ها به نمایش گذاشته شده است، تمام نمونه‌ها در اضلاع 1، 3، 4 و 6 دارای دو حلقه هستند؛ تنها تفاوت در مش نمونه‌هایی که در ادامه به عنوان اندازه مش

<sup>2</sup> The values were measured according to ASTM D8007-15e1.

<sup>1</sup> Course Per Centimeter

برای تولید کامپوزیت‌های تقویت شده به وسیله پارچه‌های دوجداره حلقوی تار بر پایه فوم منحصراً به فرد و توصیه شده‌ی خاصی در هیچ مرجعی مشاهده نشد، به همین منظور با مطالعه در پژوهش‌های تقریباً مشابه پیشین این نتیجه حاصل شد با توجه به اندازه نهایی نمونه در آزمون ضربه سرعت پایین، باید قالبی با ابعاد 15×15 سانتی متر مربع تهیه شود. همچنین، قالب مناسب باید از تمام جهات محصور باشد تا رشد فوم در فضای بین جداره‌ها و همچنین مش‌های جداره‌ها به صورت کامل صورت گیرد، به همین منظور و با استفاده از پلی آمید فشرده و دستگاه فرز، مکعبی به ابعاد نهایی از صفحه پلی آمیدی خارج گردیده و سطح قالب به کمک دستگاه سنگ هموار و صیقلی گردیده است. برای مشاهده‌ی چگونگی انجام واکنش و همچنین محصور شدن نهایی از شیشه برای پوشاندن کامل قالب استفاده شده است.

از هر 6 نمونه پارچه تولید شده 4 نمونه پارچه در ابعاد 15×15 سانتیمتر تهیه شد و بعد از قرار گرفتن در قالب، فرآیند تهیه کامپوزیت‌ها با استفاده از فوم دو جزئی روی این نمونه‌های پارچه‌ها به انجام رسید. در مرحله بعد با توجه به ویژگی‌های ظاهری مناسب نمونه‌ها از جمله سطح صاف و ضخامت ثابت 7 و 14 میلیمتر، 3 نمونه کامپوزیت جهت استفاده در آزمون ضربه سرعت پایین انتخاب شدند تا به این شکل تکرار پذیری آزمایش‌ها نیز مورد ارزیابی قرار گیرد.

جدول 5 مشخصات نمونه‌های کامپوزیتی تولید شده را نشان می‌دهد.

جدول 5 مشخصات نمونه کامپوزیتی تولید شده

نمونه	وزن واحد سطح (g/m <sup>2</sup> )	کسر حجمی الیاف (%)
BLN	1660.34	15.05
BLF	1541.25	14.09
SLN	1630.32	14.64
BHF	1840.32	11.12
BHN	2407.80	14.61
SHN	2400.11	14.54

## 2-2- آزمون شبه استاتیکی ضربه

آزمون شبه استاتیکی ضربه با استفاده از سنبه ضربه‌زننده<sup>1</sup> ته صاف و با شعاع 13 میلی‌متر و با نوک آبکاری و سخت شده جهت تعیین محدوده انرژی نفوذ و ضربه نمونه‌های موجود و با توجه به محدودیت‌های تعداد نمونه‌های آزمایش تنها بر روی نمونه فوم بدون تقویت کننده با ضخامت 7 میلیمتر و همچنین نمونه‌هایی BLF و BHN به ترتیب در ضخامت‌های 7 و 14 میلیمتر که قبل از انجام آزمایشات با توجه به ویژگی ساختاری پارچه تقویت کننده به نظر می‌رسید کمترین انرژی نفوذ را داشته باشند انجام شد. رابطه‌ی تجربی نیرو بر حسب جابجایی ضربه‌زننده در محل تماس سنبه، برای شرایط مرزی گیره‌ی محکم غیرمتحرک (چهار طرف گیردار) رسم شد. آزمون شبه‌استاتیکی ضربه بر روی سه نمونه ذکر شده انجام شد. نتایج حاصل از اندازه‌گیری سطح زیر منحنی نیرو- جابجایی یعنی انرژی جذب شده‌ی ضربه برای نمونه فوم بدون تقویت کننده با ضخامت 7 میلیمتر و نمونه BLF نشان می‌دهد که انرژی ضربه در نمونه BLF بیش از 3 برابر نمونه فوم بدون تقویت کننده است. شکل 5 نمودار نیرو- جابجایی نمونه فوم با ضخامت 7 میلیمتر بدون تقویت کننده و نمونه BLF را نشان می‌دهد.

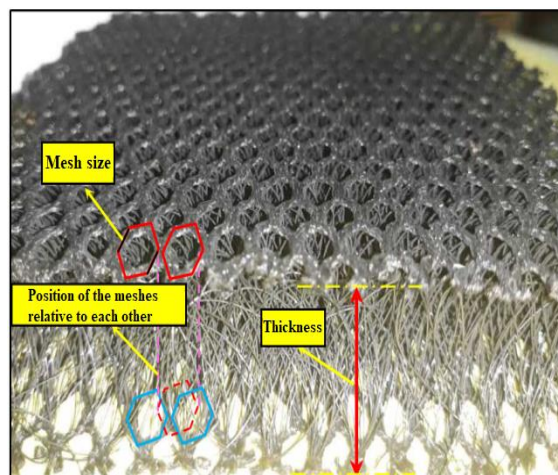


Fig. 3 Structural parameter of warp knitted spacer fabric

شکل 3 پارامترهای ساختمانی پارچه دوجداره حلقوی تار

جهت تولید نمونه‌های کامپوزیتی بر پایه فوم لازم است تا از فوم پلی یورتان دوجزئی با نسبت 1:1 وزنی از ایزوسیانات و پلی آل که دارای رشد حجمی 7-10 برابر پس از تکمیل واکنش تولید فوم می‌باشد استفاده شده است. شکل 4 پارچه آماده در قالب تولید کامپوزیت و همچنین مراحل نهایی قالب‌گیری نمونه کامپوزیتی را نشان می‌دهد.

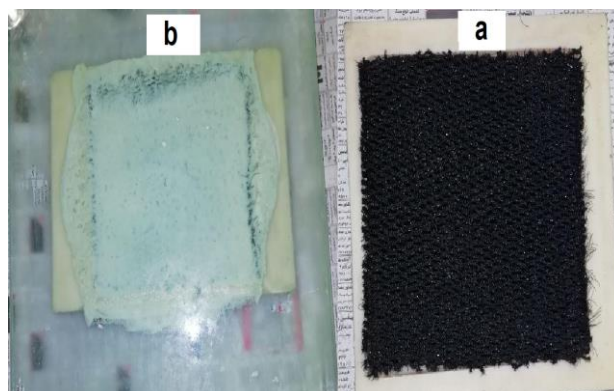


Fig. 4 Molded samples a) Fabric placed in the mold b) The final stages of molding

شکل 4 نمونه‌های قالب‌گیری شده الف) پارچه قرار داده شده در قالب؛ ب) مراحل نهایی قالب‌گیری

در جدول 4 برخی از ویژگی‌های فیزیکی فوم مورد استفاده در این پژوهش نشان داده شده است.

جدول 4 ویژگی‌ها فیزیکی فوم پلی یورتان

ویژگی	ایزوسیانات	پلی آل
ویسکوزیته در دمای ۲۰ درجه سانتیگراد (MPa.s)	270-180	550-350
زمان ژل شدن (S)	18-15	18-15
زمان پخت (S)	25-20	25-20

ضربه که اصطلاحاً به آن زنگوله تماس می‌گویند حاصل شود. در همین راستا، ابتدا خروجی های شتاب-زمان هر 3 نمونه کامپوزیتی از هر 6 نمونه پارچه تولیدی با استفاده از قوانین فیزیک ضربه به نمودارهای نیرو-جابجایی تبدیل شدند، سپس خروجی های نیرو-جابجایی نمونه های کامپوزیتی دارای پارچه های یکسان میانگین گیری شده و داده های میانگین هر 3 نمونه کامپوزیت مورد آزمون ضربه استخراج شده است. با استفاده از تابع *filtfilt* موجود در نرم افزار MATLAB R2018a که بر پایه‌ی میانگین گیری از نقاط انحرافی عمل میکند، نقاط انحرافی داده های میانگین 3 نمونه کامپوزیتی از هر پارچه که در مرحله قبل استخراج شد حذف گردید. با توجه به ساختار این تابع فیلتر، امکان تغییر مرتبه فیلتر وجود دارد تا منحنی هر چه بیشتر به شکل نرمال درآید. تابع *filtfilt* حد بالایی در فیلتر نقاط انحرافی ندارد به همین دلیل از توابع کمکی دیگر نیز برای نرمال کردن نتایج حاصل از میانگین آزمون ضربه استفاده شده است. شکل 6 نمونه‌ای از خروجی حاصل از آزمون ضربه برای نمونه BHN به صورت فیلتر شده و فیلتر نشده را نشان می‌دهد.

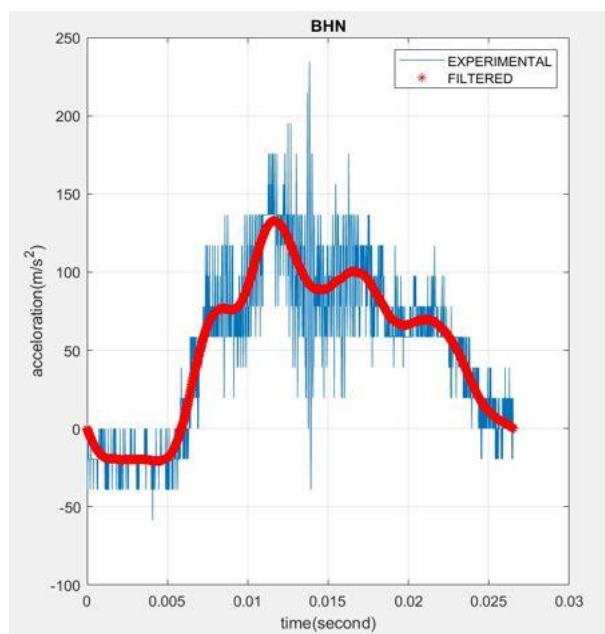


Fig. 6 Filtered and non-filtered impact output for BHN

شکل 6 خروجی آزمون ضربه به صورت فیلتر شده و فیلتر نشده برای نمونه BHN

خروجی دستگاه سقوط آزاد موجود در این پژوهش به صورت داده‌هایی از جنس شتاب و جابجایی نوک ضربه زننده است. جهت یافتن انرژی جذب شده ضربه و همینطور اطلاعات دیگر مورد نیاز از آزمون سقوط آزاد لازم است تا با انتگرال‌گیری به روش دوزنقه‌ای از شتاب به زمان و از زمان به جابجایی دست یافت و با استفاده از جرم ضربه زننده و قانون اول نیوتون نیرو متناسب با شتاب در هر لحظه نیز محاسبه کرد تا بتوان بررسی دقیق‌تری از نتایج قرار گیری انواع نمونه‌های پارچه در کامپوزیت‌های مورد آزمایش به عمل آورد.

### 3-نتایج و بحث

پس از انجام آزمون ضربه سقوط آزاد بر روی نمونه‌ها به بررسی تاثیر ضربه بر روی هریک از نمونه‌ها پرداخته شد. نتایج این بررسی به طور کلی نشان داد

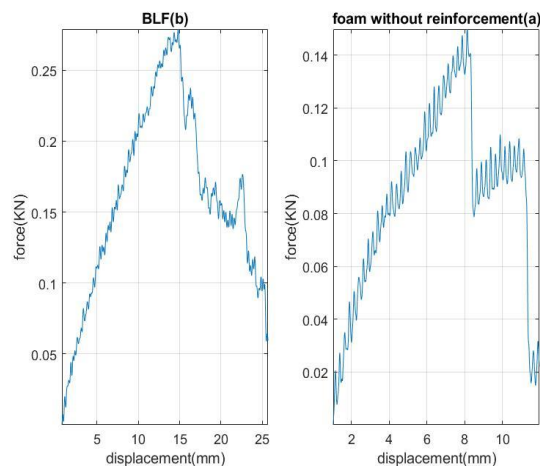


Fig. 5 Impactor displacement-force diagram from quasi-static penetration test of a) foam without reinforcement b) BLF

شکل 5 نمودار نیرو جابجایی ضربه زننده در آزمایش شبه‌استاتیکی نفوذ نمونه الف) فوم بدون تقویت کننده ب) BLF

با توجه به شکل 5 هم بیشینه نیرو تحمل شده و هم جابجایی نوک سنبه تا قبل از شکست کامل نمونه BLF نسبت به نمونه فوم بدون تقویت کننده به مقدار قابل توجهی بیشتر شده است. در نمونه BLF به نظر می‌رسد قله‌ی اول نمودار مربوط به پارگی جداره‌ی بالایی پارچه تقویت کننده می‌باشد پس از آن سنبه وارد بعد ضخامت کامپوزیت و درگیری میان فوم و نخ‌های اتصال پارچه تقویت کننده شده است و قله‌های بعدی مربوط به شکست نخ‌های پلیل می‌باشد. در بخش نزولی نمودار مربوط به نمونه BLF یک قله‌ی دوم هم مشاهده می‌شود که می‌تواند مربوط به شکست جداره‌ی زیرین پارچه دوجداره باشد. در رابطه با نمونه فوم بدون تقویت کننده نیز قله‌ی نمودار نیرو مربوط به تسلیم نمونه در مقابل بار فشاری شبه‌استاتیکی می‌باشد، بعد از آن نمونه فوم مقاومت خود را از دست داده و قله بعدی نیز به نظر مربوط به مرحله فشرده شدن<sup>1</sup> فوم می‌باشد.

### 2-3-آزمایش ضربه سرعت پایین

آزمایش‌های بار ضربه‌ای سرعت پایین بر روی تمام نمونه‌های کامپوزیتی ساخته شده، توسط دستگاه استاندارد سقوط آزاد انجام شد. پیش از قرار دادن هر نمونه تحت بارگذاری ضربه‌ای، ابتدا آن نمونه در محل مناسب خود با تکیه گاهی که شرایط مرزی چهارطرفه گیردار و ثابت را ارضا کند، قرار داده شد. در تمامی آزمایش‌ها، فقط اولین ضربه در نظر گرفته شده و از برخورد ضربه‌زننده با نمونه و ثبت ضربه‌های مکرر بعدی جلوگیری به عمل آمده است. در تمامی آزمایش‌های استاتیکی و ضربه، سنبه از یک نوع و اندازه با سطح ضربه‌ی صاف، شعاع 13 میلی‌متر و نوک آبکاری و سخت شده بود. هم‌چنین، جرم وزنه متصل به دستگاه ضربه 2.707 کیلوگرم بود. با توجه به خروجی نمونه‌ها از آزمون شبه‌استاتیکی نفوذ و محدودیت‌های دستگاه آزمون ضربه در تنظیم حداقل انرژی اولیه ضربه، ارتفاع دستگاه بر روی 20 سانتی‌متر تنظیم شد که انرژی نفوذ در این آزمون با شرایط ذکر شده برابر 5 ژول خواهد بود. تعداد نقاط انحرافی که توسط حسگر شتاب سنج موجود در نوک ضربه زننده دستگاه ثبت شده است بسیار زیاد است، لذا برای اینکه تحلیل نتایج به درستی صورت گیرد، لازم است که نقاط انحرافی حذف شود تا نمودار نرمال

به همین دلیل افزایش نیرو قابل ملاحظه است. با دیدی مشابه در رابطه با قله شماره 3 نیز بیان می‌گردد که بنظر می‌رسد این قله مربوط به مقاومت جداره پایینی پارچه و انرژی شکست جداره پایینی می‌باشد.

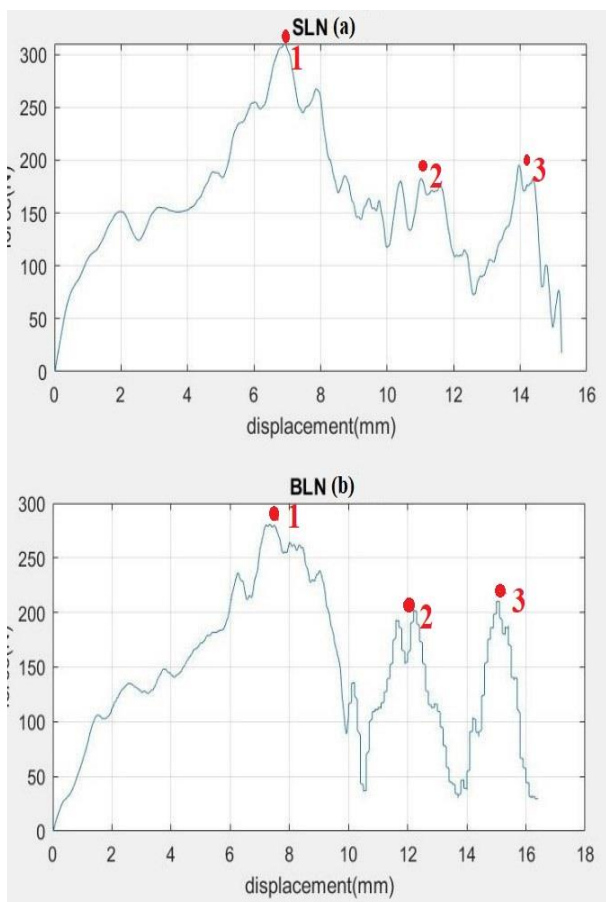


Fig. 8 Displacement-force diagram of composite samples with mesh size a) Small b) Big

شکل 8 نمودار نیرو و جابجایی نمونه‌های کامپوزیتی با اندازه مش الف) کوچک ب) بزرگ

شکل 9 نمودار نیرو-جابجه جایی نمونه‌های BLF و BHF را نشان می‌دهد. طبق شکل 9 تفاوت نمونه‌ها در ارتفاع پارچه تقویت‌کننده است؛ بدین ترتیب، نمونه‌های با ضخامت بیشتر، نیروی ضربه‌ی بیشتری را تحمل می‌کنند. اما در توضیح مکانیزم‌های شکست این دو نمونه که از لحاظ ضخامت با یکدیگر تفاوت دارند باید ذکر شوند تفسیر قله‌های نمودار دقیقاً مانند شکل 9 می‌باشد که بنظر می‌رسد قله‌ی شماره 1 مربوط به شکست جداره بالایی و عبور از جداره‌ی بالایی می‌باشد، قله‌ی شماره 2 مربوط به غلبه نیروی ضربه بر مقاومت نخ‌های اتصال و فوم در بعد ضخامت پارچه تقویت‌کننده بوده و قله‌ی شماره 3 مربوط به خروج ضربه زنده از بعد شوم نمونه و شکست جداره پایینی می‌باشد.

منطقی است از آنجایی که هنگام برخورد اولیه ضربه زنده با نمونه کامپوزیتی به علت سالم بودن نمونه تقویت‌کننده و فوم هردو باهم در مقابل بار ضربه مقاومت می‌کنند به همین دلیل قله‌ی اول نمودار از قله سوم بیشتر باشد در حالی که بیان می‌شود عامل اصلی مقاومت در برابر ضربه جداره‌های بالایی و پایینی هستند.

نمونه‌های SLN, BLF, BLN به طور کامل دچار شکست شده و ضربه زنده از آنها گذشته است. نمونه‌ی BHF دچار صدمات زیادی شده اما ضربه زنده به طور کامل از آن عبور نکرده و نمونه‌های SHN, BHN نیز تنها دچار صدماتی سطحی شده‌اند. برای بررسی دقیق‌تر، چگونگی رفتار آنها در مقابل بار ضربه باید به داده‌های حاصل از آزمایش توجه بیشتری شود. شکل 7 نمای جلویی و پشتی شکست برای نمونه‌های SLN, BHN را نشان می‌دهد. در نمونه‌هایی که ضربه زنده به طور کامل از آنها عبور کرده یا به آنها صدماتی جدی وارد کرده است، جذب انرژی ضربه همراه با قله‌های زیاد و شوک بوده است.

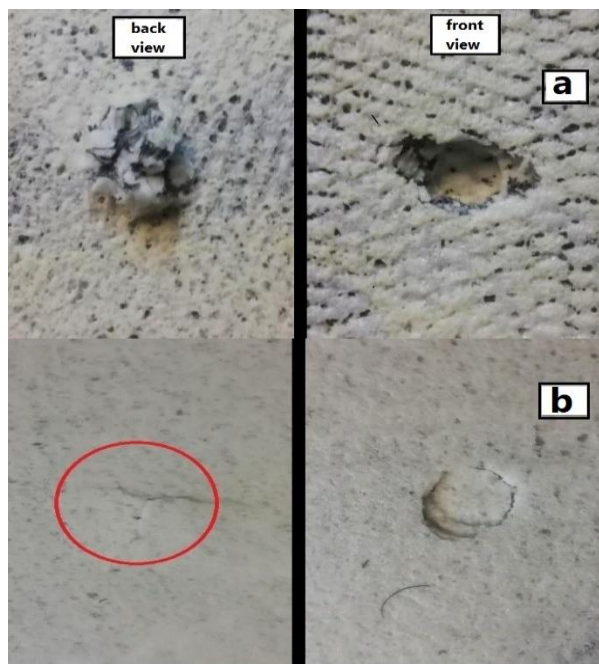


Fig. 7 Front and back failure view of samples a)SLN b)BHN

شکل 7 نمای جلویی و پشتی شکست در نمونه‌های الف) SLN ب) BHN

در بررسی موردی نمونه‌ها مشهود است نمونه‌های دارای ضخامت بیشتر توانایی بیشتری برای جذب انرژی ضربه دارند. هم‌چنین برای مقایسه دقیق‌تر نمونه‌ها با یکدیگر، بهتر است تا نمودار نیرو-جابجایی نوک ضربه‌زنده در برخورد با نمونه‌های کامپوزیتی تولید شده رسم و اطلاعات مورد نیاز از این نمودارها برداشت شود.

شکل 8 نمودار نیرو-جابجایی نمونه‌های BLN و SLN را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل 7 دیده می‌شود، تفاوت دو نمونه مورد مقایسه در اندازه مش است و به‌طور کلی تفاوت چشم‌گیری بین نیروی ضربه در دو نمونه دیده نمی‌شود.

روی هر دو نمودار شکل 8 سه نقطه عطف نمودار (قله) مشخص گردیده است، در توضیح مکانیزم شکست این نمونه‌ها باید ذکر شود به نظر می‌رسد نقطه شماره 1 مربوط به شکست و پارگی جداره بالایی پارچه یا کامپوزیت تولیدی است یعنی بیشترین نیروی وارد شده به نوک سنبه در هنگام ورود به ضخامت نمونه‌ها بوده است. بنظر می‌رسد قله‌ی شماره 2 مربوط به عبور ضربه زنده از فضای داخلی نمونه‌های کامپوزیتی می‌باشد، به علت این که در این فضا نخ‌های اتصال همراه فوم وجود دارد ضربه زنده جهت عبور باید به نیروهای فوم-نخ اتصال و نخ اتصال-پارچه جداره که به صورت بافت می‌باشد غلبه کند

همانطور که از شکل 10 در مقایسه با شکل های 8 و 9 دیده می‌شود قله‌ی اصلی یا دارای بیشترین نیرو ضربه در نمونه های با ضخامت بالا موقعیتی متفاوت دارند. در نمونه های با ضخامت زیاد بعد از برخورد ضربه زنده با نمونه ابتدا قله شماره 1 مربوط به مقاومت نمونه و مخصوصا جداره بالایی در برابر ضربه مشاهده می‌شود، از آنجایی که ضربه زنده توانایی و انرژی لازم برای شکست جداره بالا و عبور از نمونه را ندارد، قله‌ی شماره 2 به علت فشردگی نمونه رخ داده و بعد از اینکه نیروی ضربه به جداره دوم رسید یعنی جداره دوم نیز نقش خود را در برابر بار ضربه بازی کرد قله‌ی شماره 3 رخ می‌دهد.

شکل 11 نمودار نیرو-جابجایی نمونه‌های SHN و BHN که دارای بیشترین نیروی ضربه و بیشترین انرژی ضربه در بین همه‌ی نمونه‌ها هستند را برای ضربه سقوط آزاد نشان می‌دهد.

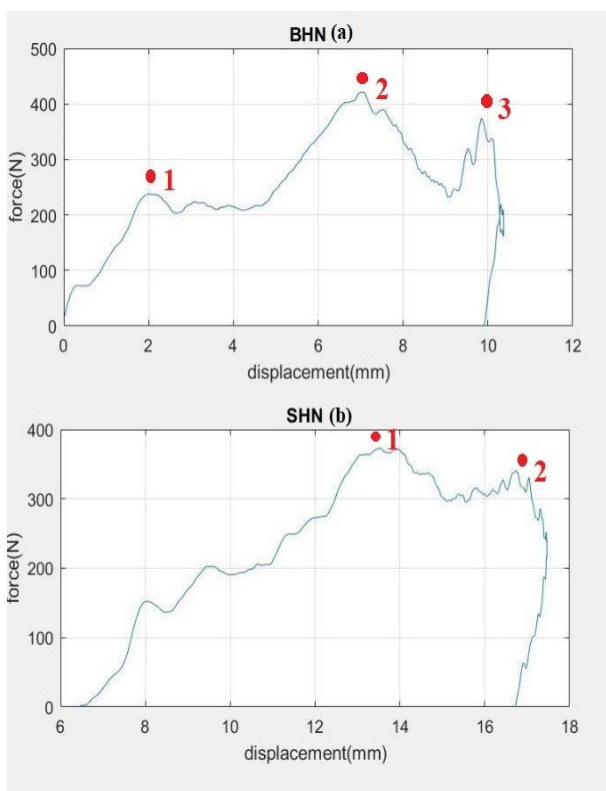


Fig. 11 Displacement-force diagram of composite samples a) BHN b) SHN

شکل 11 نمودار نیرو جابه‌جایی نمونه‌های کامپوزیتی الف) BHN ب) SHN

همانطور که قابل انتظار بود بیشترین انرژی ضربه و بیشترین نیروی ضربه در نمونه های با ضخامت زیاد رخ داد اما از مقایسه نمودار نیرو-جابجایی نمونه های BHN و SHN در شکل 11 می‌توان پی برد شکل این دو نمونه با یکدیگر دارای تفاوت های اساسی است به حدی که نمیتوان برای نمونه SHN مانند 5 نمونه دیگر 3 قله را مشخص کرد. این طور بنظر می‌رسد که نمونه SHN به علت قرار گیری غیر روبرو مش ها نسبت به هم و همین طور ضخامت زیاد توانایی بالایی در میرایی انرژی ضربه و از بین بردن تمرکز تنش ناشی از برخورد نوک ضربه زنده با نمونه دارد. قله‌ی شماره 1 در نمونه SHN ناشی از برخورد ضربه زنده با نمونه و پاسخ نمونه در فرآیند فشردگی است و قله‌ی شماره 2 بعد از همراهی جداره دوم در مقاومت نسبت به نیروی ضربه رخ داده است.

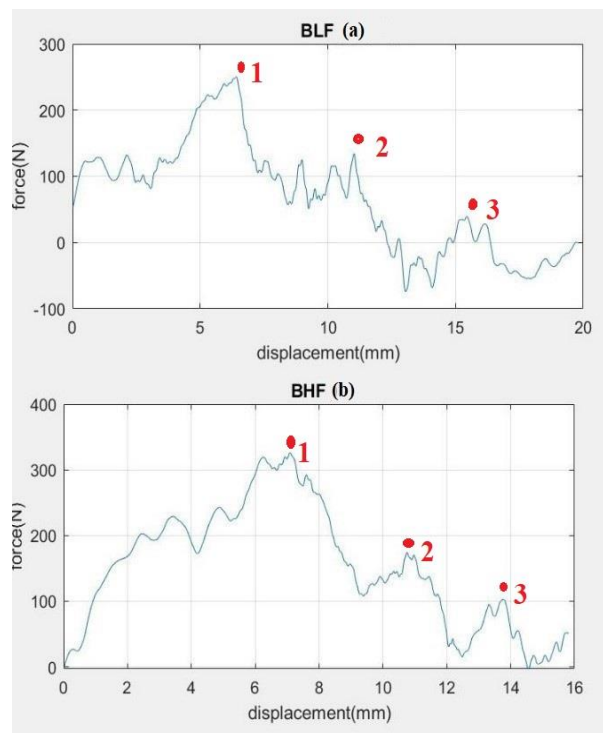


Fig. 9 Displacement-force diagram of composite samples with height a) Low b) High

شکل 9 نمودار نیرو جابه‌جایی نمونه‌های کامپوزیتی با ضخامت الف) کم ب) زیاد

در ادامه در شکل 10 نمودار نیرو جابه‌جایی نمونه‌های BHN و BHF که موقعیت قرار گیری دیواره‌ها در این نمونه‌ها متفاوت است دیده می‌شود.

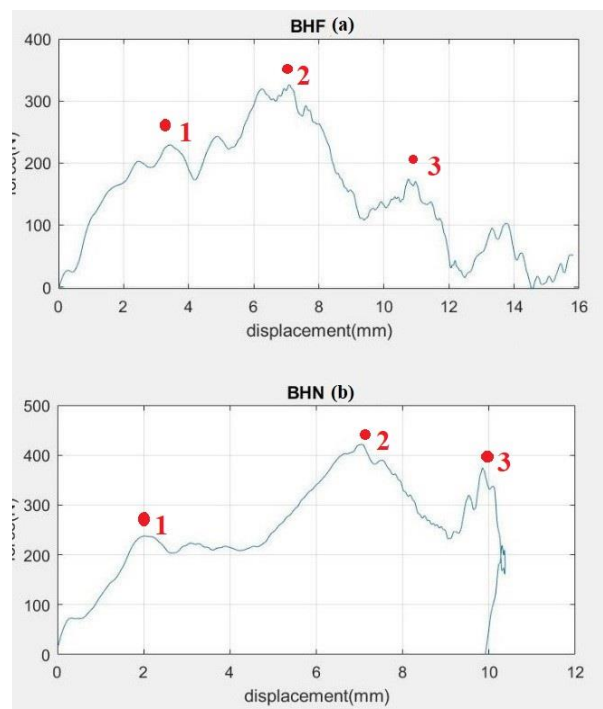


Fig. 10 Displacement-force diagram of composite samples with different position of the meshes a) Facing b) Non-facing

شکل 10 نمودار نیرو جابه‌جایی نمونه‌های کامپوزیتی با موقعیت قرار گیری

دیواره‌ها نسبت به هم الف) روبرو ب) غیرروبرو

افزایش می‌یابد، به همین دلیل، به نظر می‌رسد مش بزرگتر برای کاربردهای جذب و میرایی انرژی، پارامتر ساختمانی بهتر است. تأثیر موقعیت مش‌ها نسبت به هم در مقایسه‌ی نمونه‌های BLN و BLF باهم دیگر و همچنین مقایسه‌ی نمونه‌های BHF و BHN با یکدیگر قابل مشاهده خواهد بود. با توجه به جدول 6 و شکل 4 واضح است اگر موقعیت مش‌ها نسبت به هم غیر روبرو باشد یا به عبارت دیگر، تغییر حرکت لپینگ نخ‌های اتصال موجب اتصال غیرمستقیم جداره‌ها باشد، فارغ از ضخامت نمونه، بیشینه‌ی شتاب، بیشینه‌ی نیروی ضربه و مقدار انرژی جذب شده در اثر ضربه بیشتر خواهد شد. هم‌چنین با توجه به نمودار نیرو-جابجایی نمونه‌ها، به نظر می‌رسد در نمونه‌هایی با اتصال غیر مستقیم یا غیر روبرو، قله‌های کمتری در نمودار مشاهده می‌شود. به عبارت دیگر، میرایی انرژی در این نمونه‌ها بهتر صورت می‌گیرد.

#### 4- نتیجه گیری

در این پژوهش، نمونه‌های کامپوزیتی با استفاده از تقویت‌کننده پارچه‌های حلقوی تار دوجداره بر پایه فوم پلی‌یورتان دوجزئی با روش قالب‌گیری در محیط بسته تهیه شد. به‌منظور بررسی تأثیر پارامترهای ساختمانی جزء تقویت‌کننده (پارچه دوجداره) از قبیل ضخامت، اندازه‌ی مش و موقعیت قرارگیری جداره‌ها نسبت به هم بر روی رفتار ضربه کامپوزیت‌ها، ابتدا آزمون شبه استاتیکی نفوذ و سپس آزمون ضربه سرعت پایین (سقوط آزاد) بر روی نمونه‌ها انجام شد. نتایج نهایی حاصل از این تحقیق تجربی به صورت زیر است:

- با قراردادن پارچه ی تقویت کننده در نمونه‌های فوم پلی‌یورتان با ضخامت 7 میلیمتر و مقایسه و شمشاده نتایج آزمون شبه استاتیکی خروجی های نمودار نیرو-جابجایی نشان داد ، انرژی جذب شده در نمونه های دارای پارچه تقویت کننده با اندازه سوراخ بزرگ، حالت روبروی مش ها و ضخامت کم حداقل 3 برابر شده است.
- با افزایش ضخامت پارچه‌های تقویت کننده، بیشینه‌ی نیروی ضربه و انرژی جذب شده ضربه در تمام نمونه های پارچه با پارامترهای هندسی مختلف، افزایش می‌یابد.
- با تغییر موقعیت مش‌ها از حالت مستقیم به حالت غیر مستقیم در پارچه تقویت کننده، بیشینه‌ی نیروی ضربه و هم‌چنین انرژی جذب شده ضربه توسط نمونه افزایش داشته است.
- به طور کلی در نمونه‌های پارچه تقویت کننده با مش بزرگ جذب انرژی و میرایی انرژی، هم‌چنین بیشینه شتاب و نیروی ضربه مقدار بزرگتری را از خود نشان می‌دهد. یعنی با نمونه‌ها با مش جداره بزرگ از نمونه‌های با مش جداره کوچک، خواص ضربه پذیری بهتری از خود نشان می دهند.

#### 5- مراجع

- [1] Omidi, M. J. and Shokrieh, M. M., "The Impact resistance of Fiber-Reinforced Polymer Composite: A Review," In Persian, Iranian journal of polymer science and technology, Vol. 24, No. 4, pp. 255-277, 2011.
- [2] Yip, J. and Sun, P. N., "Study of Three-Dimensional Spacer Fabrics: Physical and Mechanical Properties," Journal of materials processing technology, Vol. 206, No. 1-3, pp. 359-364, 2008.
- [3] Xiaohua, Y., Hong, H. and Xunwei, F., "Development of the Warp Knitted Spacer Fabrics for Cushion Applications," Journal of industrial textiles, Vol. 37, No. 3, pp. 213-223, 2008.
- [4] Hasanalizadeh, F., Dabiryan, H. and Sadighi, M. A., "Semi-Empirical Model to Predict the Low-Velocity Impact Behavior of Weft-Knitted

جدول 6 برخی ویژگی‌های مکانیکی نمونه‌های مورد آزمایش ضربه را به صورت میانگینی از تکرار آزمایش نشان می‌دهد. انرژی جذب شده نمونه‌ها در این پژوهش با استفاده از محاسبه مساحت زیر نمودار نیرو-جابجایی هریک از آنها به دست آمد.

جدول 6 برخی ویژگی‌های مکانیکی نمونه‌های کامپوزیتی

Table 6 Some mechanical properties of composite samples

کد نمونه	بیشینه شتاب (m/s <sup>2</sup> )	بیشینه نیروی ضربه (N)	انرژی جذب شده ضربه (J)	جابجایی متناظر با بیشینه نیرو (mm)
BLN	103.66	281.01	2.322	خارج از محدوده آزمایش
BLF	92.43	250.21	1.319	خارج از محدوده آزمایش
SLN	114.52	310.03	2.1555	خارج از محدوده آزمایش
BHF	120.33	325.73	2.407	7.1
BHN	155.71	421.5	2.858	7.06
SHN	139.5	373.13	2.572	13.53

از مقایسه‌ی نمونه‌های BHF و BHN باهم و مقایسه نمونه‌های BLN و BHN با هم و هم‌چنین، مقایسه‌ی نمونه‌های SLN و SHN با یکدیگر، تأثیر ضخامت نمونه یا ارتفاع پارچه‌ی تقویت کننده به وضوح دیده می‌شود. اختلاف کسر حجمی الیاف در نمونه‌ها در این دسته‌بندی اشاره شده که ضخامت پارامتر ساختمانی متغیر آنها است، کمتر از 3٪ است، ولی تفاوت مقدار بیشینه شتاب و نیروی ضربه و هم‌چنین انرژی جذب شده ضربه در نمونه‌های با ضخامت بیشتر با نمونه‌های با ضخامت کمتر، بسیار قابل توجه است. از بررسی تأثیر ضخامت در نمونه‌های مورد مقایسه در این قسمت برداشت می‌شود هرچه ضخامت نمونه‌های کامپوزیتی افزایش یابد، عملکرد نمونه در بیشینه نیروی ضربه، بیشینه شتاب ضربه و انرژی جذب شده، بهتر می‌شود. ولی باید توجه داشت، بین افزایش ضخامت و افزایش خواص ضربه پذیری نمونه‌ها هیچ ارتباط مشخصی یافت نشد؛ به‌طوری که با دوبرابر شدن ضخامت نمونه‌ها، چنین نسبی در افزایش انرژی جذب شده ضربه یا نیروی ضربه مشاهده نشد. با مقایسه‌ی تأثیر اندازه‌ی مش پارچه جداره‌ها در نمونه‌های BLN و SLN با هم و هم‌چنین نمونه‌های BHN و SHN با یکدیگر، مشاهده می‌شود که بین کسر حجمی نمونه‌هایی که با هم در یک گروه برای مقایسه قرار دارند، تفاوت قابل توجهی وجود ندارد و تفاوت کسر حجمی الیاف نمونه‌های این گروه کمتر از 0.5٪ است، بنابراین، تأثیر پارامترهای ساختمانی پارچه تقویت کننده به خصوص در این مقایسه یعنی اندازه مش قابل مشاهده خواهد بود. در نمونه‌های با ضخامت زیاد هنگامی که اندازه مش بزرگ تر است بیشینه شتاب، بیشینه نیروی ضربه و انرژی جذب شده ضربه بیشتر از هنگامی است که اندازه مش‌ها کوچک است. در نمونه‌های با ضخامت کم، نمونه‌های دارای مش کوچکتر بیشینه شتاب و نیروی ضربه بزرگتر دارند ولی مقدار انرژی ضربه ی جذب شده آنها کمتر از نمونه‌های دارای مش بزرگ است.

به‌طور کلی، به نظر می‌رسد اندازه‌ی مش‌های جداره‌ها پارامتری است که به تنهایی نمی‌توان در مورد اثر آن بر روی خواص ضربه‌ای سازه تقویت شده با آن نظر داد، ولی نکته قابل توجه این است که در کامپوزیت‌های تهیه شده از پارچه‌های حلقوی تار دوجداره با مش بزرگ، ظرفیت نمونه در جذب انرژی

- Spacer Fabrics Reinforced Composite,” In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 05, No. 01, pp. 117-126, 2018.
- [5] Abrate, S., “Impact on Composite Structures,” ambridge, Cambridge university press, 1998.
- [6] Sjoblom, P., Hartness, J. and Cordell, T., “On Low-Velocity Impact Testing of Composite Materials,” Journal of composites material, Vol. 22, No. 01, pp. 30-52, 1988.
- [7] Shivakumar, K., Elber, W. and Illg, W., “Prediction of Low-Velocity Impact Damage in Thin Circular Laminates,” Journal of Applied Mechanics, Vol. 23, No. 03, pp. 442-449, 1985.
- [8] Cantwell, W. and Morton, J., “The Impact Resistance of Composite Materials-a Review,” Composites, Vol. 22, No. 05, pp. 347-362, 1991.
- [9] Liu, D. and Malvern, L., “Matrix Cracking in Impacted Glass/Epoxy Plates,” Journal of composites, Vol. 21, No. 07, pp. 594-609, 1987.
- [10] Joshi, S. and Sun, C., “Impact-Induced Fracture Initiation and Detailed Dynamic Stress Field in the Vicinity of Impact (Retroactive Coverage),” in American Society of Composites 2nd Tech.conf, pp.177-185, 1987.
- [11] Armakan, D. M. and Roye, A., “A Study on the Compression Behavior of Spacer Fabrics Designed for Concrete Applications,” Fibers and Polymers, Vol. 10, No. 01, pp. 116-123, 2009.
- [12] Delavari, K. and Dabiryan, H., “Effect of Z-fiber Orientation on the Bending Behavior of Sandwich-Structured Composite: Numerical and Experimental Study,” Composite structures, Vol. 256, pp. 113-140, 2021.
- [13] Dabiryan, H., Hasanalizade, F., and Sadighi, M., “Low-Velocity Impact Behavior of Composites Reinforced with Weft-Knitted Spacer Glass Fabrics,” Journal of Industrial Textile, Vol. 49, No. 04, pp. 465-483, 2019.
- [14] Chao, Z. and Hairu, L., “Compressive Properties of Syntactic Foam Reinforced by Warp-Knitted Spacer Fabric,” Cellular Polymers, Vol. 34, No. 04, pp. 173-188, 2015.
- [15] Buffel, B., Desplentere, F., Bracke, K. and Verpoest, I., “Modelling Open Cell-Foams Based on the WeairePhelan Unit Cell with a Minimal Surface Energy Approach,” International Journal of Solids and Structures, Vol. 51, No. 19-20, pp.3461-3470, 2014.
- [16] Zhiqiang, L., Changqing, X., Jing, L., Wangt, Z. and Zhao, L., “Effect of Loading Rate on the Compressive Properties of Open-Cell Metal Foams,” Materials Science & Engineering A, Vol. 592, No.1, pp. 221-229, 2014.
- [17] Ashby, Michael F., et al., “Metal foams: a Design Guide,” Elsevier, 2000.
- [18] Sadighi, M., and Salami, S. J., “An Investigation on Low-Velocity Impact Response of Elastomeric & Crushable Foams,” Central European Journal of Engineering, Vol. 02, No. 04, pp. 627-637, 2012.
- [19] Schüller, P., Fisher, S., Bührig-Polaczek, A. and Fleck, Cl., “Deformation and Failure Behaviour of Opencell Al Foams Under Quasistatic and Impact Loading,” Materials Science & Engineering, Vol. 587, No. 01, pp.250-261, 2013.
- [20] Hesami, R., Hassani, H., Ajeli, S. and Zadoosh, A., “Investigation Into the Energy Absorption Capacity of Reinforced Composite by 3D weft-knitted Fabrics,” In Persian, Journal of Textile Science and Technology, Vol. 02, No. 02, pp. 65-70, 2012.
- [21] Azadian, M., Hasani, H. and Shokrieh, M. M., “The Novel Three-Dimensional Weft Knitted Sandwich Composites Under Drop-Weight Impacts in Different Energy Levels,” In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 05, No. 02, pp. 271-278, 2018.
- [22] Ma, P., Zhang, F., Gao, Z., Jiang, G. and Zhu, Y., “Transverse Impact Behaviors of Glass Warp-Knitted Fabric/Foam Sandwich Composites Through Carbon Nanotubes Incorporation,” Composites: Part B, Vol. 56, No. 01, pp. 847-856, 2014.
- [23] Guo, X., Hairu L. and Li Z., “Investigation on the Impact and Compression-After-Impact Properties of Warp-Knitted Spacer Fabrics,” Textile Research Journal, Vol. 83, No. 9, pp. 904-916, 2013.





## تحلیل عددی و تجربی استحکام کمانشی سازه استوانه‌ای مشبک کامپوزیتی قبل و بعد از اعمال ضربه عرضی سرعت پایین

احمد گرامی<sup>1</sup>، علی داور<sup>2\*</sup>، محسن حیدری بنی<sup>3</sup>، جعفر اسکندری جم<sup>4</sup>

1- دانش آموخته کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری های ساخت

2- استادیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری های ساخت

3- دانشجوی دکتری، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری های ساخت

4- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری های ساخت

\* تهران، صندوق پستی 15875-1774، a\_davar@mut.ac.ir

### چکیده

### اطلاعات مقاله

در چند دهه گذشته، مواد کامپوزیتی به دلیل استحکام و سفتی ویژه بالا مورد توجه و علاقه محققین درباره سازه‌های سبک قرار گرفت. در این بین، سازه‌های مشبک و تقویت شده کامپوزیتی به عنوان یک ساختار بسیار کارآمد، به خصوص در تحمل بارهای فشاری محوری مطرح شدند. در این پژوهش، چند هدف اصلی دنبال شده است: (1) آنالیز استوانه مشبک کامپوزیتی تحت بار محوری فشاری، (2) آنالیز استوانه مشبک کامپوزیتی تحت بار ضربه عرضی سقوط آزاد و مطالعه آسیب ناشی از آن، (3) آنالیز اثر ضربه عرضی سقوط آزاد بر حداکثر استحکام سازه در بارگذاری محوری فشاری. برای نیل به اهداف فوق، از روش المان محدود و روش تجربی استفاده شده است. در روش المان محدود، از نرم‌افزار آباکوس برای تعیین حداکثر مقدار قابل تحمل بار محوری فشاری توسط سازه و همچنین پاسخ ضربه عرضی، جذب انرژی سازه و آسیب ناشی از ضربه استفاده شده است. در روش تجربی، ابتدا به ساخت دو نمونه استوانه مشبک کامپوزیتی از جنس کولار/اپوکسی پرداخته شده است. سپس این نمونه‌ها مورد بارگذاری ضربه عرضی و آزمون بار محوری فشاری (قبل و بعد از اعمال ضربه و بروز آسیب) قرار گرفته‌اند. در نهایت، نتایج این دو روش، شامل نیرو و زمان برخورد و ناحیه آسیب دیده، با یکدیگر مقایسه شده‌اند. نتایج نشان می‌دهند که علی‌رغم اینکه ضربه سقوط آزاد (با یک انرژی معلوم) به سازه آسیب می‌زند، ولی سبب افت قابل ملاحظه‌ای در حداکثر استحکام استوانه مشبک، در بارگذاری محوری فشاری نمی‌شود.

دریافت: 1399/10/20

پذیرش: 1400/03/30

### کلیدواژگان:

استحکام کمانشی  
پوسته‌های استوانه‌ای مشبک کامپوزیتی  
بارگذاری ضربه‌ای  
روش المان محدود  
روش تجربی

## Numerical and Experimental Buckling Strength Analysis of Composite Grid Stiffened Cylindrical Shells Before and After Applying Low-Velocity Transverse Impact

Ahmad Gerami, Ali Davar\*, Mohsen Heydari Beni, Jafar Eskandari Jam

Faculty of Materials and Manufacturing Technologies, Malek Ashtar University of Technologies, Iran

\* P.O.B. 15875-1774, Tehran, Iran, a\_davar@mut.ac.ir

### Keywords

Buckling strength  
Composite grid stiffened cylindrical shells  
Transverse impact  
Finite element method  
Experimental method.

### Abstract

Composite materials became a great interest of researchers on light weight structures during the last decades due to their high specific strength and high specific stiffness. Lattice and grid stiffened structures are one of these efficient composite structures especially for axial compressive loads. In this research, the following main objectives are followed: (1) The buckling strength analysis of the lattice cylinders subjected to axial compressive force, (2) The impact response and damage analysis of the lattice cylinders subjected to the transverse impact of a falling object, (3) The buckling strength analysis of the lattice cylinders subjected to axial compressive force after applying transverse impact to the structure. In order to achieve the above purposes, the finite element and the experimental methods are used. In the finite element method, ABAQUS software is used to find maximum axial strength of the structure and the impact results of the structure due to its energy absorption and damage properties. In the experimental method, first, two samples of the lattice composite cylinders are made of Kevlar/Epoxy material and then they are subjected to impact test and also buckling strength tests before and after applying transverse impact when damage occurs in the lattice structure. Finally, the results of these two methods, including impact force, impact time and damage area have been compared. Results show that the damage of the structure due to the impact test, do not causes the maximum buckling strength of the structure to be reduced significantly.

کسی پوشیده نیست. تحلیل دینامیکی و پایداری سازه‌های هوافضایی، همواره جزئی از مهم‌ترین بخش‌های طراحی یک سازه پیشرفته هوافضایی است.

### 1- مقدمه

امروزه اهمیت و کاربرد سازه‌های مشبک، به خصوص در صنعت هوافضا، بر

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Gerami, A., Davar, A., Heydari beni, M., and Eskandari jam, J., "Numerical and Experimental Buckling Strength Analysis of Composite Grid Stiffened Cylindrical Shells Before and After Applying Low-Velocity Transverse Impact ", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1363-1372, 2021.

همچنین ناهمگنی مواد کامپوزیتی مورد استفاده در این سازه‌ها پیش‌بینی رفتار آنها را دشوار می‌کند و ممکن است طراحی را به چالش بکشاند. معمولاً سازه‌های کامپوزیتی حین سرویس و نگهداری ممکن است در معرض اعمال ضربات ناگهانی قرار گیرند. آسیب ناشی از این ضربات، ممکن است تحمل بار سازه را با مشکل مواجه کند. از طرفی محاسبه و تخمین بارهای بحرانی کمانش، در طراحی سازه‌های هوافضایی از اهمیتی ویژه برخوردار است. توتارو و گوردال، بهینه‌سازی پوسته‌های مشبک کامپوزیتی تحت بارگذاری محوری فشاری بر مبنای پارامترهای مؤثری نظیر عرض سطح مقطع ریب‌های مارپیچ و محیطی و فاصله ریب‌ها را بر مبنای روش‌های عددی بر روی شبکه‌بندی شش ضلعی با ابعاد خاص، انجام دادند و نقاط طراحی مناسب را تعیین نمودند [1]. موروزوف و همکارانش، بررسی گسترده‌ای را بر روی رفتار کمانشی سازه‌های مشبک کامپوزیتی استوانه‌ای و مخروطی تحت بارگذاری‌های مختلف اعم از بارگذاری محوری فشاری، بارگذاری خمشی و بارگذاری پیچشی، به صورت عددی و با استفاده از مدل‌های المان محدود انجام دادند. آن‌ها ریب‌ها را با المان‌های beam مدل کردند و زاویه پیچش مارپیچ ریب‌ها برای سازه مشبک را در محدوده 30 تا 35 درجه، مناسب تشخیص دادند. آن‌ها همچنین، اثرات طول پوسته، تعداد ریب‌ها و زاویه جهت‌گیری ریب‌ها را بر روی رفتار کمانشی این سازه‌ها بررسی کردند [2]. کانتول و مورتن، مودهای آسیب (کمانش الیاف، ترک‌خوردگی و شکست زمینه، مودهای تخریب برشی، جدایش لایه‌ها، جدایش تقویت‌کننده‌ها از پوسته و ترکیبی از حالات فوق) را مورد بررسی قرار دادند و نشان دادند که در نمونه‌های نازک، آسیب اولیه در لایه‌های پایینی رخ می‌دهد، درحالی که در نمونه‌های ضخیم، آسیب اولیه به لایه‌های بالایی مربوط می‌شود. مقاومت‌های فشاری و کششی باقیمانده لایه‌های کامپوزیتی به وسیله سطح آسیب و مکانیزم برخورد تحت تأثیر قرار می‌گیرند [3]. داور و همکارانش، رفتار فشاری سازه‌های مخروط ناقص مشبک کامپوزیتی با و بدون نانولوله کربنی به عنوان تقویت‌کننده، به روش تجربی و عددی را مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که افزودن 2٪ وزنی نانولوله کربنی به رزین اپوکسی در حین ساخت، نیروی قابل تحمل بیشینه را حدود 44٪ افزایش می‌دهد [4]. سانچز و همکارانش، به توسعه روش عددی که قدرت پیش‌بینی آسیب ناشی از برخورد پرتابه با سرعت بالا روی اهداف کامپوزیتی کربن اپوکسی را داشت، پرداختند. در این شبیه‌سازی در حالات نفوذ کامل، سرعت خروجی و سطح شکست محاسبه و نتایج با داده‌های تجربی اعتبارسنجی شد [5]. هال و گادن، مقاومت ضربه کامپوزیت‌های تک‌جهتی کربن اپوکسی را در آزمون‌های سرعت کرنش کم تا زیاد، بررسی کردند. آزمون‌ها در سرعت‌های کرنش زیاد، با استفاده از روش میله هاپکینسون نوع فشاری، در محدوده گسترده از سرعت کرنش تا  $2000\text{s}^{-1}$  انجام شده است. نتایج پژوهش، افزایش 67.4٪ را در استحکام تخریب در جهت عرضی نشان داد. در حالی که تغییر قابل توجهی در مدول یانگ با افزایش سرعت کرنش مشاهده نشده است. در این پژوهش، در محدوده سرعت کرنش بررسی شده، مقدار کرنش شکست، تقریباً ثابت ( $0.3\% \pm 5$ ) گزارش شده است [6]. سنکار و سان در بررسی ضربه عرضی، از روش جالبی برای حل یک معادله انتگرالی غیرخطی که همواره در بررسی مسائل ضربه بوجود می‌آید، استفاده نموده‌اند. آنان در حل این معادله انتگرالی که تعیین‌کننده منحنی نیرو است، زمان را به  $\Delta t$ ‌های کوچک تقسیم کرده و در هر  $\Delta t$  تغییرات نیرو را به صورت خطی در نظر گرفته‌اند. سپس با این تابع نیروی تقریبی، معادله انتگرالی را حل نموده‌اند. نتیجه کار این دو پژوهشگر، تعیین منحنی نیرو برای مسأله ضربه بر روی تیر می‌باشد. همچنین اثرات

- امکان شکل دادن راحت و درست الیاف در موقعیت شیارها و در نتیجه تأمین خواص مکانیکی و کیفیت عالی ریبها
  - هزینه پایین تر نسبت به دیگر روش‌های دقیق (به دلیل حذف فرآیند ماشین‌کاری)
  - امکان جداسازی بسیار راحت و سریع قطعه نهایی از قالب
  - امکان تولید چندین قطعه با یک قالب بر خلاف قالب‌های فومی
- در این روش، به یک قالب سیلیکونی برای شکل دادن دقیق الیاف آغشته به رزین نیاز است و پس از فراهم کردن آن، به کمک دستگاه رشته پیچی، الیاف به داخل این شیارها هدایت می‌شوند. پس از پخت کامل رزین، سازه از درون قالب به بیرون کشیده می‌شود.
- برای ساخت یک قالب سیلیکونی دقیق، قبل از هرچیز، نیاز به یک قالب دقیق می‌باشد. برای این کار، از یک ورق پلکسی گلاس به ضخامت 4 میلیمتر استفاده شده است. با توجه به حساسیت موضوع و دقت بالای کار، از دستگاه لیزر برای برش و ساخت قالب استفاده شده است. (شکل 1)

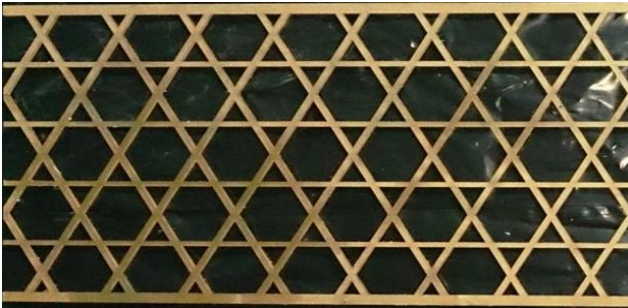


Fig. 1 Plexiglass mold

شکل 1 قالب پلکسی گلاس

پس از ساخت قالب، سیلیکون به داخل آن ریخته شده، پس از گذشت دو روز کامل، زمانی که پخت کامل شود، اقدام به درآوردن سیلیکون از درون قالب پلکسی گلاس شده است. (شکل 2)



Fig. 2 Baked Plexiglass mold

شکل 2 قالب سیلیکونی پخت شده

با پیچاندن کردن قالب سیلیکونی مذکور به دور لوله‌ای استوانه‌ای، مندرل اصلی آماده عملیات رشته پیچی شده است. برای انجام عملیات رشته پیچی، از یک دستگاه شش درجه آزادی تمام اتوماتیک استفاده شده است. این دستگاه، با دقت و سرعت بالایی الیاف کولار آغشته به رزین را داخل شیارهای ایجاد شده بر روی مندرل هدایت می‌کند. (شکل 3) تمامی ریب‌های مارپیچ و محیطی، دارای ضخامت چهار میلی‌متری می‌باشند که از پیچش ده لایه الیاف رشته‌ای آغشته شده به رزین در داخل شیارهای به عمق چهار میلی‌متر روی قالب سیلیکونی متصل شده بر روی مندرل ساخته شده‌اند. لذا رشته‌های

زننده شامل سرعت و زاویه برخورد ضربه زننده را بر روی پاسخ ضربه بررسی کردند. نتایج نشان دادند با افزایش نسبت طول به شعاع پوسته استوانه‌ای کامپوزیتی، از دو تا پنج برابر، مدت زمان برخورد، حدوداً یک سوم برابر می‌شود. با افزایش سرعت ضربه زننده، ماکزیم نیرو و ماکزیم خیز افزایش می‌یابند. با افزایش زاویه برخورد ضربه زننده از صفر درجه به سمت 90 درجه، ماکزیم نیرو و ماکزیم خیز کاهش یافته ولی مدت زمان تماس تقریباً ثابت باقی مانده است [15]. داور و همکارانش، به دو روش تجربی و عددی به مطالعه ضربه سرعت پایین بر روی پائل ساندویچی با هسته مشبک پرداختند. آنان برای شبیه‌سازی عددی، از انواع المان‌های سه بعدی و حل آسیب پیشرونده به کمک زیربرنامه‌نویسی با زبان فرترن در نرم‌افزار آباکوس استفاده کردند. نتایج نشان داد که در اثر ضربه روی نقاطی مانند محل تقاطع ریب‌ها که نسبت به فضای بین ریب‌ها، از سفتی بیشتری برخوردارند، مدت زمان برخورد کاهش و حداکثر نیروی تماس افزایش می‌یابد [16].

هدف اصلی از انجام این پژوهش، بررسی تأثیر آسیب ناشی از ضربه جانبی بر استحکام کمانشی سازه استوانه مشبک کامپوزیتی تحت نیروی محوری فشاری بوده است. برای نیل به اهداف فوق، از روش المان محدود و روش تجربی استفاده شده است. در روش المان محدود، از نرم‌افزار آباکوس برای تعیین حداکثر مقدار قابل تحمل بار محوری فشاری توسط سازه و همچنین پاسخ ضربه جانبی، جذب انرژی سازه و آسیب ناشی از ضربه استفاده شده است. در روش تجربی، ابتدا به ساخت دو نمونه استوانه مشبک کامپوزیتی از جنس کولار/اپوکسی پرداخته شده است. سپس، دو نمونه سازه استوانه‌ای کامپوزیتی از جنس کولار/اپوکسی، به دو روش تجربی و المان محدود تحلیل قرار گرفته‌اند. در نمونه اول، سازه بدون اعمال ضربه جانبی، فقط تحت نیروی محوری فشاری قرار گرفته است. در نمونه دوم، پس از اعمال ضربه جانبی، تحت نیروی محوری فشاری قرار گرفته است تا با مقایسه نتایج با نمونه اول، اثر ضربه جانبی بر قابلیت تحمل بار محوری فشاری سازه، به دو روش تجربی و المان محدود مورد ارزیابی قرار گیرد.

## 2- روش تحقیق

روش تحقیق در این پژوهش شامل دو بخشی اصلی می‌باشد: (1) شبیه سازی عددی کمانش محوری و ضربه جانبی در سازه استوانه‌ای مشبک کامپوزیتی و همچنین اثر آسیب ناشی از ضربه جانبی بر روی استحکام کمانشی سازه، با نرم‌افزار المان محدود آباکوس، (2) فرآیند ساخت نمونه‌های آزمایشگاهی و انجام آزمون‌های کمانش و ضربه سقوط آزاد بر روی آنها.

### 1-2- معرفی سازه

سازه مورد نظر یک سازه استوانه‌ای مشبک می‌باشد که از هشت جفت ریب (تقویت‌کننده) مارپیچ و شش ریب (تقویت‌کننده) محیطی تشکیل شده است. از به هم رسیدن این ریب‌های مارپیچ و محیطی، شبکه‌های ایزوگرید شکل می‌گیرد. به منظور معرفی هندسه این سازه‌ها، از پارامترهای مشخصی استفاده شده است که در جدول 1، این پارامترها برای سازه مذکور ارائه شده است.

### 2-2- فرآیند ساخت نمونه‌های آزمایشگاهی

در این پژوهش، برای ساخت نمونه، از روش رشته پیچی درون یک قالب سیلیکونی شیاردار استفاده شده است. مزیت‌های این روش عبارتند از:

به استحکام نهایی خود رسید، هنوز می‌تواند مقاومت از خود نشان دهد و کاهش خواص، بعد از شروع آسیب، به صورت تدریجی است، تا اینکه در چهار حالت ذکر شده در بالا، ماده به واماندگی برسد. خواص و جهت مواد، مطابق جدول 2 به ناحیه ریب‌های مارپیچ و محیطی نسبت داده شده است.

جدول 2 خصوصیات مواد

Table 2 The material properties

چقرمگی	استحکام	خصوصیات الاستیک
شکست	(MPa)	
(N/mm)		
$G_{ft}=70$	$X_t=900$	$E_1=40$ GPa (مدول الاستیک در راستای الیاف)
$G_{fc}=95$	$X_c=310$	$E_2=4.6$ GPa (مدول الاستیک عمود بر الیاف)
$G_{mt}=0.25$	$Y_t=30$	$G_{12}=G_{13}=2.5$ GPa (مدول برشی)
$G_{mc}=1$	$Y_c=100$	$G_{23}=2$ GPa (مدول برشی)
	$Z_t=50$	$\nu_{12}=0.38$ (ضریب پواسون)
	$Z_c=50$	$\rho=1.48$ kg/m <sup>3</sup> (چگالی)

در جدول 2،  $X_t$  استحکام نهایی کششی طولی، استحکام نهایی فشاری طولی،  $Y_t$  استحکام نهایی کششی عرضی،  $Y_c$  استحکام نهایی فشاری عرضی،  $Z_t$  استحکام برشی طولی،  $Z_c$  استحکام برشی عرضی،  $G_{ft}$  چقرمگی شکست الیاف در حالت کشش،  $G_{fc}$  چقرمگی شکست الیاف در حالت فشار،  $G_{mt}$  چقرمگی شکست زمینه در حالت کشش و  $G_{mc}$  چقرمگی شکست زمینه در حالت فشار است.

در این تحلیل، از حلگر دینامیک صریح<sup>1</sup> استفاده شده است. به طوری که برای شبیه‌سازی بارگذاری فشاری محوری بر روی سازه، بعد از اعمال ضربه عرضی، از دو گام<sup>2</sup> متوالی در داخل نرم‌افزار استفاده شده است. به طوری که در گام اول، ضربه عرضی اعمال می‌شود و سپس در گام دوم، بارگذاری فشاری محوری بر روی سازه اعمال می‌شود. برای اعمال شرایط مرزی و بارگذاری در شبیه‌سازی بارگذاری محوری فشاری، از دو صفحه صلب در قسمت بالا و پایین سازه استفاده شده است که درجه آزادی صفحه پایینی کاملاً بسته شده است و درجه آزادی صفحه بالایی، فقط در جهت محور سازه باز می‌باشد. همچنین، برای شرایط مرزی در مسأله شبیه‌سازی ضربه عرضی، از یک صفحه صلب گهواره‌ای شکل استفاده شده است. کلیه تماس‌های بین سازه، صفحات صلب و گلوله ضربه زننده از نوع صفحه به صفحه با ضریب اصطکاک 0.5 تعریف شده است [18]. در شکل 5، نمایی از شرایط مرزی و بارگذاری نشان داده شده است. برای مش‌بندی سازه از المان‌های S4R استفاده شده است. این المان‌ها، پوسته‌ای چهار گره‌ای می‌باشند و برای هر دو نوع پوسته‌های نازک و ضخیم استفاده می‌شوند. شایان ذکر است که به منظور همگرایی جواب‌های مسأله، حل‌های متعددی با تعداد المان‌های متفاوت، انجام شده که در نهایت، تعداد بهینه المان‌ها، 12408 عدد انتخاب شده است. نمایی از مدل مش‌بندی سازه در شکل 4 نمایش داده شده است.

الیاف در فرآیند رشته پیچی، داخل شیارهای سیلیکونی (در جهت ریب‌ها) قرار گرفته‌اند. همانطور که در جدول 1 هم به زاویه الیاف اشاره شده، زاویه این شیارها با راستای قائم در شکل‌های 1 و 2 و با راستای محور مندرل در شکل 3، 28.2 درجه است.



Fig. 3 Twisting machine

شکل 3 دستگاه رشته‌پیچی

در ساخت نمونه‌ها، از رزین اپوکسی به نام تجاری ME101 استفاده شده است. برای پخت کامل این رزین، مطابق اطلاعات شرکت سازنده، هفت روز زمان در دمای محیط لازم است. پس از پایان این مدت زمان با تخریب مندرل، نمونه از داخل قالب سیلیکونی خارج شده است.

جدول 1 مشخصات هندسی شبکه و سازه

Table 1 Geometric characteristics of grids and structures

مشخصات سازه	ارتفاع سازه (L) (mm)	300
	شعاع سازه (R) (mm)	81.9
	فاصله ریب‌های مارپیچ (a <sub>n</sub> ) (mm)	56.73
	فاصله ریب‌های محیطی (a <sub>c</sub> ) (mm)	60
مشخصات هندسی شبکه	عرض ریب‌های مارپیچ (b <sub>n</sub> ) (mm)	5
	عرض ریب‌های محیطی (b <sub>c</sub> ) (mm)	5
	ضخامت لایه مشبک (H) (mm)	4
	زاویه ریب‌های مارپیچ (φ) (mm)	28.2

### 3-2- مدل‌سازی و تحلیل المان محدود

در مدل‌سازی این سازه، از المان‌های پوسته‌ای استفاده شده است. در ابتدا، هنده یک پوسته استوانه‌ای به طول و شعاع سازه اصلی، ایجاد شده است. با توجه به مشخصات هندسه سازه و شبکه آن، نقاطی در قسمت ابتدایی و انتهایی این پوسته استوانه‌ای ایجاد شده‌اند. این نقاط، بر اساس الگوی شبکه و گام ریب‌ها، با استفاده از کوتاه‌ترین مسیر منحنی بین آن‌ها (مسیر ژئودزیک) یک به یک به یکدیگر متصل شده‌اند (شکل 4). در انتها، قسمت‌های اضافی سازه، حذف شده‌اند. برای سازه، آسیب تعریف شده است که از معیار شروع آسیب و پیشرفت آسیب هاشین استفاده شده است. پیشرفت آسیب بر حسب انرژی شکست، مربوط به چهار حالت آسیب، یعنی کشش الیاف، فشار الیاف، کشش زمینه و فشار زمینه است. پیشرفت آسیب به این معناست که زمانی که ماده،

<sup>2</sup> Step<sup>1</sup>Explicit

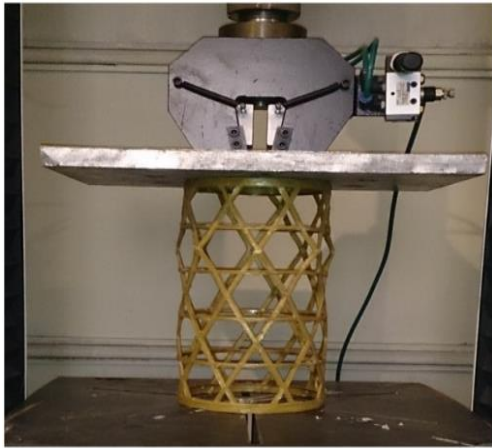


Fig. 6 Failure of the structural under axial compressive load before applying lateral impact

شکل 6 شکست سازه تحت بار محوری فشاری، قبل از اعمال ضربه جانبی

در شبیه‌سازی المان محدود، سازه به صورت غیرخطی مورد تحلیل بارگذاری محوری فشاری قرار گرفته، نتایج استخراج شده‌اند. شرایط مرزی در این شبیه‌سازی، همانند شرایط مرزی واقعی حاکم بر مسأله می‌باشد به طوری که دو صفحه صلب، در قسمت زیرین و بالایی سازه قرار می‌گیرد و کلیه درجات آزادی صفحه زیرین، در نرم افزار بسته می‌شود و به صفحه بالایی اجازه جابجایی در راستای محوری سازه داده می‌شود. به منظور تعیین مود دقیق شکست، در این شبیه‌سازی استحکام نهایی مواد نیز در نرم‌افزار وارد شده است تا مود واقعی شکست مشخص شود. در شکل 7، نمودارهای انرژی درونی و جنبشی سازه (برای حالت با آسیب) ارائه شده است. با توجه به کوچک بودن مقادیر انرژی جنبشی در مقایسه با انرژی درونی سازه، مشخص می‌شود که شبیه‌سازی انجام گرفته، کاملاً شبه‌استاتیکی می‌باشد. در شکل 8، سازه شبیه‌سازی شده به همراه مود شکست آن (مود شکست فشاری الیاف) ارائه شده است. از این شکل، می‌توان نتیجه گرفت که قبل از اینکه سازه دچار کمانش کلی شود، تنش در سازه، از حداکثر استحکام فشاری سازه، فراتر رفته (سازه دچار آسیب شده) و این عامل، سبب شکست سازه شده است. در واقع، سازه از نظر استحکام ماده، به حداکثر قابلیت تحمل بار رسیده و دچار شکست شده و کمانش کلی اتفاق نیفتاده است. بلکه به خاطر بروز آسیب ناشی از استحکام فشاری پایین کامپوزیت کولاراپوکسی در برخی نقاط، تغییر شکل موضعی به صورت بیرون‌زدگی ریب‌ها رخ داده است و تغییر شکل و محل شروع شکست سازه، در هر دو روش شبیه‌سازی المان محدود و تست تجربی، دارای تطابق کامل می‌باشد.

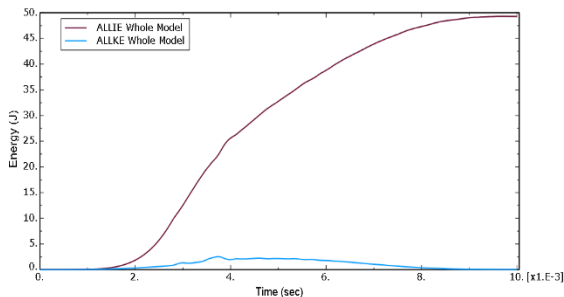


Fig. 7 Diagram of internal energy-time and kinetic energy-time of the structure

شکل 7 نمودار انرژی درونی-زمان و انرژی جنبشی-زمان سازه

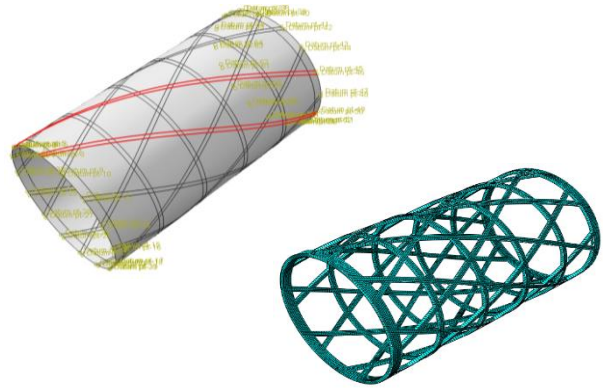


Fig. 4 Geometrial model and elements mesh of the structure

شکل 4 مدل هندسی و المان‌بندی سازه

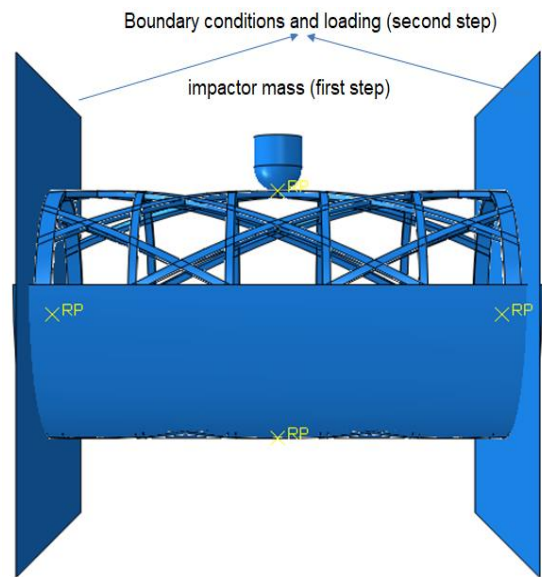


Fig. 5 Boundary conditions and loading on the structure

شکل 5 شرایط مرزی و بارگذاری بر روی سازه

### 3- بحث و نتایج

#### 3-1- بررسی نتایج تست تجربی و شبیه‌سازی المان محدود سازه در بارگذاری

محوری فشاری، قبل از اعمال ضربه عرضی

برای انجام تست تجربی سازه تحت بار محوری فشاری، دو صفحه فولادی مسطح، در قسمت‌های زیرین و روپین نمونه‌ها قرار گرفت تا توزیع بار وارد شده به نمونه‌ها، یکنواخت باشد. سپس، به فک متحرک دستگاه، جابجایی با سرعت نیم میلی‌متر بر دقیقه داده شد تا بار وارده به سازه، کاملاً شبه‌استاتیکی باشد. تست، تا جایی که نمودار نیرو-جابجایی سازه، دچار افت محسوس شد (حداکثر تحمل بار محوری فشاری سازه) ادامه یافت. بر طبق این نمودار، مقدار نیروی بحرانی کمانش (جایی که نمودار نیرو-جابجایی افت ناگهانی کرده است) برابر 10505 نیوتن می‌باشد.

در شکل 6 نمایی از سازه استوانه‌ای مشبک کامپوزیتی، قبل از اعمال ضربه جانبی، بعد از شکست تحت بار محوری فشاری ارائه شده است.

تأثیر ضربه عرضی و آسیب ناشی از آن بر حداکثر بار بحرانی کمانشی سازه است، انرژی جسم ضربه‌زننده به حد کافی افزایش داده شد، تا آسیب جدی به سازه وارد شود. برای این مهم دو راهکار وجود دارد، اول افزایش جرم جسم ضربه‌زننده و دوم افزایش سرعت جسم ضربه‌زننده. با مطالعات انجام شده در این زمینه و شبیه‌سازی‌های المان محدود مقدماتی، هر دو این مقادیر، افزایش داده شدند.

افزایش سرعت جسم ضربه‌زننده، تأثیری مستقیم بر مقادیر شتاب‌ها می‌گذارد و با توجه به محدودیت دستگاه تست ضربه، ناگزیر جرم جسم ضربه‌زننده افزایش داده شد. چرا که این پارامتر تأثیر کمتری بر مقادیر شتاب‌های خروجی دارد. به این ترتیب، جرم جسم ضربه‌زننده از 2.27 به 10 کیلوگرم و سرعت آن، از 1.5 به 2.4 متر بر ثانیه افزایش داده شدند. پس از اعمال ضربه عرضی با جرم 10 کیلوگرم و سرعت 2.4 متر بر ثانیه، سازه بطور دقیق مورد بررسی قرار گرفت. ناحیه شماره 2 در شکل 11 که محل برخورد جسم ضربه‌زننده می‌باشد، دچار آسیب گردید. در نواحی شماره 1 و 3، ریب‌های مارپیچ دچار آسیب شدند. همچنین ریب‌های محیطی نشان داده شده در شکل 11 نیز در هشت نقطه، دچار آسیب شدند. بررسی‌های دقیق سازه نشان دادند که آسیب‌های ریب‌های محیطی، بسیار جدی‌تر می‌باشند. همچنین تقریباً تمامی نواحی آسیب دیده سازه، نسبت به محل اصابت ضربه، متقارن می‌باشند. در شکل 11، نواحی آسیب دیده از سازه، ناشی از اعمال ضربه جانبی با انرژی 28.8 ژول، ارائه شده است.

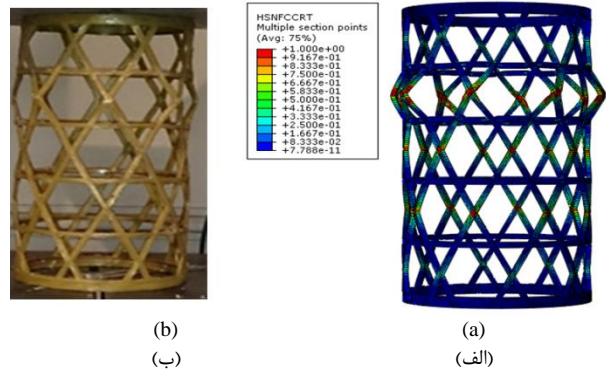


Fig. 8 (a) Simulation of structures in ABAQUS software. (b) Experimental testing of structures

شکل 8 (الف) شبیه‌سازی سازه در نرم‌افزار. (ب) تست تجربی سازه

در شکل 9 نمودارهای نیرو-جابجایی سازه در شبیه‌سازی المان محدود (با در نظر گرفتن آسیب) و تست تجربی نشان داده شده‌اند. با توجه به نمودارها، حداکثر قابلیت تحمل بار محوری فشاری سازه در شبیه‌سازی المان محدود، 9 درصد بیشتر از تست تجربی می‌باشد.

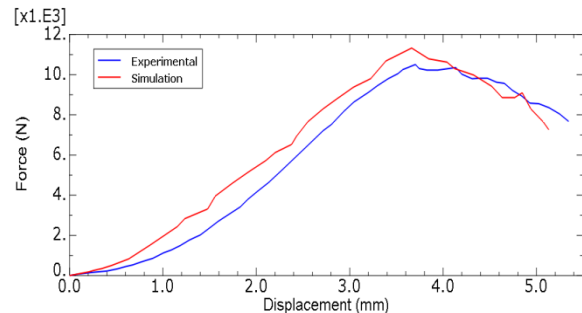


Fig. 9 Diagram of Force-Displacement of structure (before applying lateral impact)

شکل 9 نمودار نیرو-جابجایی سازه (قبل از بار اعمال ضربه عرضی)

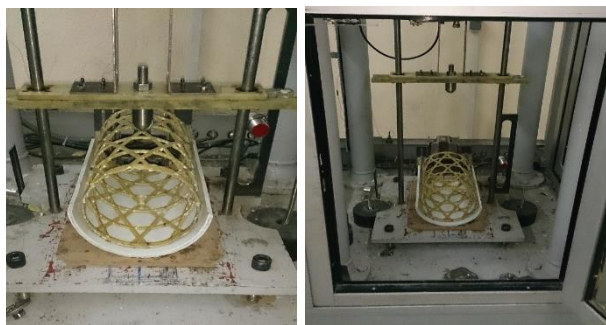


Fig. 10 Low-velocity impact test boundary conditions

شکل 10 شرایط مرزی تست ضربه سرعت پایین

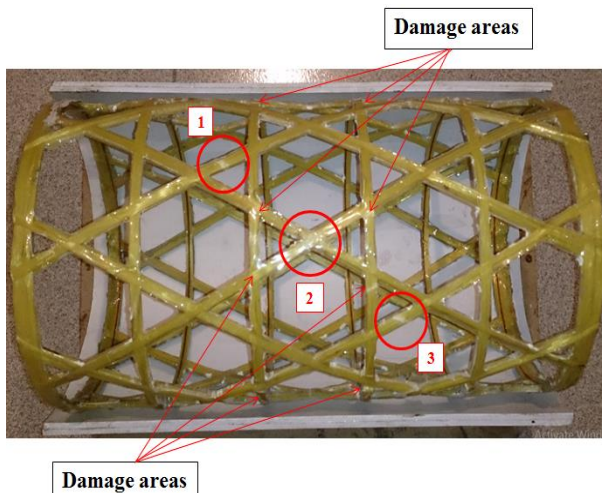


Fig. 11 Damage areas in transvers impact test with energy of 28.8 J

شکل 11 نواحی آسیب در تست ضربه عرضی با انرژی 28.8 ژول

### 2-3- بررسی نتایج تست تجربی و شبیه‌سازی المان محدود سازه تحت ضربه عرضی

پس از ساخت نمونه‌ها، با قرارگیری نمونه در داخل دستگاه و تنظیم کردن دستگاه، با ارسال فرمان، جسم ضربه‌زننده از موقعیت خود رها شده و به محل مورد نظر سازه (تلاقی دو ریب مارپیچ در وسط سازه)، اصابت می‌کند. همزمان با برخورد جسم ضربه‌زننده به سازه، شتاب‌سنج متصل به جسم ضربه‌زننده، شتاب‌های وارده به آن را ثبت می‌کند و رایانه متصل به دستگاه، نمودار شتاب-زمان جسم ضربه‌زننده را رسم می‌کند. با ضرب جرم ضربه‌زننده، در مقادیر شتاب‌های بدست آمده، نمودار نیرو-زمان سازه بدست آمده است. شرایط مرزی تست ضربه سقوط آزاد، شبیه شرایط مرزی مقاله مرجع [17] در نظر گرفته شده است، به طوری که یک جسم صلب گهواره‌ای (نیم استوانه) شکل، در زیر نمونه قرار داده شد و سپس نمونه در داخل آن، قرار گرفته است. در شکل 10، شرایط مرزی تست ضربه سرعت پایین نمایش داده شده است.

دستگاه مورد استفاده در این آزمون، محدودیت‌هایی از جمله توان داده برداری تا 26 میلی‌ثانیه و ثبت شتاب‌هایی کمتر از 1000 متر بر مجذور ثانیه را دارا می‌باشد. پس از انجام تست، نمونه، مورد بازبینی چشمی قرار گرفته، به جز یک تغییر رنگ بسیار کم در محل برخورد جسم ضربه‌زننده به نمونه، آسیب دیگری قابل مشاهده نبود. از آنجایی که در این پژوهش، هدف اصلی،

در شبیه‌سازی المان محدود تحقیق حاضر، گلوله ضربه‌زننده و جسم نیم‌استوانه‌ای قرار گرفته در زیر سازه، صلب در نظر گرفته شده‌اند. در ادامه، پاسخ ضربه و آسیب ناشی از آن، در انرژی‌های مختلف جسم ضربه‌زننده، مورد مطالعه قرار گرفته، نتایج با تست تجربی حاضر مقایسه شده‌اند.

الف) برخورد جسم ضربه‌زننده 2.27 کیلوگرمی به سازه با سرعت 1.5 متر بر ثانیه

به طور کلی در بررسی پاسخ ضربه، دو پارامتر زمان برخورد و حداکثر نیروی تماس ناشی از ضربه، حائز اهمیت می‌باشند. در شکل 14، مقایسه تاریخچه نیروی ضربه، بدون در نظر گرفتن اثر آسیب پیش‌رونده، با حالت واقعی یعنی با در نظر گرفتن اثر این آسیب، نشان داده شده است. با شروع مکانیزم آسیب، سفتی سازه کاهش می‌یابد و موجب کاهش حداکثر نیروی تماس و افزایش زمان برخورد می‌گردد. همانطور که مشاهده می‌شود، بین زمان برخورد و حداکثر نیروی تماس در مدل المان محدود، با نتیجه تست تجربی مطابقت خوبی وجود دارد. همچنین در شکل 15 نمودارهای انرژی داخلی و انرژی جنبشی بر حسب زمان سازه، برای حالتی که سرعت جسم ضربه‌زننده در لحظه برخورد به سازه، برابر 1.5 متر بر ثانیه بوده است، ارائه شده است. با توجه به این نمودار، انرژی جنبشی از 2.55 ژول که معادل با ارتفاع رها شدن ضربه زننده می‌باشد، تا مقدار صفر، در لحظه‌ای که بیشترین آسیب به سازه زده شده است، کاهش می‌یابد و سپس انرژی جنبشی ضربه زننده تا 1.74 ژول افزایش می‌یابد. در حین برخورد گلوله ضربه‌زننده با سازه، بخشی از این انرژی اولیه، با آسیب زدن سازه و انتشار امواج الاستیک در آن، ذخیره می‌شود. مقدار انرژی ذخیره شده در سازه در این برخورد، بر اساس نتایج شبیه‌سازی عددی، 0.81 ژول می‌باشد که معادل 31٪ از انرژی اولیه ضربه زننده می‌باشد.

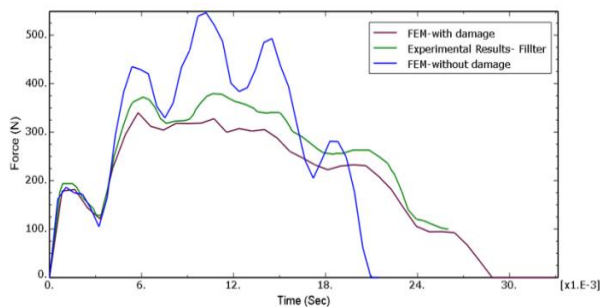


Fig. 14 Force-time diagram of the striking object,  $m = 2.27 \text{ kg}$  and  $v = 1.5 \text{ m/s}$

شکل 14 نمودار نیرو-زمان جسم ضربه‌زننده،  $m=2.27 \text{ kg}$  و  $v=1.5 \text{ m/s}$

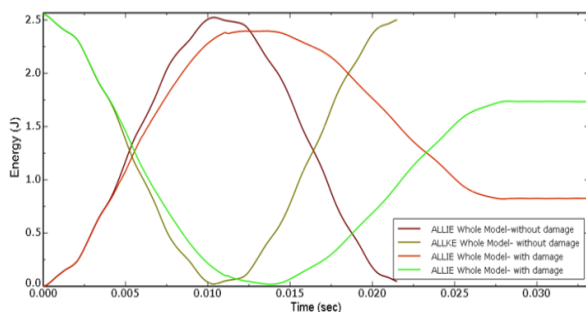


Fig. 15 Internal / kinetic energy time diagram of-structure,  $m=2.27 \text{ kg}$  and  $v=1.5 \text{ m/s}$

شکل 15 نمودار انرژی داخلی/جنبشی-زمان سازه،  $m=2.27 \text{ kg}$  و  $v=1.5 \text{ m/s}$

### 3-3- نتایج شبیه‌سازی المان محدود سازه در بارگذاری ضربه سقوط آزاد

در این بخش، در ابتدا به اعتبارسنجی روش مدلسازی سازه استوانه‌ای کامپوزیتی تحت بار ضربه عرضی با تحقیقات معتبر گذشته پرداخته شده است. در ادامه، نتایج شبیه‌سازی المان محدود سازه تحقیق حاضر، بررسی و با نتایج تست تجربی، مقایسه شده‌اند.

#### 1-3-3 اعتبارسنجی روش مدلسازی عددی ضربه عرضی بر روی استوانه کامپوزیتی با تحقیقات گذشته

جهت حصول اطمینان از نتایج شبیه‌سازی تحقیق حاضر، در این بخش، به مقایسه نتایج تحلیل ضربه عرضی سرعت پایین روی استوانه کامپوزیتی از جنس شیشه/اپوکسی با نتایج تجربی و عددی مرجع [17] پرداخته شده است. در این مسأله، ضربه‌زننده، عبارت است از یک کره به قطر 12.7 میلی‌متر و جرم 5.34 کیلوگرم که با سرعت 1.94 متر بر ثانیه (معادل انرژی برخورد 10 ژول) به سازه برخورد می‌کند. همچنین سازه مورد تحقیق، استوانه‌ای کامپوزیتی به قطر داخلی 55 میلی‌متر و ضخامت 6.5 میلی‌متر و طول 110 میلی‌متر و با آرایش الیاف به صورت  $10_{\pm 55}$  می‌باشد. برای مش‌بندی سازه، از المان‌های پوسته‌ای S4R استفاده شده است. در شکل‌های 12 و 13، به ترتیب، مدل شبیه‌سازی شده استوانه کامپوزیتی تحت ضربه عرضی در تحقیق حاضر ایجاد شده و نمودار نیرو-زمان سازه در مقایسه با نتایج تست تجربی مرجع [17] نمایش داده شده‌اند.

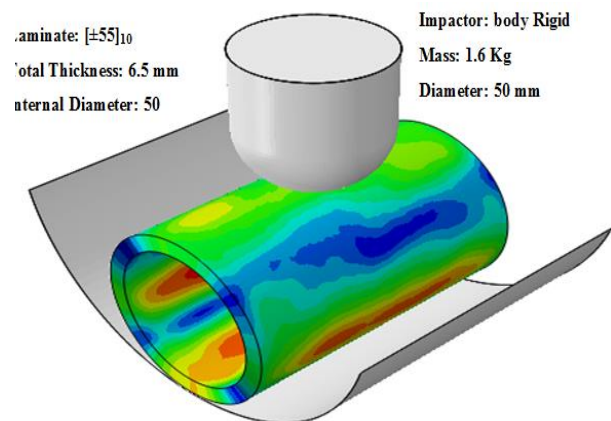


Fig. 12 Finite element simulation of a composite cylindrical structure under transverse impact

شکل 12 شبیه‌سازی المان محدود سازه استوانه‌ای کامپوزیتی تحت ضربه عرضی

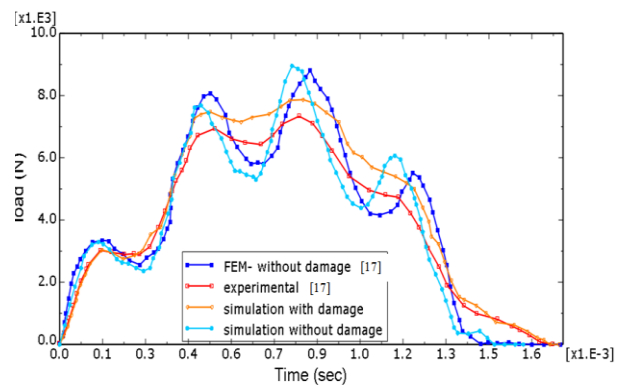


Fig. 13 Comparison of transverse impact response results for composite cylinder

شکل 13 مقایسه نتایج پاسخ ضربه عرضی برای سازه استوانه کامپوزیتی

1-4-3 نتایج تست تجربی حاضر سازه در بارگذاری محوری فشاری بعد از اعمال ضربه عرضی

بر طبق نمودار نیرو-زمان-نیرو-جابجایی تست تجربی، مقدار نیروی بحرانی کمانش (جایی که نمودار نیرو-جابجایی افت ناگهانی کرده است) برابر 9962 نیوتن می‌باشد. شایان ذکر است این تست، بر روی نمونه‌ای که قبلاً مورد تست ضربه جانبی قرار گرفته است، انجام شده است. در شکل 19، نمایی از سازه استوانه‌ای مشبک کامپوزیتی، بعد از اعمال ضربه جانبی و بعد از شکست تحت بار محوری فشاری، ارائه شده است. ناحیه شماره 2، محل برخورد جسم ضربه‌زننده می‌باشد که هنگام تست محوری فشاری، به جهت آسیبی که از تست ضربه عرضی متوجه آن شده بود، به سمت بیرون صفحه، تغییر شکل یافته است. همچنین، ناحیه‌های شماره 1 و 3 نیز که در تست ضربه آسیب دیده بودند، دچار تغییر شکل و شکست مشهود، به سمت داخل سازه شده‌اند. نکته قابل تأمل این است که ریب‌های محیطی، علی‌رغم آسیب دیدگی بیشتر نسبت به ریب‌های ماریچ در تست ضربه عرضی، در این تست، دچار تغییر شکل و شکست نشده‌اند. ولی ریب‌های ماریچ، بدلیل اینکه مولفه نیرویی بسیار بیشتری در راستای آن‌ها می‌افتد، دچار شکست شده‌اند.

2-4-3 نتایج شبیه‌سازی المان محدود سازه، در بارگذاری محوری فشاری، بعد از اعمال ضربه جانبی

شبیه‌سازی در نرم‌افزار المان محدود آباکوس، در دو گام پی در پی انجام شده است. در گام اول، جسم ضربه زننده به جرم 10 کیلوگرم، با سرعتی معادل 2.4 متر بر ثانیه، به سازه ضربه‌ای عرضی اعمال کرده است. سپس در گام دوم، تحلیل غیرخطی کمانش سازه آغاز شده است. به طوری که سازه آسیب دیده در گام اول، در گام دوم با در نظر گرفتن آسیب ناشی از ضربه گام اول، مورد تحلیل بار محوری فشاری قرار گرفته است.

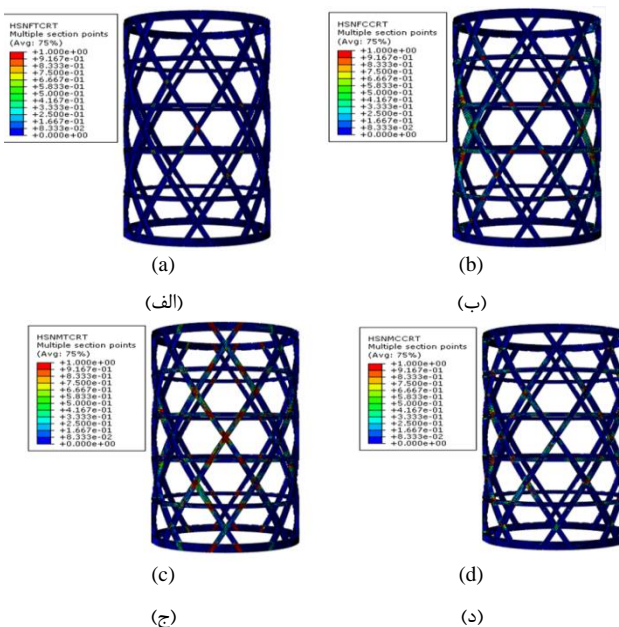


Fig. 18 Structural damage modes ( $m = 10 \text{ kg}$  and  $v = 2.4 \text{ m/s}$ ) (a) Fiber damage in tension, (b) Fiber damage in compression, (c) Resin damage in tension, (d) Resin damage in compression

شکل 18 موده‌های آسیب سازه ( $m=10 \text{ kg}$  و  $v=2.4 \text{ m/s}$ ) (الف) آسیب الیاف در کشش، (ب) آسیب الیاف در فشار، (ج) آسیب رزین در کشش، (د) آسیب رزین در فشار

ب) برخورد جسم ضربه‌زننده 10 کیلوگرمی به سازه با سرعت 2.4 متر بر ثانیه

در شکل 16 و 17 نمودار نیرو-زمان و انرژی داخلی و انرژی جنبشی بر حسب زمان سازه، برای حالتی که سرعت جسم ضربه‌زننده در لحظه برخورد به سازه، برابر 2.4 متر بر ثانیه بوده است، ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، با افزایش انرژی جسم ضربه‌زننده، سازه دچار آسیب می‌گردد و در نتیجه آن، کاهش سفتی سازه سبب کاهش 50 درصدی نیروی تماس و افزایش 75 درصدی زمان تماس می‌شود. همانطور که مشاهده می‌شود، نمودار حاصل از شبیه‌سازی، به نمودار حاصل از تست تجربی نزدیک است.

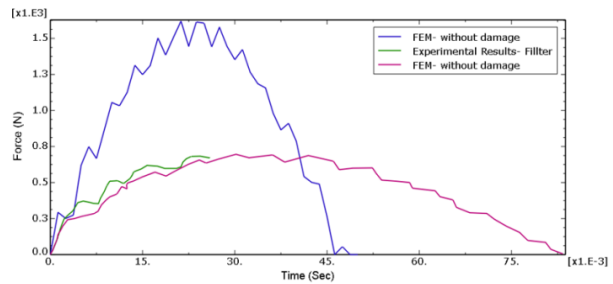


Fig. 16 Structure force-time diagram,  $m=10 \text{ kg}$  and  $v=2.4 \text{ m/s}$

شکل 16 نمودار نیرو-زمان سازه.  $v=2.4 \text{ m/s}$  و  $m=10 \text{ kg}$

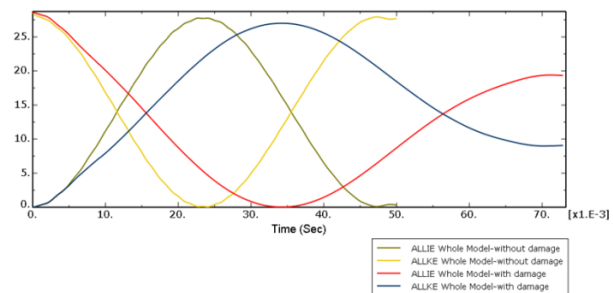


Fig. 17 Internal / kinetic energy time diagram of structure,  $m=10 \text{ kg}$  and  $v=2.4 \text{ m/s}$

شکل 17 نمودار انرژی داخلی/جنبشی-زمان سازه.  $v=2.4 \text{ m/s}$  و  $m=10 \text{ kg}$

با توجه به اینکه دستگاه تست ضربه تونلایی ثبت اطلاعات فقط تا 26 میلی‌ثانیه را دارد، به همین خاطر بعد از این زمان، نیروی ضربه‌زننده اندازه‌گیری نشده است. همچنین با توجه به نمودارهای انرژی درونی و جنبشی سازه، می‌توان نتیجه گرفت که 9.3 ژول از انرژی که معادل 32 درصد انرژی اولیه جسم ضربه‌زننده می‌باشد، جذب و صرف آسیب زدن به سازه شده است. در شکل 18، موده‌های آسیب سازه، به تفکیک ارائه شده است. بیشترین آسیب‌های جدی سازه، در موده‌های فشاری الیاف و به صورت متقارن در سازه اتفاق افتاده است (شکل 18 قسمت ب).

4-3 تأثیر ضربه عرضی و آسیب ناشی از آن، بر حداکثر استحکام و رفتار کمانشی سازه

به منظور بررسی اثر ضربه عرضی بر حداکثر استحکام کمانشی سازه، در ابتدا سازه مورد نظر تحت ضربه عرضی به انرژی 28.8 ژول (جرم جسم ضربه‌زننده برابر 10 کیلوگرم و سرعت آن برابر 2.4 متر بر ثانیه) قرار گرفته است. که این ضربه، سبب آسیب به قسمت‌های مختلف سازه گردید. سپس سازه مذکور، تحت تست محوری فشاری قرار گرفته است.

شده‌اند. با توجه به نتایج تست تجربی در جدول فوق، حدود 5.2% از استحکام کمانشی سازه، بعد از اعمال ضربه عرضی به آن، کاسته شده است. نتایج گویای این است که این ضربه، اگرچه آسیب قابل ملاحظه‌ای به سازه وارد کرده است، ولی تأثیر محسوس بر استحکام کمانشی سازه نگذاشته است. همچنین، نتایج شبیه‌سازی المان محدود سازه، گویای این مهم می‌باشد. به طوری که با توجه به این نتایج، 7.5% از استحکام کمانشی سازه، بعد از اعمال ضربه جانبی به آن، کاسته شده است. این امر، نشان دهنده تحمل به خسارت بالای سازه ساخته شده از کامپوزیت کولار/اپوکسی می‌باشد.

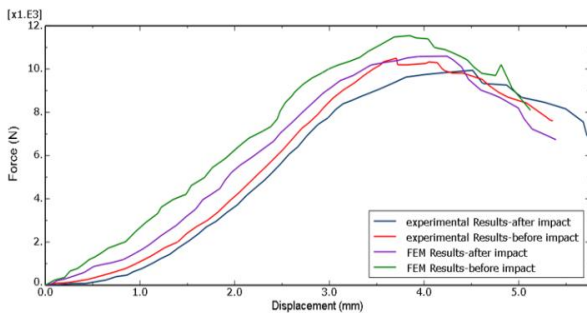


Fig. 21 Experimental testing of structures in compressive axial loading

شکل 21 تست تجربی سازه در بارگذاری محوری فشاری

جدول 3 مقایسه نتایج تست تجربی سازه در بارگذاری محوری فشاری، قبل و بعد از ضربه جانبی

Table 3 Comparison of experimental structural test results in axial compressive loading, before and after lateral impact

تست تجربی (نیوتن)	شبیه‌سازی المان محدود (نیوتن)
10505	11456.6
-----	+ 9.06%
9962	10596
-----	+ 6.36%

4- نتیجه‌گیری

هدف اصلی از انجام این پژوهش، تأثیر آسیب ناشی از ضربه جانبی، بر استحکام کمانشی سازه استوانه مشبک کامپوزیتی، تحت نیروی محوری فشاری بوده است. پس از تست ضربه و کمانش (قبل و بعد از اعمال ضربه) روی سازه استوانه‌ای مشبک کامپوزیتی ساخته شده از کامپوزیت کولار/اپوکسی، مشاهده شد که 5.2 درصد (به روش تجربی) و 7.5 درصد (به روش المان محدود) از استحکام کمانشی سازه پس از اعمال ضربه جانبی، کاسته شد. همچنین از نتایج مهم دیگر این پژوهش، می‌توان به موارد ذیل اشاره کرد:

1- در بعضی مواقع، سازه‌های مشبک کامپوزیتی تحت بار محوری فشاری دچار شکست می‌شوند و لزوماً کمانش نمی‌کند.

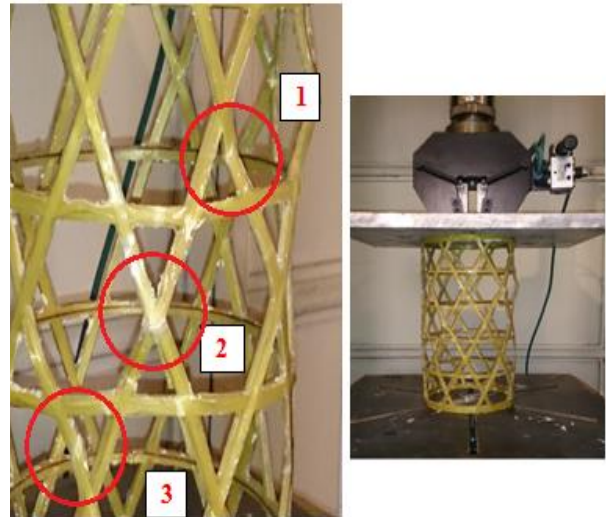


Fig. 19 Failure of the structural under axial compressive load after applying lateral impact

شکل 19 شکست سازه تحت بار محوری فشاری سازه، بعد از اعمال ضربه جانبی

در شکل 20، نمایی از سازه شبیه‌سازی شده به همراه مود شکست آن (مود شکست فشاری الیاف) ارائه شده است. در ادامه، به مقایسه نتایج تجربی و شبیه‌سازی سازه در بارگذاری محوری فشاری، قبل و بعد از اعمال ضربه جانبی پرداخته شده است.

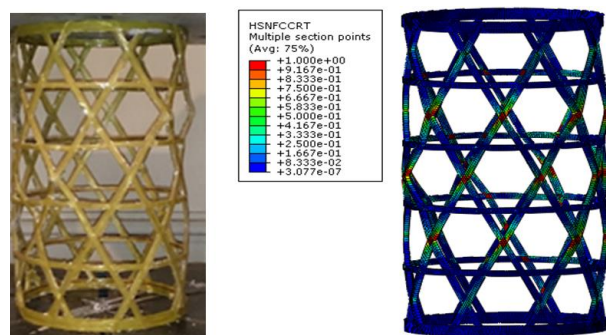


Fig. 20 Simulation of the structure under axial compressive load in ABAQUS software considering damage (after lateral impact)

شکل 20 شبیه‌سازی سازه در نرم‌افزار آباکوس با در نظر گرفته آسیب (بعد از اعمال ضربه جانبی)

3-5- مقایسه نتایج تجربی و شبیه‌سازی سازه در بارگذاری محوری فشاری، قبل و بعد از اعمال ضربه جانبی

در شکل 21، نمودار نیرو-جابجایی حاصل از تست بارگذاری محوری فشاری برای هر دو نمونه قبل و بعد از اعمال ضربه، ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، روند تمامی نمودارها، بسیار شبیه به هم می‌باشد. همچنین نتایج شبیه‌سازی المان محدود، اگرچه از دقت قابل قبولی برخوردار است، ولی از نظر کمی، از مقادیر تست تجربی، اندکی بیشتر می‌باشد. نکته قابل تأمل در شکل 21، این است که آسیب ناشی از ضربه، سبب جابجایی بیشتر سازه در تست فشاری محوری، تا رسیدن سازه به کمانش می‌شود. این مهم، هم در نتایج تست تجربی و هم در نتایج شبیه‌سازی عددی، مشهود است. در جدول 3، نتایج حاصل از تست تجربی و شبیه‌سازی المان محدود با یکدیگر مقایسه

- Composite Cylindrical Shells Under Lateral Compression," *Composite Structures*, 152, 626-636, 2016.
- [13] David West, O. S., Nash, D. H. and Banks, M. W. "Low-Velocity Heavy Mass Impact Response of Singly Curved Composites," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications*, 228(1), 17-33, 2014.
- [14] Mohammadi, Y., Qasemi H. and Asadi, M., "On the Behavior of Carbon and Kevlar Fibers in Cylindrical Composites Subjected to Low-velocity Impact: Experimental Observation and Numerical Analysis," In Persian, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 51(5), 1025-1040, 2019.
- [15] Azarafza, R., Golkar, A.H. and Davar, A., "Analytical Investigation of Low-Velocity Oblique Impact on Composite Cylindrical Shells," In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, 7(3), 1106-1119, 2020.
- [16] Davar, A., Azarafza, R. and Faraji Shooa, J., "Experimental and Numerical Analysis of Low-Velocity Impact on Composite Sandwich Panels with Grid Stiffened Core," In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, 6(4), 615-626, 2020.
- [17] Tarfaoui, M., Gning, P. B. and Hamitouche, L., "Dynamic Response and Damage Modeling of Glass/Epoxy Tubular Structures: Numerical Investigation," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 39(1), 1-12, 2008.
- [18] Lopes, C., Camanho, P., Gürdal, Z., Maimí, P. and González, E., "Low-velocity Impact Damage on Dispersed Stacking Sequence Laminates. Part II: Numerical simulations," *Composites Science and Technology*, 69, 937-947, 2009.
- 2- الیاف کولار، از استحکام فشاری پایینی برخوردار می‌باشند و استفاده از این الیاف در ساخت سازه‌های مشبکی که صرفاً تحت بار محوری فشاری قرار دارند، توصیه نمی‌شود.
- 3- الیاف کولار، اگرچه استحکام فشاری پایینی دارند، ولی جذب انرژی این الیاف، بسیار بالا می‌باشد. به طوری که در این پژوهش نشان داده شد، سازه تقریباً 32% از انرژی ضربه‌زننده را جذب کرده است.
- 4- شکست الیاف کولار بر خلاف الیاف شیشه و کربن، ترد نمی‌باشد.
- 5- در نظر گرفتن آسیب در شبیه‌سازی عددی، سبب افزایش مدت زمان برخورد جسم ضربه‌زننده به سازه و کاهش نیروی وارده شده به آن می‌شود.
- 6- به طور کلی در پدیده ضربه، مقداری از انرژی جسم ضربه‌زننده صرف انتشار امواج الاستیک در سازه می‌شود و پس از آن، در صورت امکان، انرژی باقی مانده صرف آسیب زدن به سازه می‌شود.
- 7- شکست سازه مشبک (کولار/اپوکسی) از محل گره‌ها در بارگذاری محوری فشاری رخ می‌دهد و بدلیل ساختار شبکه‌ای سازه، ترک‌های ریز ایجاد شده در محل گره‌ها، به راحتی به قسمت‌های دیگر انتشار پیدا نمی‌کنند.
- 8- با توجه به مقایسه و اعتبارسنجی‌های انجام شده، می‌توان گفت در این پژوهش، روشی قابل اعتماد برای پیشگویی پاسخ ضربه و کمانش سازه‌های مشبک به روش المان محدود معرفی شده که یکی از ویژگی‌های مهم این روش، صرفه جویی در زمان و هزینه می‌باشد.

## 5-مراجع

- [1] Totaro, G. and Gürdal, Z., "Optimal Design of Composite Lattice Shell Structures for Aerospace Applications," *Aerospace Science and Technology*, 13(4-5), 157-164, 2009.
- [2] Morozov, E., V., Lopatin, A., V. and Nesterov, V., A., "Finite-Element Modelling and Buckling Analysis of Anisogrid Composite Lattice Cylindricalshells," *Composite Structures*, 93(2), 308-323, 2011.
- [3] Cantwell, W. and Morton, J., "Impact Perforation of Carbon Fibre Reinforced Plastic," *Composites science and technology*, 38(2), 119-141, 1990.
- [4] Davar, A., Azarafza R. and Bagheri, V., "Experimental and Numerical Analysis of Composite Lattice Truncated Conical Structures with and Without Carbon Nanotube Reinforcements Under axial Compressive Force," In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, 4(4), 418-425, 2018.
- [5] Pernas-Sánchez, J., et al., "Numerical Analysis of High Velocity Impacts on Unidirectional Laminates," *Composite Structures*, 107, 629-634, 2014.
- [6] Hall, I. and Guden, M., "High Strain Rate Testing of a Unidirectionally Reinforced Graphite Epoxy Composite," *Periodical High strain rate testing of a unidirectionally reinforced graphite epoxy composite*, 2001. 20, 897-899.
- [7] Sankar, B., V. and Sun, C., "Low-velocity Impact Response of Laminated Beams Subjected to Initialstresses," *AIAA Journal*, 23, 1962-1969, 1985.
- [8] Kim, C. G. and Jun, E. J., "Impact Resistance of Composite Laminated Sandwich Plates," *Journal of Composite Materials*, 26(15), 2247-2261, 1992.
- [9] Lee, L., et al., "Dynamic Responses of Composite Sandwich Plate Subjected to Low Velocity Impact," *Composites*, 1991.
- [10] Wu, E. and Shyu, K., "Response of Composite Laminates to Contact Loads and Relationship to Low-Velocity Impact," *Journal of composite materials*, 27(15), 1443-1464, 1993
- [11] Zamani, M., Khalili, S. "The Effect of External Skin on Buckling Strength of Composite Lattice Cylinders Based on Numerical and Experimental Analysis". *Mechanics of Advanced Composite Structures*, 3(2), 83-87, 2016.
- [12] Moeinifard, M., Liaghat, G., Rahimi, G., Talezadehlari, A. and Hadavinia, H., "Experimental Investigation on the Energy Absorption and Contact Force of Unstiffened and Grid-Stiffened



## مطالعه رفتار سیکلیک، عمر و خرابی خستگی کم‌چرخه جابجایی - کنترل در کامپوزیت پایه پلیمری تقویت شده با الیاف کربن سوراخ‌دار تحت نرخ‌ها و دامنه‌های بارگذاری مختلف

محمد آزادی<sup>1\*</sup>، محمد Dorfaki<sup>2</sup>

1-دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان

2- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه سمنان، سمنان

\*semnan، صندوق پستی 19111-35131، m\_azadi@semnan.ac.ir

چکیده	اطلاعات مقاله
در این مقاله، به بررسی اثرات نرخ بارگذاری بر رفتار خستگی کم‌چرخه در کامپوزیت‌های تقویت‌شده با الیاف کربن پرداخته شده است. ابتداء، قطعات کامپوزیتی سوراخ‌دار، تحت بارگذاری کششی در دو فرکانس اعمال بار مختلف قرار گرفته شده تا دامنه مورد استفاده در آزمون خستگی کم‌چرخه بدست آید. سپس نمونه‌ها تحت بارگذاری خستگی در سه مقدار جابجایی و پنج فرکانس بارگذاری قرار گرفتند و تاثیر آن‌ها در مقدار بیشینه و کمینه تنش در هر سیکل، عمر خستگی و مقادیر تنش دامنه و میانگین محاسبه و در انتها، تصاویر سطح شکست و تصاویر میکروسکوپ الکترونی رویشی ارائه شدند. نتایج نشان داد که با افزایش نرخ بارگذاری کششی مقدار بیشینه تنش، به دلیل تمایل بیشتر ماده به رفتار ترد، افزایش پیدا می‌کند. همچنین بیشینه تنش در جابجایی ثابت و فرکانس‌های بارگذاری مختلف مقدار کمی با افزایش همراه بوده ولی در فرکانس ثابت و جابجایی‌های متفاوت بسیار افزایش یافت. عمر خستگی نیز در جابجایی ثابت با افزایش فرکانس بارگذاری روندی افزایشی و در فرکانس بارگذاری ثابت با افزایش جابجایی روندی کاهشی داشت. به کمک تحلیل حساسیت مشخص شد که تغییر فرکانس بارگذاری در جابجایی ثابت همچنین تغییر جابجایی در فرکانس 1-5 هرتز تاثیری در مقدار تنش بیشینه نداشته ولی در فرکانس‌های 10-20 هرتز تاثیرگذار است. رفتار سیکلیک ماده نشان داد که تنش بیشینه در طول سیکل‌های بارگذاری، به دلیل تجمع آسیب، کاهش می‌یابد و سفتی کامپوزیت کاهش می‌یابد. مکانیزم‌های آسیب با تغییر فرکانس بارگذاری، تغییر کرده و درصد شکست الیاف با افزایش فرکانس بارگذاری، افزایش یافت.	دریافت: 1399/11/17 پذیرش: 1400/03/30 <b>کلیدواژگان:</b> کامپوزیت پایه پلیمری الیاف کربن خستگی کم‌چرخه دامنه جابجایی نرخ جابجایی

## Study of Cyclic Behavior, Displacement-Controlled Low-Cycle Fatigue Lifetime and Failure in Open-Hole Polymer-Matrix Composite Reinforced by Carbon Fibers Under Various Loading Rates and Amplitudes

Mohammad Azadi\*, Mohammad Dorfaki

Faculty of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran.

\* P.O.B. 35131-19111, Semnan, Iran, m\_azadi@semnan.ac.ir

### Keywords

Polymer matrix composite  
Carbon fibers  
Low-cycle fatigue  
Displacement rate  
Displacement amplitude

### Abstract

In this article, effects of the loading rate on low-cycle fatigue behaviors in carbon fiber reinforced composites have been investigated. Firstly, open-hole composite specimens were exposed to two different tensile loading rates to achieve displacements in low-cycle fatigue tests. Then, samples were subjected to cyclic loading, in three displacements and five loading frequencies. Fracture surfaces and scanning electron microscopy images were also shown. Obtained results indicated that increasing the rate enhanced the maximum stress due to the material tend to the brittle behavior. The maximum stress in different frequencies had a small enhancement; however, it enhanced at various displacements. The lifetime had a decreasing trend in a constant displacement, with increasing the frequency and increased in a constant frequency, with increasing the displacement. By analyzing the sensitivity, the change in the loading frequency (at constant displacements) and the displacement (frequencies: 1-5 Hz) were not effective on the maximum stress. However, under 10-20 Hz, it was effective on the maximum stress. The material cyclic behavior demonstrated that the maximum stress decreased during loading cycles due to the damage accumulation and the composite stiffness reduced. The failure mechanisms changed by changing the frequency and the percentage of the fiber breakage increased by increasing the loading frequency.

### 1- مقدمه

مقاومت و سختی برابر با آنها، ساخته شوند. از دیگر مزایای عالی مواد مرکب می‌توان به مقاوم کردن سازه‌ها اشاره کرد. همچنین کامپوزیت‌ها کاربرد

مواد مرکب یا کامپوزیت‌ها می‌توانند تا چندین برابر سبک‌تر از فولادها با

### Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Azadi, M., and Dorfaki, M., "Study of Cyclic Behavior, Displacement-Controlled Low-Cycle Fatigue Lifetime and Failure in Open-Hole Polymer-Matrix Composite Reinforced by Carbon Fibers Under Various Loading Rates and Amplitudes", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1373-1386, 2021.

شکره و طاهری [15]، به بررسی عمر خستگی کامپوزیت‌های تک‌جهتی، با استفاده از انرژی کرنش باقیمانده پرداختند. در مدل ارائه شده توسط آن‌ها، برخلاف مدل‌های تنش پایه، هر دو عامل کاهش سفتی و استحکام، به منظور پیش‌بینی عمر خستگی بکار گرفته شد. ذبیح‌پور و همکاران [16]، در پژوهشی، به بررسی رفتار خستگی سازه‌های ساندویچی با پوسته‌های هیبریدی نامتقارن و هسته فومی تحت بارگذاری کشش-کشش پرداختند. پوسته‌های مورد بررسی در پژوهش آن‌ها، دو نوع الیاف شیشه و یک نوع الیاف کربن بود. کوارسمین<sup>۸</sup> و همکاران [17]، تجزیه و تحلیل جامعی از خستگی چندلایه‌های کامپوزیتی، تحت بارگذاری چندمحوری ارائه کردند. نتایج بدست آمده از پژوهش آن‌ها نشان داد که نسبت دو محوری برشی سطح لایه که بصورت دامنه تنش برشی به حداکثر دامنه تنش نرمال تعریف می‌گردد، فاکتور حاکم بوده است. شکره و اسم خانی [18]، رفتار خستگی رزین اپوکسی، تحت کنترل بار و جابجایی را بصورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. در بررسی آن‌ها، مشخص شد که با افزایش فرکانس، عمر خستگی کاهش یافته است. بناریبا و همکاران<sup>۹</sup> [19]، به روش آزمایشگاهی، رفتار ترمومکانیکی کامپوزیت‌های پلی‌امید با الیاف شیشه را تحت بارگذاری خستگی کم‌چرخه، با در نظر گرفتن حالت‌های مختلف هیدرومتری و حالت‌های مختلف بارگذاری، مورد مطالعه قرار دادند.

علیزاده و همکاران [20]، تاثیر دامنه جابجایی بارگذاری در رژیم خستگی کم-چرخه، بر روی سازوکارهای خرابی در کامپوزیت‌های چندلایه سوراخ‌دار را با استفاده از انتشار صوت بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند که با کاهش دامنه جابجایی در آزمون خستگی کم‌چرخه، عمر قطعه، طبق انتظار افزایش یافته و تنش بیشینه نیز، کاهش می‌یابد. سپس، اثبات کردند که بازدهی روش انتشار صوت در تعیین نوع خرابی‌ها و مقدار درصد هریک از آن‌ها، در کامپوزیت‌های چندلایه، مطلوب است. در مقاله دیگری [21]، عمر خستگی کم‌چرخه کامپوزیت پایه پلیمری را بررسی کردند و نشان دادند، نرخ جابجایی پارامتر حساسی بر روی عمر و تنش بیشینه است اما فرکانس بارگذاری تاثیری بر عمر خستگی کامپوزیت ندارد. کوخ<sup>۱۰</sup> و همکاران [22]، رفتار آسیب خستگی در کامپوزیت پلیمری تقویت شده با الیاف کربن، تحت بارهای کاملاً عکس‌شونده را مدلسازی و ارزیابی کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که تنش‌های پسماند ناشی از فرایند ساخت و دامنه تنش کششی سیکلیک، تاثیر بسزایی روی رفتار آسیب دارد. وو و ژولوبکو<sup>۱۱</sup> [3]، استحکام خستگی باقیمانده در کامپوزیت پایه پلیمری تقویت شده با الیاف کربن را مطالعه کردند. تحلیل‌های آماری داده‌های تجربی نشان داد که استحکام خستگی با تابع توزیع ویبال قابل تخمین است. با افزایش تعداد سیکل‌های بارگذاری، میانگین استحکام خستگی کاهش یافته در حالی که محدوده پراکندگی آن، افزایش می‌یابد. عمر خستگی چندلایه‌های کامپوزیتی تحت بارهای چندجهته توسط محمدی و همکاران [24,23] و با استفاده از مدل مکانیک خرابی محیط‌های پیوسته توسعه یافته، پیش‌بینی گردید. نتایج آن‌ها نشان از توانایی مدل ارائه شده در وضعیت‌های مختلف تنش، با دقت مناسب داشت.

حساسیت رفتار شکست در کامپوزیت کربن-اپوکسی در نرخ‌های جابجایی مختلف تحت بارگذاری مود اول کششی با آنالیز رگرسیون توسط آزادی و همکاران [26-25] تحلیل شد. نتایج تحقیق آن‌ها نشان می‌دهد که تغییرات نرخ

گسترده‌ای در صنایع مختلف دارند [1]. کامپوزیت‌های پایه پلیمری، با توجه به نسبت استحکام به وزن مناسب، کاربرد وسیعی در صنایع مختلف دارند. بسیاری از این سازه‌ها، تحت بارگذاری‌های تکرارشونده و در نتیجه، پدیده خستگی قرار دارند. لذا مطالعه رفتار خستگی این گونه کامپوزیت‌ها تحت بارهای تکرارشونده، امری ضروری برای مهندسان طراح است. در مباحث خواص مکانیکی، مکانیک شکست و مکانیزم‌های آن [2-9]، مقالات متعددی برای کامپوزیت‌ها یافت می‌شود. اما در حوزه پدیده خستگی برای کامپوزیت‌ها، مقالات محدودی ارائه شده است که در ادامه، به اختصار، به بررسی آن‌ها پرداخته شده است. عموماً پدیده خستگی در سازه‌ها، به دو ناحیه خستگی پرچرخه تنش-یا نیرو-کنترل<sup>۱</sup> و خستگی کم‌چرخه کرنش-یا جابجایی-کنترل<sup>۲</sup> [4] تقسیم‌بندی می‌گردد. اکثر قطعات مکانیکی، معمولاً تحت بارهای خستگی پرچرخه هستند. اما در سازه‌هایی که مقدار نیرو یا جابجایی، زیاد (بیشتر از تنش تسلیم) می‌شود، ماده تحت رژیم خستگی کم‌چرخه قرار می‌گیرد که لزوم بررسی رفتار پیچیده تر آن، تحت بارهای سیکلیک (همچون کاهش استحکام یا سفتی ماده در طول بارگذاری)، برای طراحی یک سازه کامپوزیتی، وجود دارد. جیمز و همکاران<sup>۳</sup> [10]، خستگی کم‌چرخه یک چندلایه پایه پلاستیکی تقویت شده با الیاف دو جهته شیشه را مورد مطالعه قرار دادند. نتایج حاصل از آزمون نشان داد که نرخ بارگذاری، شدیداً در کامپوزیت‌های پارچه‌ای در ناحیه خستگی کم‌چرخه و کرنش زیاد، تأثیرگذار بوده اما با کاهش کرنش‌ها و افزایش عمر، این تأثیر کمتر بوده است. آگاروال و دالی<sup>۴</sup> [11]، رفتار خستگی کم‌چرخه کامپوزیت‌های پلیمری تقویت شده با الیاف شیشه را بصورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند. در بررسی آن‌ها نشان داده شد که آزمون خستگی در یک بازه تنش ثابت و یا در یک بازه کرنش ثابت، زمانی که تنش با مقاومت نهایی و کرنش با کرنش شکست بی‌بعد می‌شود، عمر یکسانی را می‌دهد. جینن<sup>۵</sup> [12]، انباشت کرنش در خستگی کم‌چرخه نایلون تقویت‌شده با الیاف کوتاه کربن را مورد مطالعه قرار داد. او در پژوهش خود، از یک سیستم بارگذاری کنترل‌شده تکرارشونده نیمه‌کششی بهره برد. نتایج بدست آمده نشان داد که رابطه تعداد تکرارها و کرنش کل یا انباشته، در حالت لگاریتمی، خطی بوده و دامنه تنش وابسته به گرادیان این نمودارها بوده است. بارون و همکاران<sup>۶</sup> [13]، اثرات فرکانسی بر رفتار خستگی چند لایه‌های پلیمری تقویت‌شده با الیاف کربن را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها در این پژوهش، از آزمون خستگی کشش-کشش با سطح‌های مختلف تنش و در سه فرکانس (5، 10 و 20 هرتز)، برای سه نمونه آزمون با لایه‌چینی‌های مختلف، بهره بردند و در حین آزمون، مشخصات دینامیکی-مکانیکی نمونه‌ها، از جمله رفتار تنش-عمر، کرنش بیشینه، مدول خستگی بی‌بعدشده، مدول کاهش یافته دینامیکی، فاکتور میرایی و دمای نمونه‌ها را ثبت نموده و مورد تجزیه و تحلیل قرار دادند. هریک و همکاران<sup>۷</sup> [14]، رفتار خستگی کم‌چرخه کامپوزیت‌های تک‌جهته ماتریس پلیمری با الیاف شیشه (با زاویه الیاف صفر درجه) را تحت بارگذاری کششی مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها مشاهده کردند که تحت بارگذاری کم‌چرخه زیاد، عمر خستگی کامپوزیت‌های فوق، به دلیل نرخ بالای کاهش خواص مواد، کمتر از 10<sup>4</sup> سیکل و بطور قابل ملاحظه‌ای، بیشتر از خستگی پرچرخه بود.

7 Harik

8 Quaresimin

9 Benaarbia

10 Koch

11 Wu and Zholobko

1 Stress- or force-controlled high-cycle fatigue

2 Strain- or displacement-controlled low-cycle fatigue

3 James

4 Agarwal and Dally

5 Jinen

6 Barron

شیشه‌ای از یک لایه داکرون<sup>1</sup> و سپس یک لایه بریدر، برای توزیع فشار یکنواخت روی چندلایه استفاده شد. در ادامه، چندلایه ساخته شده به مدت 10 ساعت تحت خلأ بوده و پس از 24 ساعت از قالب خارج گردید. پس از تولید صفحه کامپوزیتی اولیه، نمونه‌های استاندارد آزمون از پنل فوق، با استفاده از اره مخصوص و شابلون در اندازه استاندارد، برش داده شد. این اره در یک جهت حرکت کرده و باعث می‌شود تا لایه‌های کامپوزیت دچار عیب تورق نشوند.

در مرکز نمونه‌ها نیز، سوراخی به قطر 6 میلی‌متر مطابق با استاندارد ASTM-D5766 [27] و با استفاده از مته، ایجاد شد. برای فرآیند سوراخ‌کاری، تمام نمونه‌ها روی هم قرار گرفته و با استفاده از گیره، ثابت شده و با کمک دستگاه فرز NC، سوراخ در مرکز همه نمونه‌ها ایجاد شد. طول، عرض و ضخامت نمونه‌ها، طبق استاندارد ASTM-D5766 [27]، به ترتیب برابر 250، 30 و 2 میلی‌متر بود. مراحل ساخت نمونه‌های استاندارد شامل رزین و الیاف کربن اولیه، فرآیند لایه‌گذاری دستی، فرآیند ایجاد خلا (وکیوم)، پنل کامپوزیتی نهایی، برشکاری پنل کامپوزیتی و سوراخکاری نمونه کامپوزیتی، در شکل 1 آمده است.

برای بارگذاری نمونه‌های استاندارد آزمون کامپوزیتی سوراخ‌دار، از دستگاه آزمون خستگی SAF50 پنج تن (ساخت شرکت سنتام) و با قابلیت بارگذاری 0.01 تا 100 میلی‌متر بر ثانیه استفاده شد. شکل 2، نمایش دهنده دستگاه آزمون خستگی استفاده شده است.

در این پژوهش، برای بارگذاری بر روی نمونه‌های استاندارد آزمون، از بارگذاری سینوسی کشش-کشش و بصورت جابجایی-کنترل استفاده شده است. برای تعیین محدوده شکست نمونه‌ها نیز، ابتدا دو نمونه تحت بارگذاری کششی قرار گرفت تا دامنه شکست بدست آید.

بارگذاری کششی، با دو نرخ (فرکانس اعمال بار) 20 و 600 میلی‌متر بر دقیقه، با نمونه‌های شماره 201 و 202، انجام گرفت. سپس نمونه‌ها با توجه به دامنه شکست در آزمون‌های کشش، تحت بارگذاری تکرارشونده و پدیده خستگی کم‌چرخه قرار گرفت. شرایط بارگذاری خستگی اعمال شده با یک تکرار در هر شرط، بر روی نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی از شماره 203 تا 217، در جدول 1، مطابق با استاندارد آزمون خستگی ASTM-D7615 [28]، برای کامپوزیت چندلایه سوراخ‌دار قابل مشاهده‌اند.

جابجایی، بر اساس تابع درجه سوم از نرخ جابجایی، بر ماکزیمم نیروی شکست و نرخ رهایی انرژی کرنشی، تاثیرگذار می‌باشد و این مقادیر به تغییرات نرخ جابجایی، حساس می‌باشند. اما مقدار جابجایی ماکزیمم دهانه ترک اولیه در کامپوزیت، به لگاریتم نرخ جابجایی در بارگذاری کششی، وابسته است. در نهایت، الگوی تغییراتی مشخصه‌های مکانیک شکست کامپوزیت، بصورت افزایشی با افزایش نرخ جابجایی بود [25,26].

با توجه به مطالب گفته شده، به‌عنوان نتیجه می‌توان به اهمیت استفاده روزافزون از مواد کامپوزیتی به خصوص کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف کربن در صنایع مختلف پی برد. همچنین، مطالعه رفتار سیکلیک در رژیم خستگی کم‌چرخه این مواد، به دلیل قرار گرفتن در شرایط گوناگون کارکردی، اعم از محیط‌های مختلف، دماهای مختلف، بارهای کششی با دامنه و نرخ‌های مختلف، امری ضروری است که در مقابل بارهای کششی مونوتونیک، کمتر در تحقیقات، به آن پرداخته‌اند. در این تحقیق تجربی، به رفتار سیکلیک کامپوزیت پلیمری با الیاف کربن و تغییرات نیرو (بعبارتی کاهش استحکام یا سفتی ماده) در طول بارگذاری سیکلیک جابجایی-کنترل نیز، پرداخته شده است که به ندرت در پیشینه تحقیق یافت می‌شود. لذا در این مقاله، اثر نرخ و دامنه بارگذاری بر رفتار خستگی کم‌چرخه در کامپوزیت پایه پلیمری تقویت شده با الیاف کربن، تحت بارهای تکرارشونده جابجایی-کنترل، مطالعه شده است. سپس، تغییرات نیروهای پیشینه و کمینه در طول بارگذاری سیکلیک روی ماده، در نرخ‌ها و دامنه‌های بارگذاری مختلف ارائه گردیده است. در ادامه نیز، با استفاده از آنالیز رگرسیون، تحلیل حساسیت پارامترهای نرخ و دامنه جابجایی بر عمر و نیروی پیشینه در طول سیکل‌های بارگذاری، انجام پذیرفته است. بنابراین، از نوآوری‌های این پژوهش می‌توان به تحلیل حساسیت و مطالعه رفتار خستگی کم‌چرخه کامپوزیت‌ها در نرخ‌های مختلف بارگذاری و همچنین ارائه تاریخچه رفتار سیکلیک ماده، اشاره نمود.

## 2- روش تحقیق

در ابتدای امر، شرح روش ساخت نمونه‌های آزمون خستگی، ضروری است. نمونه‌های آزمون با الیاف کربن تک‌جهته و رزین اپوکسی ساخته شد. الیاف کربن استفاده شده ساخت شرکت سیکا با وزن مخصوص 230 گرم بر متر مربع و رزین اپوکسی LY-5052 نیز، ساخت شرکت سیکا بود. ضمناً نسبت وزنی اختلاط رزین با سخت‌کننده HY-5052 برابر با 100 به 38 بود.

در این پژوهش، به‌منظور ساخت نمونه‌های کامپوزیتی، از یک چیدمان انتخابی بصورت  $s[0,90,0]$  استفاده شده است. مشابه چنین ساختاری برای کامپوزیت چندلایه در استاندارد ASTM-D5766 [27] و بصورت  $ns[0_i,90_i]$  آمده است. ضخامت تقریبی هر لایه از الیاف کربن برابر با 0.13 میلی‌متر بود که پس از ترکیب با رزین، به ضخامت تقریبی 0.33 میلی‌متر رسید. نمونه‌ها با استفاده از روش کیسه خلأ و به روش دستی، تولید شد. برای آب‌بندی کیسه خلأ نیز از نوار آب‌بندی استفاده گردید. ابتدا الیاف کربن را در اندازه‌های مد نظر برش زده و سپس، بر روی یک صفحه فولادی که به واکس و فیلم جداکننده، آغشته شده بود، لایه‌گذاری دستی انجام شد. پس از تکمیل لایه‌چینی یک صفحه شیشه‌ای که به واکس و فیلم جداکننده، آغشته شده بود، روی چندلایه قرار گرفت. برای خارج نشدن از محدوده مجاز ضخامت استاندارد ASTM-D5766 [27]، شامل 2 تا 4 میلی‌متر، از چند فاصله دهنده که فاصله بین صفحه شیشه‌ای و صفحه فولادی را ثابت نگه می‌داشت، استفاده شد. روی صفحه

<sup>1</sup> Dacron

15	217	20	2.0
----	-----	----	-----

شایان ذکر است که همه آزمون‌های مونوتونیک و سیکلیک در دمای اتاق اجرا شده‌اند. طبق استاندارد آزمون خستگی ASTM-D7615 [28]، بارگذاری خستگی از نوع نیرو- کنترل است. اما در این پژوهش، برای دقت بیشتر در محاسبه عمر خستگی کم‌چرخه ماده، از بارگذاری جابجایی- کنترل استفاده شده است که در رژیم خستگی کم‌چرخه متداول تر می‌باشد. ضمناً مطابق با استاندارد آزمون کشش ASTM-D5766 [27] برای کامپوزیت چندلایه سوراخ‌دار، فرکانس بارگذاری برابر با 1.27 میلی‌متر بر دقیقه (معادل با 0.05 اینچ بر دقیقه) پیشنهاد شده است. در مقابل، فرکانس‌های 20 و 600 میلی‌متر بر دقیقه در این مقاله، صرفاً انتخاب شده‌اند. با توجه به اینکه هدف از اجرای آزمون کشش مونوتونیک، استخراج محدوده‌ای عددی برای دامنه جابجایی در آزمون‌های خستگی سیکلیک بوده است، لذا اعداد ذکر شده، مطابق با استاندارد آزمون کشش لحاظ نشده‌اند. البته باید به این نکته نیز، دقت نمود که فرکانس بارگذاری سیکلیک، بیشتر از بارگذاری مونوتونیک بوده است. مطابق با استاندارد آزمون خستگی ASTM-D7615 [28] برای کامپوزیت چندلایه سوراخ‌دار، فرکانس بارگذاری باید کمتر از 5 هرتز، در حالت نیرو- کنترل باشد تا از تولید گرما در نمونه جلوگیری نماید. لذا در این پژوهش، فرکانس بارگذاری سیکلیک از 20 هرتز در حالت جابجایی- کنترل، فراتر نرفته است هرچند افزایش دمای محسوس روی نمونه، اندازه‌گیری نشده است [18]. نکته حائز اهمیت دیگر این است که از نمونه‌های کامپوزیتی سوراخ‌دار استفاده شده است تا تاثیر ناپوستگی بر رفتار و عمر خستگی ماده بررسی گردد [28,27]. بر اساس این استانداردها، سوراخ باید به گونه‌ای در نمونه استاندارد ایجاد شود که تاثیری بر استحکام ماده نداشته باشد. برخی از خرابی‌ها همچون لایه لایه شدن، می‌توانند باعث افزایش ظرفیت نیرویی شوند اما بقیه انواع خرابی‌ها، استحکام را کاهش می‌دهند [27]. با توجه به اینکه، فرایند سوراخکاری همزمان باهم و با پارامترهای یکسان روی تمامی نمونه‌ها اجرا شده است، لذا تاثیرگذاری آن روی خواص مواد، بصورت یکسان فرض شده است. وجود سوراخ در نمونه کامپوزیتی باعث افزایش تمرکز تنش و نیروی بیشینه در ناحیه اطراف سوراخ، شده است [30,29] و شروع خرابی‌ها در طی بارگذاری را بدان سمت هدایت می‌کند. لذا احتمال رخداد چندین نوع خرابی و از محل‌های مختلف در کامپوزیت، برای مهیا کردن یک سری داده تجربی قابل اطمینان، کاهش می‌یابد. در همین راستا، داده‌هایی که مربوط به خرابی از نقاطی خارج از ناحیه اطراف سوراخ نمونه هستند، قابل قبول نمی‌باشند [27].

در حین بارگذاری تکرارشونده بر روی نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی، سازوکارهای مختلف خرابی مانند ترک زمینه، شکست الیاف و سایر خرابی‌ها رخ می‌دهد. پس از شکست نهایی، برای تصویربرداری از این سازوکارها، از میکروسکوپ الکترونی روبشی مدل XL30 ساخت شرکت PHILIPS استفاده شد. به دلیل نارسا بودن کامپوزیت، سطح نمونه‌های استاندارد، در مقیاس نانومتری، با نقره پوشش‌دهی شد و سپس در دستگاه میکروسکوپ الکترونی روبشی، تحت خلأ، قرار گرفته و تصویربرداری انجام شد.

به منظور تحلیل حساسیت پارامترهای ورودی مسئله مطرح شده در این پژوهش (شامل نرخ و دامنه جابجایی در آزمون خستگی کم‌چرخه) بر فاکتورهای خروجی (شامل عمر خستگی کم‌چرخه و نیروی بیشینه)، از آنالیز رگرسیون<sup>1</sup> استفاده شده است که از تحلیل‌های آماری می‌باشد. برای این

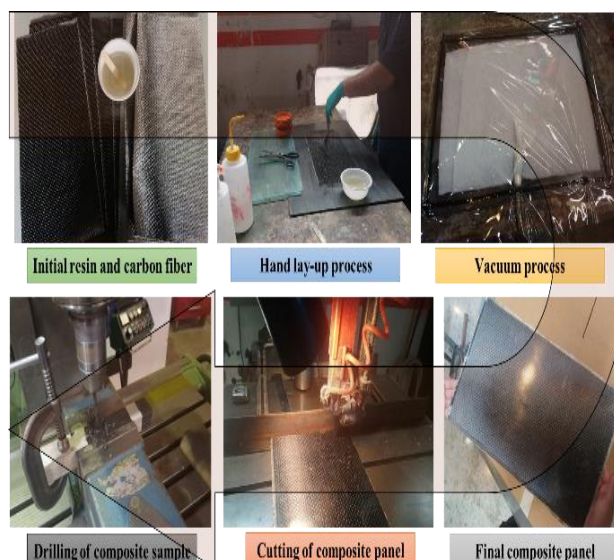


Figure 1 The fabrication process of standard samples

شکل 1 فرایند ساخت نمونه‌های استاندارد



Figure 2 The SAF50 fatigue testing machine, used in this research

شکل 2 دستگاه آزمون خستگی SAF50 مورد استفاده در این پژوهش

جدول 1 شرایط بارگذاری خستگی بر روی نمونه‌های استاندارد کامپوزیتی

Table 1 Fatigue loading conditions on composite standard samples

ردیف	شماره نمونه	فرکانس بارگذاری (Hz)	دامنه جابجایی (mm)
1	203	1	1.0
2	204	5	1.0
3	205	10	1.0
4	206	15	1.0
5	207	20	1.0
6	208	1	1.5
7	209	5	1.5
8	210	10	1.5
9	211	15	1.5
10	212	20	1.5
11	213	1	2.0
12	214	5	2.0
13	215	10	2.0
14	216	15	2.0

<sup>1</sup> Regression Analysis

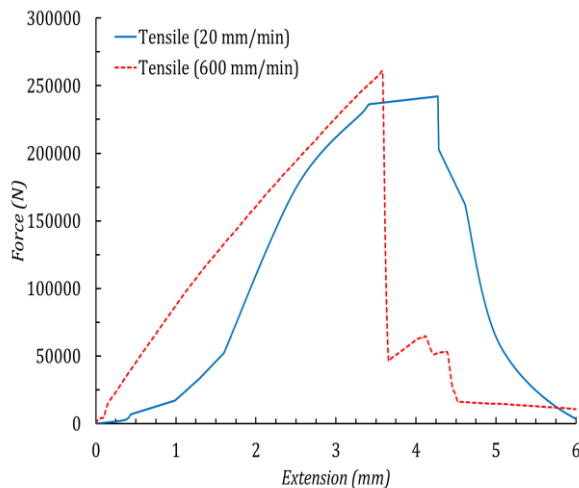


Figure 3 The force-displacement curve under tensile testing

شکل 3 نمودار نیرو-جابجایی تحت آزمون کشش

### 2-3- تحلیل حساسیت داده‌های آزمون خستگی

با توجه به جدول 2 و نتایج بدست آمده بیشینه تنش در جابجایی ثابت و فرکانس‌های بارگذاری مختلف مقدار کمی با افزایش همراه بوده ولی در فرکانس ثابت و جابجایی‌های متفاوت به وضوح با افزایش همراه بوده است که با نتایج سایر محققین هم‌خوانی دارد [25-26]. علیرزاده و همکاران [20]، نشان دادند که در فرکانس ثابت 200 میلی‌متر بر دقیقه، با افزایش دامنه جابجایی از 5.5 تا 7 میلی‌متر، عمر خستگی کامپوزیت به شدت کاهش می‌یابد. این کاهش عمر بصورت یک تابع لگاریتمی از دامنه جابجایی ارائه شد.

مقدار  $R^2$  بیانگر این است که منحنی حاصل از معادله رگرسیونی تا چه اندازه با نقاط روی نمودار انطباق دارد. لذا هرچه مقدار  $R^2$  نزدیک به یک باشد، مدل رگرسیونی بر نقاط نمودار منطبق‌تر خواهد بود [21,20]. مقدار  $R^2$  برای نیروی بیشینه و عمر خستگی به ترتیب 99.02 و 99.17 درصد است که نشان دهنده این است که که مدل تقریباً همه تغییرپذیری داده‌های پاسخ در اطراف میانگین آن را تبیین می‌کند (جدول 3). همان‌طور که در جدول 4، مشاهده می‌شود مقدار P-Value در آنالیز رگرسیون مدل اول برای نیروی بیشینه و عمر خستگی کمتر از 0.05 است، نشان دهنده حساس بودن پارامترهای مدنظر می‌باشد. همچنین، همان‌طور که در شکل‌های 4 و 5 قابل رویت است، با توجه به مقادیر F-Value بدست آمده برای نیروی بیشینه و عمر خستگی می‌توان نتیجه گرفت که عمر خستگی تاثیرگذاری بیشتری دارد. این نتایج با نتایج تحقیق پیشین مطابقت دارد [21,20].

جدول 2 بیشینه نیرو در آزمون خستگی در فرکانس‌ها و دامنه‌های بارگذاری مختلف  
Table 2 The maximum force in fatigue testing at different loading frequencies and amplitudes

ردیف	شماره نمونه	دامنه جابجایی (mm)	فرکانس بارگذاری (Hz)	بیشینه نیرو (N)
1	203		1	183840
2	204		5	193920
3	205	1.0	10	198720
4	206		15	195840
5	207		20	192480
6	208		1	222720
7	209	1.5	5	226080
8	210		10	225600

منظور، در ابتدا با استفاده از آنالیز رگرسیون، تابعی بر اساس پارامترهای ورودی مسئله  $(S_1, S_2, \dots)$  برای یک خروجی، به عنوان تابع هدف  $(F_i)$  ارائه شده است [25].

$$F_i = C_0 + C_1 S_1 + C_2 S_2 + C_3 S_1 S_2 + \dots \quad (1)$$

در ادامه، پس از تطبیق رابطه (1) با داده‌های تجربی، ضرایب تابع هدف  $(C_0, C_1, \dots)$  محاسبه می‌شوند. سپس، با محاسبه میانگین مربعات  $(MS)$  پارامتر مدنظر و مقایسه آن با مقدار مرجع  $(F_{\alpha, a-1, N-a})$ ، حساسیت پارامتر بدست می‌آید [25].

$$F_0 = \frac{MS_{treatment}}{MS_{error}} \quad (2)$$

$$F_0 > F_{\alpha, a-1, N-a} \quad (3)$$

شایان ذکر است که در رابطه (3)، مقدار  $F_{\alpha, a-1, N-a}$  از جداول آماری ANOVA استخراج می‌شود.  $\alpha$  مقدار سطح ریسک را مشخص می‌کند که معمولاً برابر با 0.05 بوده و ضریب اطمینان، 95% در نظر گرفته شده است. مقادیر  $a-1$  و  $N-a$  نیز درجات آزادی پارامتر و خطا را نشان می‌دهد. روابط (1) و (2) برای یک پارامتر قابل اجراست و می‌توان برای چند پارامتر نیز تعمیم داد [25].

علاوه بر مقدار F-Value ذکر شده، مقدار P-Value نیز برای هر پارامتر قابل گزارش است که اگر کمتر از مقدار 0.05 باشد، نشان دهنده حساس بودن پارامتر مدنظر می‌باشد [25]. ضمناً این‌گونه تحلیل‌های آماری در این تحقیق، با استفاده از نرم‌افزار مینی‌تب<sup>1</sup> انجام شد.

### 3- نتایج و تفسیر آن‌ها

#### 3-1- نتایج آزمون کشش

به عنوان اولین نتیجه تجربی، شکل 3، نشان دهنده نمودار نیرو-جابجایی از دو آزمون کشش می‌باشد که برای بدست آوردن مقدار جابجایی بیشینه و تعیین دامنه جابجایی در آزمون خستگی است. همان‌گونه که از شکل 2 مشخص است، با افزایش نرخ بارگذاری، مقدار نیروی بیشینه افزایش یافته اما تغییر شکل در همان نقطه، کاهش پیدا کرده است که با نتایج سایر محققین، در این زمینه، هم‌خوانی دارد [25,35-31]. هر چند این تغییرات، زیاد نیستند و نیروی بیشینه در حدود 7 درصد تغییر کرده است. آزادی و همکاران [7]، نشان دادند که افزایش نیرو در فرکانس‌های زیاد بارگذاری مونوتونیک، می‌تواند ناشی از تمایل بیشتر کامپوزیت به رفتار ترد یا شکننده باشد.

شایان ذکر است که هدف اصلی از اجرای آزمون کشش، تعیین محدوده جابجایی در آزمون خستگی بوده است. این مقدار تغییر شکل در نیروی بیشینه در محدوده 3.5 تا 4.5 میلی‌متر است. لذا بر این اساس، مقادیر دامنه جابجایی در آزمون خستگی کم‌چرخه، برابر با 1.0، 1.5 و 2.0 میلی‌متر تعیین شد.

<sup>1</sup> Minitab

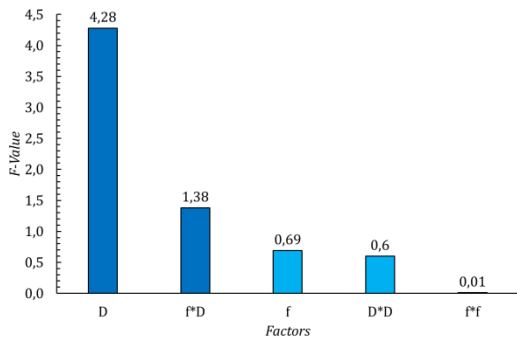


Figure 5 The maximum force objective function

شکل 5 تابع هدف نیروی بیشینه

### 3-3-تأثیر فرکانس بارگذاری بر عمر

شکل‌های 6 تا 8 به ترتیب مقادیر عمر خستگی با چهار فرکانس بارگذاری 1، 5، 10 و 15 هرتز در جابجایی‌های ثابت برابر با 1، 1.5 و 2 میلی‌متر را نشان می‌دهد. همان‌گونه که از شکل‌های 6 تا 8 مشخص است، بطور کلی، مقدار عمر خستگی در جابجایی ثابت با افزایش فرکانس بارگذاری روندی افزایشی و مستقیم در هر فرکانس بارگذاری دارد و در جابجایی 2 میلی‌متر، مقدار عمر خستگی، با افزایش فرکانس بارگذاری روندی رو به افزایش تقریباً برابر در هر فرکانس دارد همچنین رابطه افزایش عمر خستگی با افزایش فرکانس بارگذاری تقریباً خطی است. ولی در جابجایی 1.5 میلی‌متر، روند مقدار افزایش عمر خستگی با افزایش فرکانس بارگذاری از 1 هرتز به 5 هرتز بسیار کمتر از افزایش مقدار عمر خستگی در فرکانس بارگذاری از 5 هرتز به 10 هرتز است و غیرخطی است. همچنین بعد از فرکانس بارگذاری 10 هرتز افزایش عمر خستگی روندی تقریباً خطی را طی می‌کند. در جابجایی 2 میلی‌متر نیز روند افزایش عمر خستگی رابطه‌ای غیرخطی دارد و همچنان روندی افزایشی دارد. همچنین با افزایش مقدار جابجایی، عمر خستگی در هر فرکانس بارگذاری کاهش می‌یابد و رابطه‌ای معکوس دارد [25,24].

معادله مربوط به عمر خستگی و فرکانس بارگذاری در رابطه‌های (12) تا (14) به ترتیب برای جابجایی‌های 2، 1.5 و 1 میلی‌متر برای فرکانس‌های مختلف آورده شده است.

$$\text{Fatigue lifetime (cycle)} = 177 + 1812.6 f \text{ (Hz)} \quad (12)$$

$$\text{Fatigue lifetime (cycle)} = -1019 + 693.1 f \text{ (Hz)} \quad (13)$$

$$\text{Fatigue lifetime (cycle)} = -5.7 + 5.422 f \text{ (Hz)} \quad (14)$$

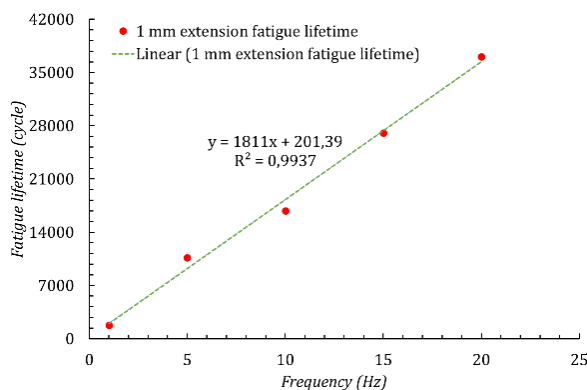


Figure 6 The loading frequency-fatigue lifetime diagram at 1 mm

شکل 6 نمودار فرکانس بارگذاری-عمر خستگی با دامنه 1 میلی‌متر

227040	15	211	9
220800	20	212	10
266240	1	213	11
238080	5	214	12
245280	10	215	13
249600	15	216	14
248640	20	217	15

جدول 3 دقت تحلیل رگرسیون

Table 3 The accuracy of the regression analysis

R <sup>2</sup> (Pred)	R <sup>2</sup> (Adj)	R <sup>2</sup>	P-Value	تابع هدف
76.69	90.93	99.17	0.000	نیروی بیشینه
96.59	98.47	99.02	0.000	عمر خستگی

جدول 4 تحلیل حساسیت و پارامتر P-Value

Table 4 The sensitivity analysis and the P-Value parameter

F*D	D*D	D	f*f	f	تابع هدف
0.270	0.457	0.069	0.936	0.429	نیروی بیشینه
0.000	0.002	0.002	0.881	0.000	عمر خستگی

معادله مربوط به تنش بیشینه و فرکانس بارگذاری ( $f$ ) در روابط (4) تا (6) به ترتیب برای جابجایی‌های 2، 1.5 و 1 میلی‌متر برای فرکانس‌های مختلف آورده شده است.

$$\text{Max. Stress (MPa)} = 394 + 0.784 f \text{ (Hz)} \quad (4)$$

$$\text{Max. Stress (MPa)} = 469.08 - 0.146 f \text{ (Hz)} \quad (5)$$

$$\text{Max. Stress (MPa)} = 504.03 + 0.743 f \text{ (Hz)} \quad (6)$$

معادله مربوط به تنش بیشینه و جابجایی ( $D$ ) در رابطه (7) تا رابطه (9) به ترتیب برای فرکانس‌های 1، 5، 10، 15 و 20 هرتز آورده شده است.

$$\text{Max. Stress (MPa)} = 258.3 + 130 D \text{ (mm)} \quad (7)$$

$$\text{Max. Stress (MPa)} = 319 + 92 D \text{ (mm)} \quad (8)$$

$$\text{Max. Stress (MPa)} = 319.5 + 97 D \text{ (mm)} \quad (9)$$

$$\text{Max. Stress (MPa)} = 299 + 112 D \text{ (mm)} \quad (10)$$

$$\text{Max. Stress (MPa)} = 284.167 + 117 D \text{ (mm)} \quad (11)$$

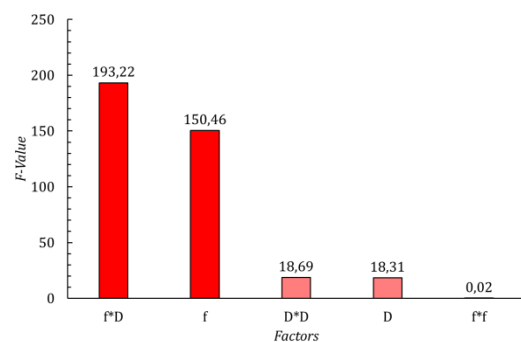


Figure 4 The fatigue lifetime objective function

شکل 4 تابع هدف عمر خستگی

محدوده 0.5 تا 15 هرتز تحت خستگی پرچرخه برای کامپوزیت چندلایه ترموپلاستیک، عمر کاهش می‌یابد که علت آن، افزایش بیش از حد دما، به دلیل اصطکاک و لغزش بین لایه‌های کامپوزیت، طی سیکل‌های بارگذاری اعلام شده است. این افزایش شدید دما، حتی تا 110 درجه سانتیگراد نیز گزارش شده است [34]. در حالی که نتایج این پژوهش، نشان از افزایش عمر خستگی با افزایش فرکانس دارد و لذا، بحث عدم افزایش دما در کامپوزیت چندلایه، طی بارگذاری را تایید می‌کند.

#### 4-3- تاثیر دامنه جابجایی بر عمر

جدول 5 و شکل‌های 9 تا 13 به ترتیب مقادیر عمر خستگی با سه جابجایی 1، 1.5 و 2 میلی‌متر در چهار فرکانس بارگذاری ثابت 1، 5، 10، 15 و 20 هرتز را نشان می‌دهد. همان‌گونه که از جدول 5 و شکل‌های 9 تا 13 مشخص است به طور کلی مقدار عمر خستگی در فرکانس بارگذاری ثابت با افزایش جابجایی روندی کاهشی و معکوس در هر جابجایی دارد و در فرکانس‌های 1 و 5 هرتز، کاهش عمر خستگی از 1 به 1.5 میلی‌متر بسیار بیشتر از کاهش عمر خستگی از 1.5 به 2 میلی‌متر است. ولی در فرکانس‌های 10، 15 و 20 هرتز، کاهش عمر خستگی از 1 به 1.5 میلی‌متر کمی بیشتر از کاهش عمر خستگی از 1.5 به 2 میلی‌متر است و بطور کلی، رابطه کاهش عمر خستگی با افزایش جابجایی غیر خطی است. همچنین با افزایش مقدار فرکانس بارگذاری مقدار عمر خستگی در هر جابجایی افزایش می‌یابد و رابطه‌ای مستقیم دارد [20-21].

همان‌گونه که گفته شد، یکی از راهکارهای بررسی تکرارپذیری داده‌های تجربی، مقدار ضریب تعیین است. در این بخش که تاثیر دامنه جابجایی بر عمر خستگی مطالعه شده است، کمترین مقدار ضریب تعیین، حدود 80 درصد است. هر چند محدوده پراکنده در این بخش، نسبت به بخش قبلی (تاثیر فرکانس بارگذاری بر عمر)، بیشتر است اما همچنان برای کامپوزیت چندلایه سوراخ‌دار، مناسب به نظر می‌رسد.

نتایج تحلیل حساسیت مربوط به عمر خستگی در فرکانس‌های ثابت و جابجایی مختلف به کمک نرم‌افزار مینی‌تیب نیز در جدول 6 ارائه شده است. همان‌گونه که از جدول 6 مشخص است، در فرکانس‌های 1، 5، 10، 15 و 20 هرتز تغییر جابجایی تاثیری در مقدار عمر خستگی ندارد. ولی در فرکانس 10 هرتز تغییر جابجایی در مقدار عمر خستگی تاثیرگذار خواهد بود. البته باید دقت نمود که مقدار P-Value در این فرکانس، 0.049 است که بسیار به مقدار بحرانی آن یعنی 0.05 نزدیک است و می‌توان بطور کلی ادعا نمود که در تمام فرکانس‌های بارگذاری، دامنه جابجایی، تاثیری زیادی بر عمر خستگی کم‌چرخه کامپوزیت چندلایه سوراخ‌دار ندارد و عملاً از نقطه نظر تحلیل کمی، در یک فرکانس بارگذاری ثابت، پارامتر موثری نخواهد بود.

جدول 5 نتایج آزمون خستگی در فرکانس‌های بارگذاری ثابت و دامنه مختلف

Table 5 Fatigue test results at constant loading frequencies and different amplitudes

عمر (cycle)	دامنه جابجایی (mm)	فرکانس بارگذاری (Hz)
1733	1.0	1
234	1.5	
11	2.0	
10660	1.0	5
709	1.5	

<sup>2</sup> Ruzek

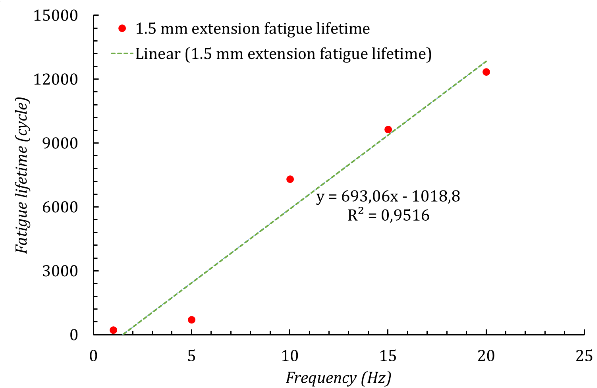


Figure 7 The loading frequency-fatigue lifetime diagram at 1.5 mm

شکل 7 نمودار فرکانس بارگذاری- عمر خستگی با دامنه 1.5 میلی‌متر

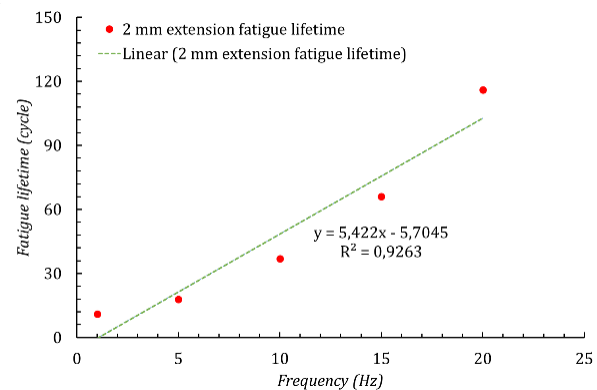


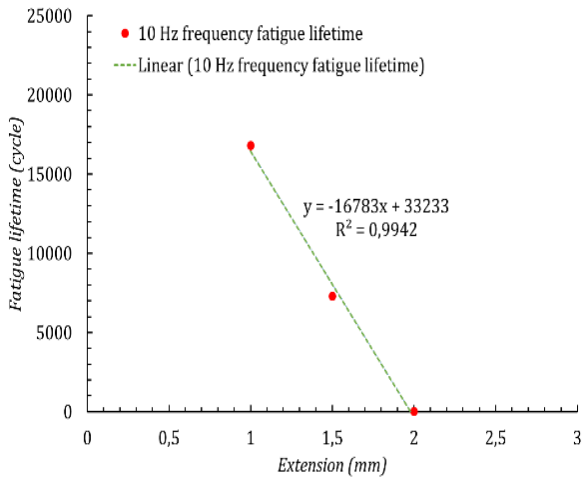
Figure 8 The loading frequency-fatigue lifetime diagram at 2 mm

شکل 8 نمودار فرکانس بارگذاری- عمر خستگی با دامنه 2 میلی‌متر

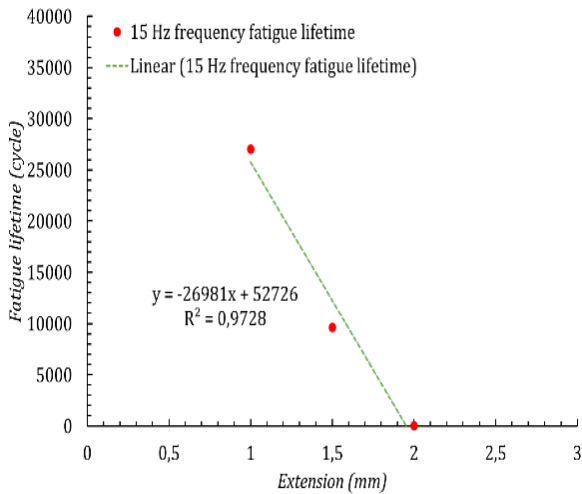
نکته حائز اهمیت دیگر در مورد تکرارپذیری آزمون‌های خستگی، این است که با توجه به شکل‌های 6 تا 8، مقدار ضریب تعیین ( $R^2$ )، بیشتر از 93 درصد محاسبه شده است که نشان دهنده قابلیت اطمینان به داده‌های تجربی بدست آمده، در این مقاله، در هر یک از شرایط بارگذاری، فقط یک آزمون خستگی اجرا شده است که نیازمند اجرای آزمون‌های بیشتری برای دقت بیشتری نتایج بود. اما تحلیل داده‌ها نشان داد که این محدوده پراکندگی برای کامپوزیت، در رژیم خستگی کم‌چرخه کوچک بوده و نتایج را تحت تاثیر خود قرار نداده است. ضمناً انتخاب سطوح مختلف نزدیک بهم برای دامنه جابجایی (1، 1.5 و 2 میلی‌متر) و فرکانس بارگذاری (1، 5، 10، 15 و 20 هرتز)، دقت به همین نکته بوده است تا از پراکندگی بیش از حد داده‌های تجربی، جلوگیری شود. همچنین، ذکر این نکته قابل توجه است که بطور کلی، محدوده پراکندگی در رژیم خستگی کم‌چرخه بسیار کوچکتر از رژیم خستگی پرچرخه است. لذا لزوم بررسی تکرارپذیری در رژیم خستگی پرچرخه اهمیت بیشتری دارد که این مورد در سایر تحقیقات [21,20,4] نیز مشاهده می‌شود.

شکرپه و اسم‌خانی [18] نشان دادند که با تغییر فرکانس بارگذاری بین 2، 3 و 5 هرتز برای رزین اپوکسی، عمر خستگی خمشی سه‌نقطه، به شدت افزایش یافته است. چنین رفتاری در کامپوزیت رزین اپوکسی با الیاف کربن این پژوهش، تحت بارگذاری سیکلیک کشش-کشش نیز، مشاهده گردید. اما در مقابل، روزک<sup>2</sup> و همکاران [34]، نشان دادند با افزایش فرکانس بارگذاری در

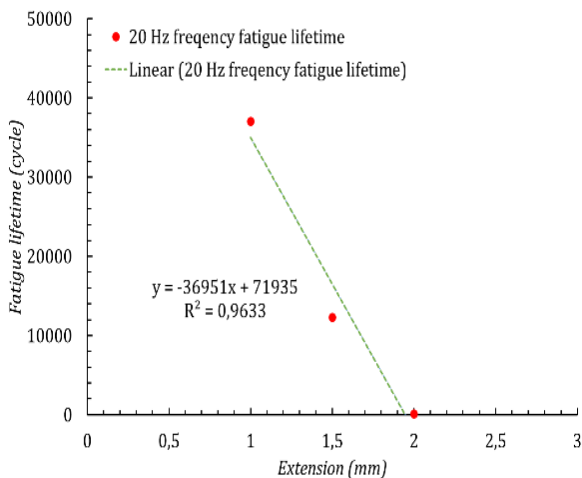
<sup>1</sup> Coefficient of determination



**Figure 11** The displacement-fatigue lifetime under 10 Hz  
 شکل 11 نمودار جابجایی- عمر خستگی با فرکانس 10 هرتز

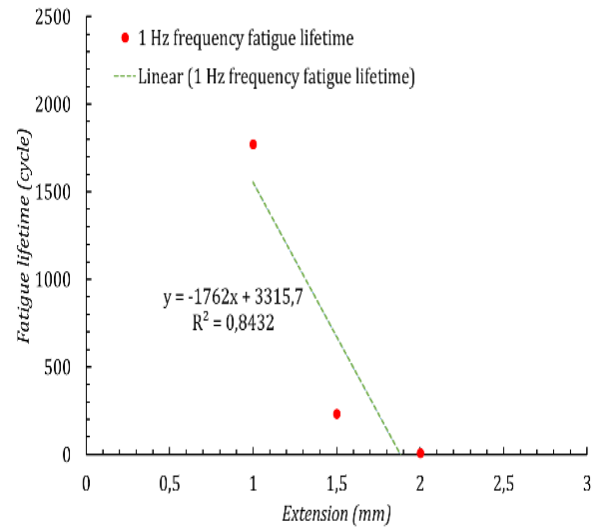


**Figure 12** The displacement-fatigue lifetime under 15 Hz  
 شکل 12 نمودار جابجایی- عمر خستگی با فرکانس 15 هرتز

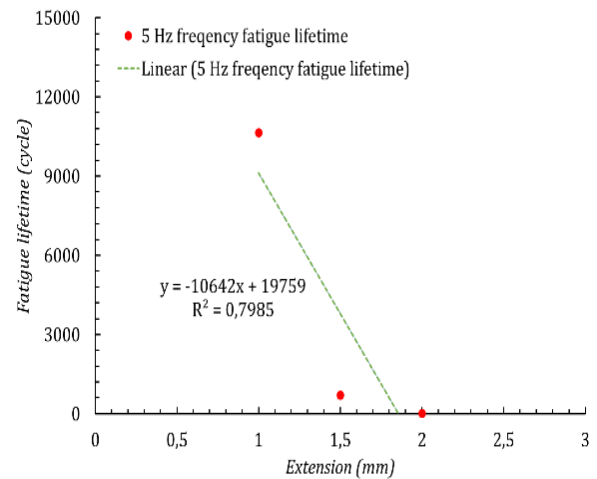


**Figure 13** The displacement-fatigue lifetime under 20 Hz  
 شکل 13 نمودار جابجایی- عمر خستگی با فرکانس 20 هرتز

18	2.0	
16820	1.0	
7318	1.5	10
37	2.0	
27047	1.0	
9650	1.5	15
66	2.0	
37067	1.0	
12341	1.5	20
116	2.0	

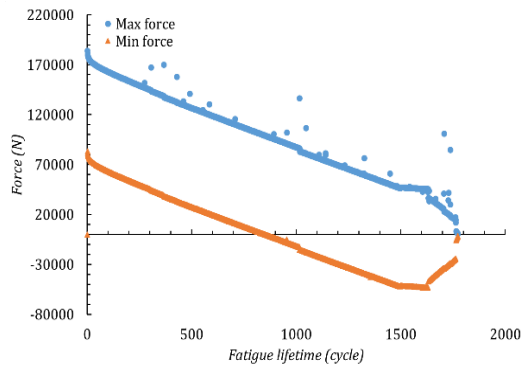


**Figure 9** The displacement-fatigue lifetime diagram under 1 Hz  
 شکل 9 نمودار جابجایی- عمر خستگی با فرکانس 1 هرتز



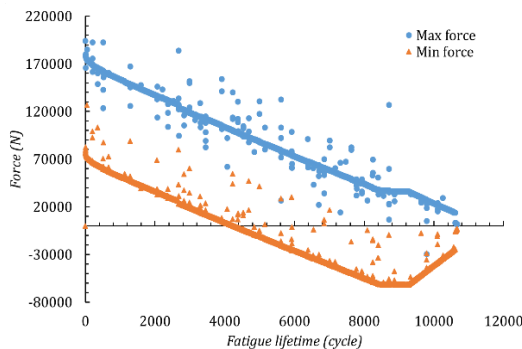
**Figure 10** The displacement-fatigue lifetime diagram under 5 Hz  
 شکل 10 نمودار جابجایی- عمر خستگی با فرکانس 5 هرتز

می‌کند. در کامپوزیت‌ها، کمترین مقاومت یا نیرو یا تنش شکست یا سفتی را رزین یا همان ماتریس دارد که با شروع ترک‌ها در آن و به هم پیوستن آنها، پدیده جدایش الیاف از ماتریس و جدایش بین لایه‌ای (لایه لایه شدن) اتفاق می‌افتد که در مجموع باعث از هم گسیختگی جسم و کمتر شدن نیروی بیشینه و استحکام یا سفتی آن، با افزایش تعداد سیکل‌ها می‌شود [35,34].



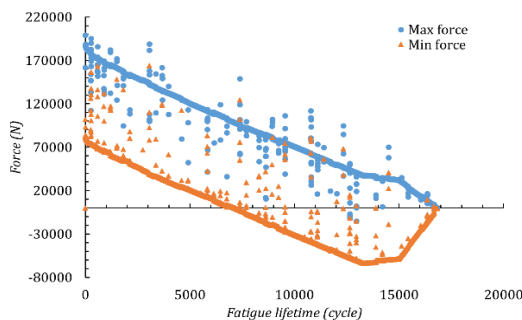
**Figure 14** The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 1 mm and under 1 Hz

شکل 14 نمودار نیروی بیشینه و کمینه- عمر خستگی با دامنه 1 میلی‌متر و فرکانس 1 هرتز



**Figure 15** The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 1 mm and under 5 Hz

شکل 15 نمودار نیروی بیشینه و کمینه- عمر خستگی با دامنه 1 میلی‌متر و فرکانس 5 هرتز



**Figure 16** The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 1 mm and under 10 Hz

شکل 16 نمودار نیروی بیشینه و کمینه- عمر خستگی با دامنه 1 میلی‌متر و فرکانس 10 هرتز

**جدول 6** نتایج تحلیل حساسیت مربوط به عمر خستگی در فرکانس‌های ثابت و جابجایی مختلف

**Table 6** Results of the sensitivity analysis related to the fatigue lifetime at constant frequencies and different displacement

Frequency (Hz)	1	5	10	15	20
F-Value	5.46	3.96	171.30	35.78	26.21
P-Value	0.257	0.296	0.049	0.105	0.123

معادله مربوط به عمر خستگی و جابجایی در رابطه‌های (15) تا (19) به ترتیب برای فرکانس‌های 1، 5، 10، 15 و 20 هرتز، آورده شده است.

$$\text{Fatigue lifetime (cycle)} = 3242 - 1722 D \text{ (mm)} \quad (15)$$

$$\text{Fatigue lifetime (cycle)} = 19759 - 10642 D \text{ (mm)} \quad (16)$$

$$\text{Fatigue lifetime (cycle)} = 33233 - 16783 D \text{ (mm)} \quad (17)$$

$$\text{Fatigue lifetime (cycle)} = 52726 - 26981 D \text{ (mm)} \quad (18)$$

$$\text{Fatigue lifetime (cycle)} = 71935 - 36951 D \text{ (mm)} \quad (19)$$

### 5-3- تاثیر هم‌زمان دامنه و فرکانس بارگذاری بر بیشینه تنش و عمر

بر اساس نتایج تحلیل رگرسیون بر روی داده‌های تجربی، معادله مربوط به تنش بیشینه و عمر خستگی در رابطه‌های 20 و 21 نشان داده شده است.

$$\begin{aligned} \text{Max. Stress (MPa)} = & 194.5 + 239.6 \times D \text{ (mm)} \\ & + 2.55 \times f \text{ (Hz)} \\ & - 43.2 \times D \text{ (mm)} \times D \text{ (mm)} \\ & - 0.0967 \times f \text{ (Hz)} \times f \text{ (Hz)} \\ & - 0.042 \times D \text{ (mm)} \times f \text{ (Hz)} \end{aligned} \quad (20)$$

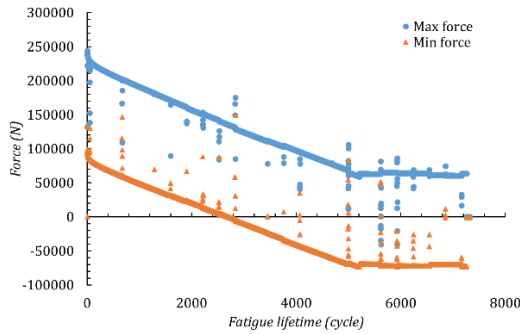
$$\begin{aligned} \text{Fatigue lifetime (cycle)} = & 27646 - 39868 \times D \text{ (mm)} \\ & + 3516 \times f \text{ (Hz)} \\ & + 13228 \times D \text{ (mm)} \\ & \times D \text{ (mm)} \\ & + 1.50 \times f \text{ (Hz)} \times f \text{ (Hz)} \\ & - 1807 \times D \text{ (mm)} \times f \text{ (Hz)} \end{aligned} \quad (21)$$

ضریب بیشتر ترم جابجایی ( $D$ ) نسبت به ضریب فرکانس ( $f$ ) در روابط فوق، نشان دهنده آن است که اثر دامنه جابجایی بر عمر خستگی و تنش بیشینه، بیشتر از فرکانس است. ضمناً با توجه به نتایج تجربی می‌توان این‌گونه به نتیجه رسید، در مواقعی که مشخصه‌های یاد شده در مقدار عمر و بیشینه نیرو تاثیرگذار هستند، رفتار ماده شکننده‌تر می‌شود که در سایر نتایج محققین نیز گزارش شده است [31-33].

### 6-3- نمودارهای نیرو- عمر

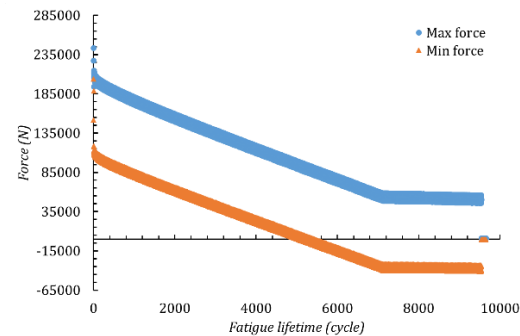
در این بخش و در شکل 14 تا شکل 28، نمودارهای نیروی بیشینه و کمینه در طول سیکل‌های بارگذاری، در شرایط آزمون متفاوت آورده شده است. همان‌گونه که از این اشکال مشخص است رفتار ماده مورد استفاده در آزمون خستگی کم‌چرخه و در همه حالات گفته شده نرم‌شدگی<sup>1</sup> بوده که بیانگر کمتر شدن نیروهای بیشینه و کمینه با افزایش مقدار عمر خستگی می‌باشد. چنین رفتار مشابهی توسط علیزاده و همکاران [20]، در فرکانس ثابت 200 میلی‌متر بر دقیقه، برای کامپوزیت چند لایه تحت بارگذاری خستگی نیز، گزارش گردید. همچنین در مقطعی قبل از شکست نهایی مقدار نیروهای بیشینه و کمینه ثابت شده و در انتها شکست اتفاق می‌افتد. شایان ذکر است که تفاوت نرم‌شدگی سیکلی در فلزات و کامپوزیت‌ها در این است که در فلزات علت کاهش نیرو یا تنش بیشینه با افزایش عمر این است که جسم شروع به ترک کرده و رشد می‌کند، در نتیجه مقاومت جسم کمتر شده و نیرو یا تنش بیشینه کاهش پیدا

<sup>1</sup> Softening



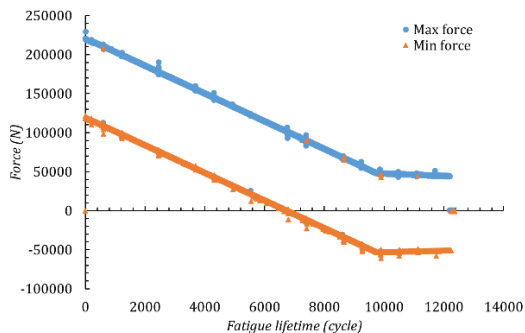
**Figure 21** The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 1.5 mm and under 10 Hz

شکل 21 نمودار نیروی بیشینه و کمینه- عمر خستگی با دامنه 1.5 میلی‌متر و فرکانس 10 هرتز



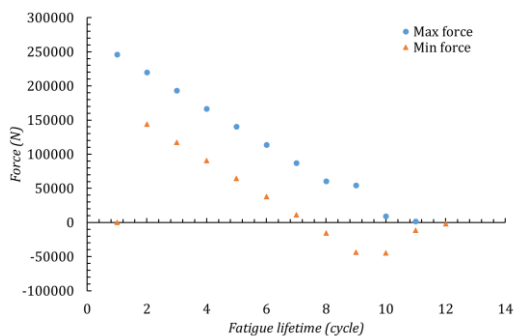
**Figure 22** The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 1.5 mm and under 15 Hz

شکل 22 نمودار نیروی بیشینه و کمینه- عمر خستگی با دامنه 1.5 میلی‌متر و فرکانس 15 هرتز



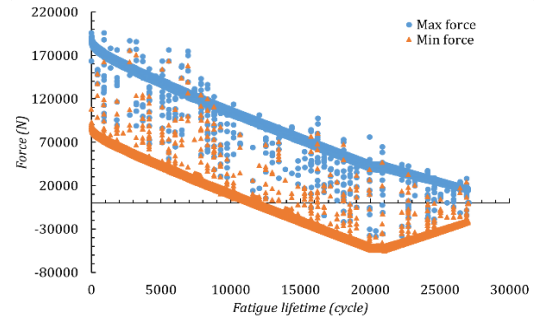
**Figure 23** The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 1.5 mm and under 20 Hz

شکل 23 نمودار نیروی بیشینه و کمینه- عمر خستگی با دامنه 1.5 میلی‌متر و فرکانس 20 هرتز



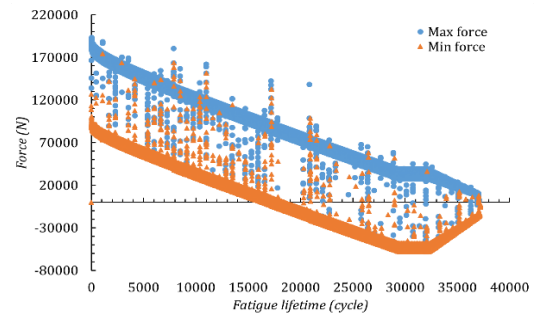
**Figure 24** The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 2 mm and under 1 Hz

شکل 24 نمودار نیروی بیشینه و کمینه- عمر خستگی با دامنه 2 میلی‌متر و فرکانس 1 هرتز



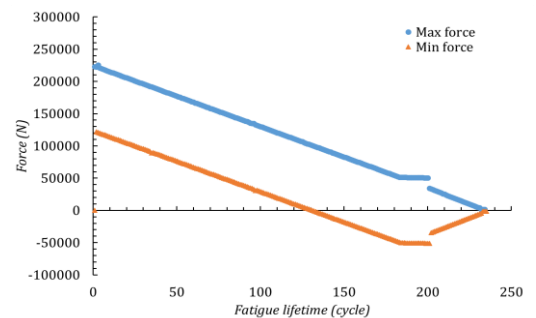
**Figure 17** The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 1 mm and under 15 Hz

شکل 17 نمودار نیروی بیشینه و کمینه- عمر خستگی با دامنه 1 میلی‌متر و فرکانس 15 هرتز



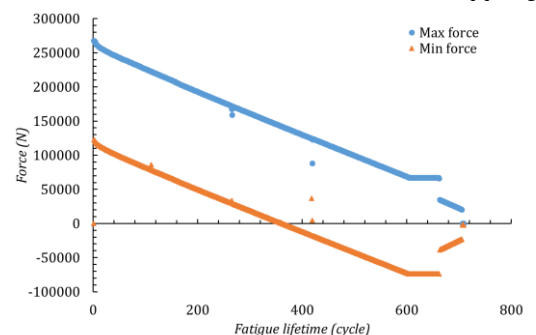
**Figure 18** The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 1 mm and under 20 Hz

شکل 18 نمودار نیروی بیشینه و کمینه- عمر خستگی با دامنه 1 میلی‌متر و فرکانس 20 هرتز



**Figure 19** The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 1.5 mm and under 1 Hz

شکل 19 نمودار نیروی بیشینه و کمینه- عمر خستگی با دامنه 1.5 میلی‌متر و فرکانس 1 هرتز



**Figure 20** The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 1.5 mm and under 5 Hz

شکل 20 نمودار نیروی بیشینه و کمینه- عمر خستگی با دامنه 1.5 میلی‌متر و فرکانس 5 هرتز

شکل 28 نمودار نیروی بیشینه و کمینه - عمر خستگی با دامنه 2 میلی‌متر و فرکانس 20 هرتز

وو و ژولوبکو [3]. نشان دادند که با افزایش تعداد سیکل‌های بارگذاری خستگی در یک کامپوزیت چندلایه، مدول کششی معادل ماده، به دلیل تجمع آسیب، کاهش می‌یابد. این گونه آسیب‌ها شامل ایجاد میکروتکرک‌ها و رشد آنها در رزین، لایه لایه شدن کامپوزیت، جدایش الیاف و شکست آنها می‌باشد. در این تحقیق نیز، در تمامی شکل‌های فوق، کاهش در نیرو طی اعمال سیکل‌های بیشتر مشاهده می‌گردد.

در شکل 29، نمودار دامنه و میانگین تنش برحسب عمر برای تغییرات دامنه در فرکانس بارگذاری 1 هرتز و در شکل 30، نمودار دامنه و میانگین تنش بر حسب عمر برای تغییرات فرکانس در دامنه جابجایی 2 میلی‌متر نشان داده شده است. همان‌گونه که در شکل‌های 29 و 30 مشاهده می‌شود، مقدار تنش میانگین در هر آزمون برای تغییرات دامنه در فرکانس ثابت دارای تفاوت در مقدار آن در هر جابجایی است ولی مقدار تنش میانگین در هر آزمون برای تغییرات فرکانس در جابجایی ثابت دارای مقدار ثابتی است. همچنین دامنه تنش در هر آزمون و در شرایط تغییرات دامنه در فرکانس ثابت و در شرایط تغییرات فرکانس در جابجایی ثابت، مقداری ثابت است.

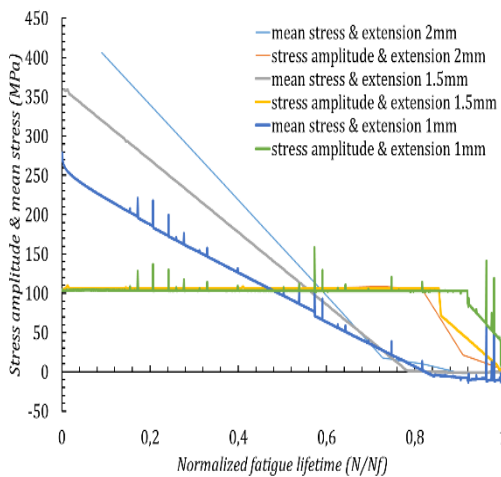


Figure 29 The diagram of stress amplitude and mean stress-lifetime under 1 Hz of the loading frequency for displacement changes

شکل 29 نمودار دامنه و میانگین تنش - عمر برای تغییرات دامنه در فرکانس بارگذاری 1 هرتز

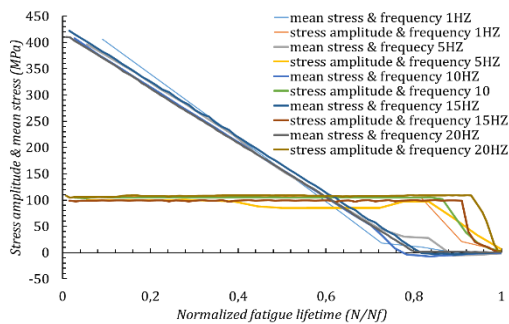


Figure 30 The diagram of stress amplitude and mean stress-lifetime at 2 mm of the displacement amplitude for frequency changes

شکل 30 نمودار دامنه و میانگین تنش - عمر برای تغییرات فرکانس در دامنه جابجایی 2 میلی‌متر

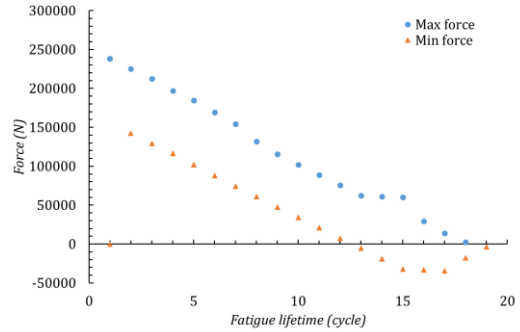


Figure 25 The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 2 mm and under 5 Hz

شکل 25 نمودار نیروی بیشینه و کمینه - عمر خستگی با دامنه 2 میلی‌متر و فرکانس 5 هرتز

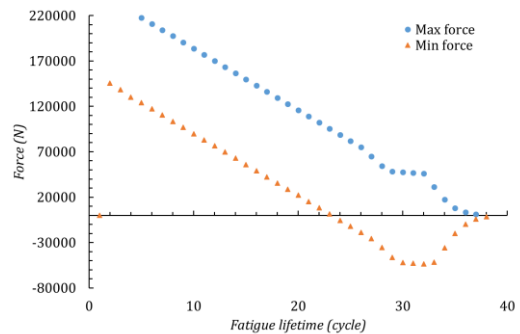


Figure 26 The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 2 mm and under 10 Hz

شکل 26 نمودار نیروی بیشینه و کمینه - عمر خستگی با دامنه 2 میلی‌متر و فرکانس 10 هرتز

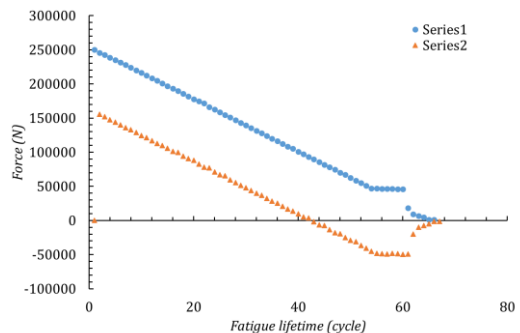


Figure 27 The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 2 mm and under 15 Hz

شکل 27 نمودار نیروی بیشینه و کمینه - عمر خستگی با دامنه 2 میلی‌متر و فرکانس 15 هرتز

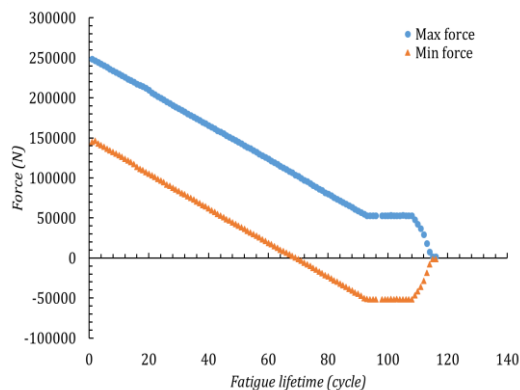


Figure 28 The diagram of maximum and minimum force-fatigue lifetime at 2 mm and under 20 Hz

**Figure 34** The failure surface of samples at 1.5 mm and under 1, 5, 10, 15 and 20 Hz

شکل 34 سطح شکست نمونه‌های با دامنه جابجایی 1.5 میلی‌متر و فرکانس‌های 1، 5، 10، 15 و 20 هرتز



**Figure 35** The failure surface of samples at 2 mm and under 1, 5, 10, 15 and 20 Hz

شکل 35 سطح شکست نمونه‌های با دامنه جابجایی 2 میلی‌متر و فرکانس‌های 1، 5، 10، 15 و 20 هرتز

در شکل 35 هر سه مکانیزم خرابی ترک ماتریسی، شکست الیاف (یا فیبر) و جدایش الیاف از ماتریس قابل مشاهده است. همان طور که مشاهده می‌شود ابتدا ماتریس ترک برداشته و سپس الیاف کربن، به تنهایی، قادر به تحمل بار نبوده و آنها نیز دچار شکست شده‌اند.

در شکل‌های 36 تا 40 شکست ماتریس<sup>1</sup>، جدا شدن الیاف از ماتریس<sup>2</sup> و شکست الیاف<sup>3</sup> به خوبی قابل مشاهده است. این گونه آسیب‌ها در تحقیقات پیشین نیز گزارش شده است [2,37-36]. همان گونه که در شکل‌های 36 تا 40 مشخص است در الیاف با زاویه 90 درجه بیشترین سازوکار خرابی شامل ترک ماتریسی و جدایش الیاف از ماتریس است، در حالی که در الیاف با زاویه 0 درجه سازوکار شکست الیاف هم به خوبی قابل مشاهده است. به دلیل اینکه بارگذاری در جهت زاویه 0 درجه انجام شده الیاف نیروی بیشتری از حالت 90 درجه تحمل کرده و درصد شکست آنها بیشتر است. زمانی که نمونه کامپوزیتی تحت بارهای سیکلیک قرار گرفته است، آسیب از لبه‌ها و اطراف سوراخ شروع به پیشرفت به سمت یکدیگر کرده است. در فصل مشترک بین لایه‌های 0 و 90 درجه، ترک ماتریسی و جدایش الیاف از ماتریس در اثر جدایش این دو لایه قابل تشخیص است. نتایج این تحقیق با تحقیقات پیشین نیز، مطابقت دارد [21-20]. همچنین از مقایسه این شکل‌های 36 تا 40 مشخص می‌گردد که با افزایش فرکانس بارگذاری، درصد شکست الیاف بیشتر می‌گردد.

روزک و همکاران [34]، ادعا کردند که سطوح شکست در کامپوزیت ترموپلاستیک تحت بارگذاری مونوتونیک و سیکلیک (حتی در فرکانس‌های مختلف اعمال بار)، مشابه است. بر اساس تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی، مکانیزم شکست غالب شامل جدایش الیاف کربن از ماتریس بود. البته نکته حائز اهمیت تحقیق فوق، افزایش بیش از حد دما ماده در طی بارگذاری سیکلیک است [34]. آزادی و همکاران [7]، عدم تغییر کیفی مکانیزم‌های آسیب در کامپوزیت چندلایه، طی بارگذاری مونوتونیک با فرکانس‌های مختلف را گزارش کردند. این در حالی است که بصورت کیفی، می‌توان ادعا نمود که درصد شکست الیاف با فرکانس بارگذاری، در این پژوهش افزایش یافته است. یا به عبارت دیگر، مکانیزم آسیب با تغییر فرکانس بارگذاری، تغییر کرده است. این تغییرات کم (افزایش درصد شکست الیاف با افزایش فرکانس بارگذاری مونوتونیک)، در مرجع [7] نیز، با استفاده از تحلیل کمی داده‌های انتشار صوت گزارش شده است.

شایان ذکر است که شاید لفظ تنش در این بخش، برای کامپوزیت چندلایه، چندان صحیح نباشد اما مقدار تنش کلی سازه کامپوزیتی، با تقسیم نیرو بر سطح مقطع نمونه آزمون (با لحاظ کردن سوراخ) و مطابق با استاندارد آزمون خستگی برای کامپوزیت چندلایه سوراخ‌دار، محاسبه شده است [28]. با توجه به اینکه اندازه سطح مقطع تمامی نمونه‌های آزمون خستگی یکسان بوده و لذا نتایج شکل‌های 29 و 30 در حالت کلی، قابل مقایسه هستند.

### 7-3 تصاویر سطح شکست و تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی

شکل 31، نشان دهنده همه نمونه‌های شکسته شده پس از انجام آزمون خستگی و شکل 32 نشان دهنده شکست نمونه‌های تحت بارگذاری کششی است. در ادامه، از هر دامنه جابجایی یک تصویر برای نمونه آورده شده است. در شکل‌های 33 تا 35 تصاویر سطح شکست مربوط به شرایط آزمون مختلف در قطعات ملاحظه می‌شود. در شکل‌های 36 تا 40 تصویر میکروسکوپ الکترونی روبشی در هر فرکانس بارگذاری به‌عنوان نمونه سطح شکست در سوراخ نشان داده شده است.



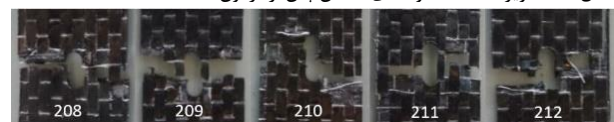
**Figure 31** Broken specimens of tensile and fatigue after testing

شکل 31 نمونه‌های شکسته شده کشش و خستگی پس از آزمون



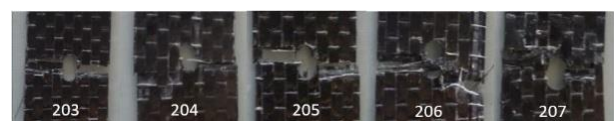
**Figure 32** The failure image of tensile samples after testing

شکل 32 تصویر شکست نمونه‌های کشش پس از آزمون



**Figure 33** The failure surface of samples at 1 mm and under 1, 5, 10, 15 and 20 Hz

شکل 33 سطح شکست نمونه‌های با دامنه جابجایی 1 میلی‌متر و فرکانس‌های 1، 5، 10، 15 و 20 هرتز



<sup>3</sup> Fiber breakage

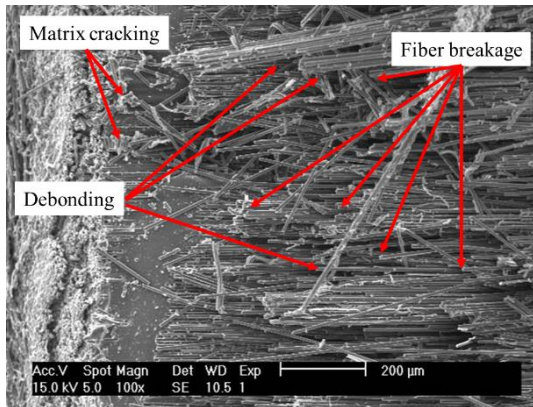
<sup>1</sup> Matrix cracking

<sup>2</sup> Debonding

**Figure 39** The scanning electron microscopy image under 15 Hz of loading frequency

شکل 39 تصویر میکروسکوپ الکترونی روبشی مربوط به فرکانس بارگذاری 15 هرتز

شایان ذکر است که همه تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی، از نزدیکی سوراخ و روی سطح نمونه، گرفته شده است. همچنین، در این تصاویر، اثری از برخی از آسیب‌های متداول همچون پدیده پل زدن<sup>1</sup> الیاف کربن در ناحیه چسبنده<sup>2</sup> آسب، قابل مشاهده نیست.



**Figure 40** The scanning electron microscopy image under 20 Hz of loading frequency

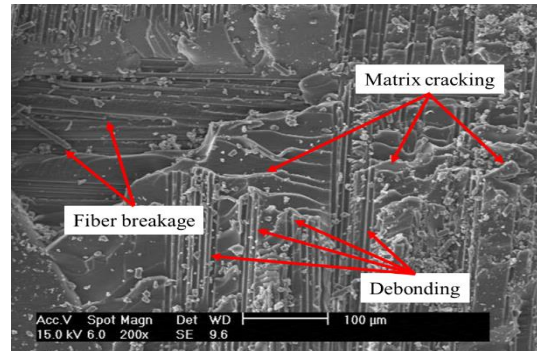
شکل 40 تصویر میکروسکوپ الکترونی روبشی مربوط به فرکانس بارگذاری 20 هرتز

#### 4- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، به بررسی اثر نرخ بارگذاری بر رفتار خستگی کم‌چرخه در کامپوزیت‌های تقویت‌شده با الیاف کربن پرداخته شده است. از نوآوری‌های این پژوهش می‌توان به تحلیل حساسیت و مطالعه رفتار خستگی کم‌چرخه کامپوزیت‌ها در نرخ‌های مختلف بارگذاری، اشاره نمود. ابتدا، قطعات کامپوزیتی سوراخ‌دار، تحت بارگذاری کششی مونوتونیک در دو نرخ (فرکانس اعمال بار) مختلف قرار گرفته شده تا دامنه مورد استفاده در آزمون خستگی کم‌چرخه بدست آید. سپس نمونه‌ها تحت بارگذاری خستگی در سه مقدار جابجایی و پنج فرکانس بارگذاری قرار گرفتند و تاثیر آن‌ها در مقدار بیشینه و کمینه تنش در هر سیکل، عمر خستگی و مقادیر تنش دامنه و میانگین محاسبه و در انتها، تصاویر سطح شکست و تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی ارائه شدند.

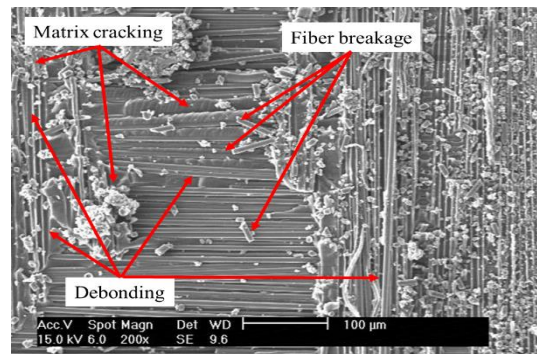
نتایج مهم زیر، از این پژوهش بدست آمد:

- در نمونه‌های کامپوزیتی سوراخ‌دار با افزایش نرخ بارگذاری کششی، مقدار بیشینه نیرو افزایش پیدا می‌کند.
- به عنوان بررسی رفتار سیکلیک ماده، بیشینه نیرو در جابجایی ثابت و فرکانس‌های بارگذاری مختلف مقدار کمی با افزایش همراه بوده ولی در فرکانس ثابت و جابجایی‌های متفاوت بسیار افزایش می‌یابد.
- مقدار عمر خستگی در جابجایی ثابت با افزایش فرکانس بارگذاری روندی افزایشی و مستقیم در هر فرکانس بارگذاری دارد.
- مقدار عمر خستگی در فرکانس بارگذاری ثابت با افزایش جابجایی روندی کاهشی و معکوس در هر جابجایی دارد.
- تغییر فرکانس بارگذاری در جابجایی ثابت همچنین تغییر جابجایی در فرکانس ثابت 1 و 2 هرتز تاثیری در مقدار نیروی بیشینه ندارد ولی در فرکانس‌های ثابت 10، 15 و 20 هرتز تاثیرگذار است.



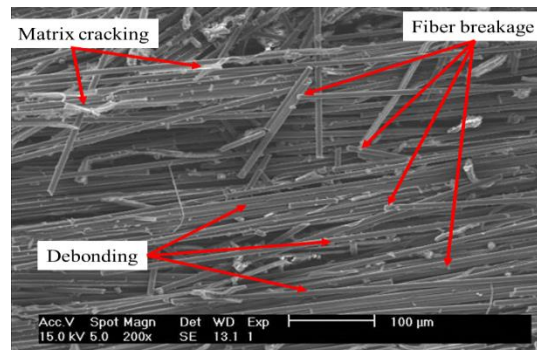
**Figure 36** The scanning electron microscopy image under 1 Hz of loading frequency

شکل 36 تصویر میکروسکوپ الکترونی روبشی مربوط به فرکانس بارگذاری 1 هرتز



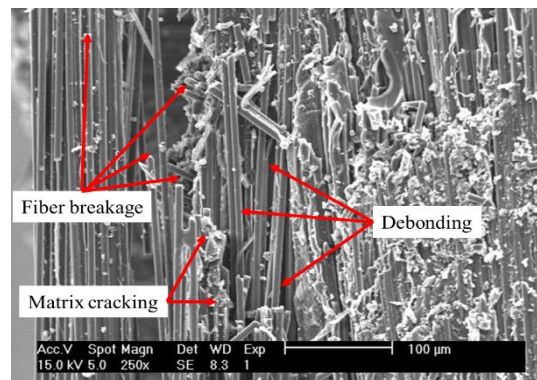
**Figure 37** The scanning electron microscopy image under 5 Hz of loading frequency

شکل 37 تصویر میکروسکوپ الکترونی روبشی مربوط به فرکانس بارگذاری 5 هرتز



**Figure 38** The scanning electron microscopy image under 10 Hz of loading frequency

شکل 38 تصویر میکروسکوپ الکترونی روبشی مربوط به فرکانس بارگذاری 10 هرتز



<sup>1</sup> Bridging

<sup>2</sup> Cohesive zone

- Under Tension-Tension Loading,” *Sharif Mech. Eng.*, Vol. 24, No. 42, pp. 67-73, 2008.
- [17] Quaresimin, M., Susmel, L., and Talreja, R., “Fatigue Behavior and Life Assessment of Composite Laminates Under Multiaxial Loadings,” *Int. J. Fatigue*, Vol. 32, No. 1, pp. 2-16, 2010.
- [18] Shokrieh, M. M., and Esmkhani, M., “Experimental Investigation on Fatigue Behavior of Epoxy Resin under Load and Displacement Controls,” *Iranian J. Polym. Sci. Technol.*, Vol. 27, No. 5, pp. 373-382, 2015.
- [19] Benaarbia, A., Chrysochoos, A., and Robert, G., “Thermo-Mechanical Behavior of PA6.6 Composites Subjected to Low-Cycle Fatigue,” *Compos. Part B*, Vol. 76, pp. 52-64, 2015.
- [20] Alizadeh, M., Azadi, M., Farrokhabadi, A., and Jafari, S.M., “Investigation of Displacement Amplitude Effect on Failure Mechanisms in Open-Hole Laminated Composites under Low-Cycle Fatigue Loading Using Acoustic Emission,” *Modares Mech. Eng.*, Vol. 17, No. 12, pp. 435-445, 2018.
- [21] Azadi, M., Alizadeh, M., and Sayar, H., “Sensitivity Analysis for Effects of Displacement Amplitude and Loading Frequency on Low-Cycle Fatigue Lifetime in Carbon/Epoxy Laminated Composites,” *MATEC Web Conf.*, Vol. 165, Article No. 22021, 2018.
- [22] Koch, I., Just, G., Brod, M., Chen, J., Doblies, A., Dean, A., Gude, M., Rolfes, R., Hopmann, C., and Fiedler, B., “Evaluation and Modeling of the Fatigue Damage Behavior of Polymer Composites at Reversed Cyclic Loading,” *Mater.*, Vol. 12, Article No. 1727, 2019.
- [23] Mohammadi, B., Fazlali, B., and Madoliat, R., “Fatigue Life Prediction of Symmetric Cross Ply Laminated Composite Using a Developed Continuum Damage Mechanics-Based Model,” *J. Sci. Technol. Compos.*, Vol. 2, No. 1, pp. 13-22, 2015.
- [24] Mohammadi, B., and Fazlali, B., “Fatigue Life Prediction of Laminated Composites under Multiaxial Fatigue Loading Condition by Using Developed Continuum Damage Mechanics Model,” *J. Sci. Technol. Compos.*, Vol. 3, No. 3, pp. 215-224, 2016.
- [25] Azadi, M., Saeedi, M., Mokhtarishirazabad, M., Lopez-Crespod, P., “Sensitivity Analysis of Fracture Behavior in Carbon-Epoxy Composite at Different Displacement Rates under Mode I tensile Loading by Regression Analysis,” *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 2021.
- [26] Saeedi, M., Azadi, M., Mokhtarishirazabad, M., and Lopez-Crespod, P., “Numerical Simulations of Carbon/Epoxy Laminated Composites under Various Loading Rates, Comparing Extended Finite Element Method and Cohesive Zone Modeling,” *Mater. Des. Process. Commun.*, 2020.
- [27] Standard Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates, *Annual Book of ASTM Standard*, D5766, 2011.
- [28] Standard practice for Open-Hole Fatigue Response of Polymer Matrix Composite Laminates, *Annual Book of ASTM Standard*, D7615, 2011.
- [29] Sayar, H., Alizadeh, M., Azadi, M., Ghasemi Ghalebahman, A., Jafari, S.M., and Mafi, A., “Investigation of Crack Growth Behavior in Aluminum Alloy Used in Engine Components, by Acoustic Emission Method,” *J. Engine Res.*, Vol. 48, pp. 03-12, 2017.
- [30] Sayar, H., Azadi, M., and Alizadeh, M., “Detection of Crack Initiation and Propagation in Aluminum Alloy under Tensile Loading, Comparing Signals Acquired by Acoustic Emission and Vibration Sensors,” *J. Nondestr. Eval.*, Vol. 38, Article No. 100, 2019.
- [31] Naresh, K., Shankar, K., Rao, B. S., and Velmurugan, R., “Effect of High Strain Rate on Glass/Carbon/Hybrid Fiber Reinforced Epoxy Laminated Composites,” *Compos. Part B*, Vol. 100, pp. 125-135, 2016.
- [32] Naresh, K., Shankar, K., and Velmurugan, R., “Reliability analysis of tensile strengths using Weibull distribution in glass/epoxy and carbon/epoxy composites,” *Compos. Part B*, Vol. 133, pp. 129-144, 2018.
- [33] Ou, Y., Zhu, D., Zhang, H., Yao, Y., Mobasher, B., and Huang, L., “Mechanical Properties and Failure Characteristics of CFRP under Intermediate Strain Rates and Varying Temperatures,” *Compos. Part B*, Vol. 95, pp. 123-136, 2016.
- [34] Ruzek, R., Kadlec, M., and Petrusova, L., “Effect of Fatigue Loading Rate on Lifespan and Temperature of Tailored Blank C/PPS Thermoplastic Composite,” *Int. J. Fatigue*, Vol. 113, pp. 253-263, 2018.
- [35] Eftekhari M., and Fatemi, A., “On the Strengthening Effect of Increasing Cycling Frequency on Fatigue Behavior of Some Polymers and Their Composites: Experiments and Modeling,” *Int. J. Fatigue*, Vol. 87, pp. 153-166, 2016.
- [36] Beheshtizadeh, N., and Mostafapour, A., “Comparison of Flexural Loading Frequency Analysis Methods of Carbon Fiber/Epoxy Composite by Acoustic,” *Aerospace Mech. J.*, Vol. 14, No. 1, pp. 1-10, 2018.
- [37] Mohammadi, R., Ahmadi Najafabadi, M., Saghafi, H., and Zarouchas, D., “Fracture and Fatigue Behavior of Carbon/Epoxy Laminates Modified by Nanofibers,” *Compos. Part A*, Vol. 137, (2020).
- تغییر فرکانس بارگذاری در جابجایی ثابت همچنین تغییر جابجایی در فرکانس ثابت 10 هرتز در مقدار عمر خستگی تاثیرگذار بوده ولی تغییر جابجایی در فرکانس‌های ثابت دیگر تاثیری ندارد.
- مقدار نیروی میانگین در هر آزمون برای تغییرات دامنه در فرکانس ثابت دارای تفاوت در مقدار آن در هر جابجایی است ولی مقدار نیروی میانگین در هر آزمون برای تغییرات فرکانس در جابجایی ثابت دارای مقدار ثابتی است. همچنین مقدار دامنه نیرو در هر آزمون چه در شرایط تغییرات دامنه در فرکانس ثابت و چه در شرایط تغییرات فرکانس در جابجایی ثابت، مقداری ثابت است.
- رفتار ماده مورد استفاده در آزمون خستگی کم‌چرخه و در همه حالات گفته شده، شامل یک نرم‌شدگی سیکلیک در کامپوزیت چندلایه بوده که بیانگر کمتر شدن نیروهای بیشینه و کمینه، با افزایش مقدار عمر خستگی می‌باشد.

## 5- مراجع

- [1] Mohammadi Esfarjani, S., “Structural Damage Detection Using Modal Flexibility Method in Honeycomb Composite Sandwich Beam,” *Romanian J. Acoustics Vib.*, Vol. 17, No. 1, pp. 51-56, 2020.
- [2] Ghasemi-Ghalebahman, A., Sayyar, H., Azadi, M., and Jafari, S. M., “Failure Mechanisms in Open-Hole Laminated Composites Under Tensile Loading Using Acoustic Emission,” *J. Sci. Technol. Compos.*, Vol. 5, No. 1, pp. 143-152, 2018.
- [3] Wu, X.F., Zholobko, X., “Experimental Study of the Probabilistic Fatigue Residual Strength of a Carbon Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite,” *J. Compos. Sci.*, Vol. 4, 173, 2020.
- [4] Zolfaghari, M., Azadi, M., Azadi, M., “Characterization of High-Cycle Bending Fatigue Behaviors for Piston Aluminum Matrix SiO<sub>2</sub> Nano-Composites in Comparison with Aluminum-Silicon Alloys,” *Int. Metalcast*, Vol. 15, pp. 152-168, 2021.
- [5] Sayar, H., Azadi, M., Ghasemi-Ghalebahman, A., and Jafari, S. M., “Clustering Effect on Damage Mechanisms in Open-Hole Laminated Carbon/Epoxy Composite Under Constant Tensile Loading Rate, Using Acoustic Emission,” *Compos. Struct.*, Vol. 204, pp. 1-11, 2018.
- [6] Alizadeh, M., Sayar, H., Azadi, M., and Jafari, S. M., “Health Monitoring for Composite Under Low-Cycle Cyclic Loading, Considering Effects of Acoustic Emission Sensor Type,” *Mech. Adv. Compos. Struct.*, Vol. 6, pp. 19-26, 2019.
- [7] Azadi, M., Sayar, H., Ghasemi-Ghalebahman, A., and Jafari, S. M., “Tensile Loading Rate Effect on Mechanical Properties and Failure Mechanisms in Open-Hole Carbon Fiber Reinforced Polymer Composites by Acoustic Emission Approach,” *Compos. Part B*, Vol. 158, pp. 448-458, 2019.
- [8] Azadi, M., Saeedi, M., Mokhtarishirazabad, M., and Lopez-Crespo, P., “Effects of Loading Rate on Crack Growth Behavior in Carbon Fiber Reinforced Polymer Composites Using Digital Image Correlation Technique,” *Compos. Part B*, Vol. 175, 107161, 2019.
- [9] Azadi, M., Raiesi, N., Moosavian, S.A., and Shakouri, M., “Detection of Different Defects in Carbon Fiber Reinforced Polymer Matrix Laminated Composite Under Tension by Vibration Analysis,” *J. Sci. Technol. Compos.*, Vol. 6, No. 3, pp. 373-384, 2019.
- [10] James, T. K., Appl, F. J., and Bert, C. W., “Low-Cycle Fatigue of a Glass-Fabric-Reinforced Plastic Laminate,” *Exp. Mech.*, Vol. 8, No. 7, pp. 327-330, 1968.
- [11] Agarwal, B.D., and Dally, J.W., “Prediction of Low-Cycle Fatigue Behavior of GFRP: an Experimental Approach,” *J. Mater. Sci.*, Vol. 10, No. 2, pp. 193-199, 1975.
- [12] Jinen, E., “Accumulated Strain in Low-Cycle Fatigue of Short Carbon-Fiber Reinforced Nylon 6,” *J. Mater. Sci.*, Vol. 21, No. 2, pp. 435-443, 1986.
- [13] Barron, V., Buggy, M., and McKenna, N.H., “Frequency Effects on the Fatigue Behavior on Carbon Fiber Reinforced Polymer Laminates,” *J. Mater. Sci.*, Vol. 36, No. 7, pp. 1755-1761, 2001.
- [14] Harik, V.M., Klinger, J.R., and Bogetti, T.A., “Low-Cycle Fatigue of Unidirectional Composites: Bi-Linear S-N Curves,” *Int. J. Fatigue*, Vol. 24, No. 2, pp. 455-462, 2002.
- [15] Shokrieh, M.M., and Taheri-Behrooz, F., “Fatigue Life Evaluation of Unidirectional Composites by Using Residual Strain Energy,” *J. Polym. Sci. Technol.*, Vol. 21, No. 1, pp. 19-26, 2008.
- [16] Zabihipoor, M., Adibnazari, S., and Moslemian, R., “Fatigue Failure of Foam Core Sandwich Composites with Unsymmetrical Hybrid Faces



## تحلیل غیرخطی خمش ورق چند لایه هایپرالاستیک سیلیکون-لاستیک با استفاده از روش بدون شبکه بر پایه توابع پایه شعاعی

شهرام حسینی<sup>1</sup>، غلامحسین رحیمی<sup>2\*</sup>

1- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

2- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

\* تهران، صندوق پستی 14115-111، rahimi\_gh@modares.ac.ir

چکیده	اطلاعات مقاله
در این تحقیق به تحلیل رفتار خمشی ورق مربعی هایپرالاستیک چندلایه با شرایط مرزی گیردار، ساده و آزاد پرداخته شده است. برای استخراج معادلات حاکم بر مسئله از تانسور تغییر شکل کوشی-گرین راست استفاده شده و به دنبال آن از تابع انرژی کرنشی نئوهوکین برای توصیف رفتار غیرخطی مادی ورق استفاده شده است. برای فرمولبندی کرنش‌های غیرخطی، تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول به کار رفته و برای استخراج معادلات حاکم بر ورق هایپرالاستیک به فرم قوی، روابط اویلر-لاگرانژ به کار رفته‌اند. برای حل معادلات غیرخطی حاکم بر مسئله از روش بدون شبکه به فرم قوی بر پایه درونیایی نقاط شعاعی استفاده شده است. یکی از مزایای مهم این روش، اعمال شرایط مرزی غیرخطی در فرآیند حل مسئله است. از تابع پایه شعاعی لگاریتمی برای استخراج توابع شکل روش بدون شبکه استفاده شده و دستگاه معادلات غیرخطی حاصل از درونیایی نقاط شعاعی با استفاده از الگوریتم طول کمان بررسی شده است. نتایج حاصل از روش بدون شبکه با نتایج نرم افزار المان محدود آباکوس مقایسه شده است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهند که روش بدون شبکه به فرم قوی بر اساس توابع پایه شعاعی دارای دقت بالایی در شرایط مرزی مختلف بوده به طوری که کمترین مقدار اختلاف در شرایط مرزی گیردار با 0.93 درصد اختلاف و بیشترین مقدار اختلاف در شرایط مرزی آزاد با 8.72 درصد اختلاف است.	دریافت: 1399/11/18 پذیرش: 1400/03/30 <b>کلیدواژگان:</b> ورق هایپرالاستیک چندلایه روش بدون شبکه توابع پایه شعاعی تابع انرژی کرنشی نئوهوکین

## Nonlinear Bending Analysis of Multi-Layer Hyperelastic Silicon-Rubber Plates Using Meshless Based on Radial Basis Functions

Shahram Hosseini, Gholamhossein Rahimi\*

Department of mechanical engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.

\* P.O.B. 14115-111, Tehran, Iran, rahimi\_gh@modares.ac.ir

### Keywords

Multi-layer hyperelastic plates  
Meshless method  
Radial basis functions  
Neo-Hookean strain energy function

### Abstract

In this paper, bending analysis of a hyperelastic multi-layer square plate with clamped, simply supported, and free boundary conditions are studied. The right Cauchy-Green tensor and neo-Hookean strain energy function utilized to define the plate's physical nonlinear behaviour. The nonlinear strains formulated using first-order shear deformation plate theory, and the Euler-Lagrange equations employed to derive the strong form of the governing equations. The meshless collocation method based on radial point interpolation method used to solve the nonlinear governing equations. The nonlinear boundary conditions imposed directly on the plate in meshless collocation method. The logarithm basis function utilized for defining shape functions, and the nonlinear system of equations solved using the arc-length algorithm. The results of the meshless method compared to those of ABAQUS finite element software. The results show that the meshless collocation method based on radial basis functions are efficient in nonlinear bending analysis of the multi-layer hyperelastic plate with various boundary conditions such that the less difference between meshless method and finite element method is 0.93% for clamped and the most difference is 8.72% with free boundary conditions.

غیرخطی بوده و برای بیان رفتار آن‌ها از توابع انرژی کرنشی غیرخطی مخصوص به آن‌ها استفاده می‌شود. این مواد به دلیل غیرخطی بودن رفتارشان در

1- مقدمه  
مواد هایپرالاستیک<sup>1</sup> موادی هستند که نمودار تنش-کرنش آن‌ها به صورت

<sup>1</sup> Hyperelastic Materials

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Hosseini, Sh, and Rahimi, Gh., "Nonlinear Bending Analysis of Multi-Layer Hyperelastic Silicon-Rubber Plates Using Meshless Based on Radial Basis Functions", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1387-1396, 2021.

چندلایه کامپوزیتی مدرج تابعی تقویت شده با نانولوله کربنی را بررسی کردند. آن‌ها از روش بدون شبکه و تابع ذرات هسته برای تحلیل روابط ورق استفاده کردند. جاورسکا و اورکیز [15] تحلیل غیرخطی مسائل با استفاده از روش بدون شبکه را بررسی کردند. آن‌ها از روش چندنقطه‌ای و دیفرانسیل محدود برای حل معادلات غیرخطی استفاده کردند. لیو و وانگ [16] یک روش جدید برای حل معادلات دیفرانسیل غیرخطی بر اساس روش بدون شبکه ارائه کردند. آن‌ها از روش بدون شبکه به فرم قوی برای ارائه الگو استفاده کردند و شرایط مرزی مختلف را مورد بررسی قرار دادند. کومار و همکاران [17] یک روش بدون شبکه برای انتشار موج زمانی ارائه کردند. آن‌ها از روش کالوکیشن محلی<sup>6</sup> به عنوان روش بدون شبکه استفاده کردند. وانگ و همکاران [18] از روش بدون شبکه برای تحلیل ارتعاشات غیرخطی ورق کامپوزیتی تقویت شده با الیاف کربن استفاده کردند. آن‌ها از تئوری ورق کلاسیک برای فرمولبندی مسئله و از روش بدون شبکه تصادفی برای حل مسئله استفاده کردند. غلامی‌پور و غیائی [19] انتشار موج در مخزن را مطالعه کردند. آن‌ها از روش بدون شبکه و تابع شکل درونیابی نقاط شعاعی هرمیتی برای تحلیل مسئله استفاده کردند. واقفی [20] تحلیل خمشی ورق مورب سه بعدی مدرج تابعی وابسته به دما و ترموالاستوپلاستیک را بررسی کرد. از روش درونیابی کریگینگ متحرک<sup>7</sup> به عنوان روش بدون شبکه برای تحلیل مسئله استفاده شده است. ژنگ و همکاران [21] ورق ترک‌دار را با استفاده از روش بدون شبکه بررسی کردند. آن‌ها از روش بدون شبکه پترو-گالکین محلی و تئوری ورق برشی مرتبه اول استفاده کردند. همچنین ماده استفاده شده در راستای ضخامت به صورت مدرج تابعی<sup>8</sup> در نظر گرفته شده است. حسینی و رحیمی [22] خمش غیرخطی ورق هاپیرالاستیک همگن را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها از روش بدون شبکه و توابع پایه شعاعی برای تحلیل ورق استفاده کردند. همچنین نشان دادند که تغییر پارامتر شکل در تابع پایه شعاعی لگاریتمی تاثیر محسوس بر دقت نتایج ندارد. رودریجس و همکاران [23] ورق چندلایه زاویه‌دار را مطالعه کردند. آن‌ها از تئوری تغییر شکل برشی مرتبه بالا برای فرمولبندی مسئله و از روش بدون شبکه بر اساس درونیابی نقاط شعاعی برای حل معادلات مسئله استفاده کردند. پالیزوان و همکاران [24] خمش و کمانش ورق نیمه ضخیم ورق کامپوزیتی ویسکوالاستیک را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها از روش توابع پایه نمایی تعمیم یافته برای حل مسئله استفاده کردند. آقامحمدی و همکاران [25] روش‌های مختلف آماده‌سازی سطحی را بر خواص خمشی کامپوزیت‌های الیاف/فلز بررسی کردند. آذغان و همکاران [26] رفتار خمشی چندلایه‌های الیاف/فلز حاوی الیاف شیشه و کولار را مورد بررسی قرار دادند. پینگ و همکاران [27] تحلیل قفل شدگی برشی خمش ورق را با استفاده از روش بدون شبکه بر اساس درونیابی نقاط شعاعی مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها مرتبه‌های مختلف چندجمله‌ای‌ها را مورد بررسی قرار دادند و به این نتیجه رسیدند که با در نظر گرفتن مرتبه چهار چندجمله‌ای‌ها می‌توان از قفل شدگی برشی پرهیز نمود. در این تحقیق معادلات حاکم بر ورق هاپیرالاستیک چندلایه سیلیکون-لاستیک با استفاده از تئوری ورق برشی مرتبه اول و تانسور تغییر شکل کوشی-گرین راست استخراج شده است. برای این منظور از معادلات اوپلر لاگرانژ استفاده شده است که علاوه بر معادلات حاکم بر مسئله به فرم قوی، شرایط مرزی طبیعی نیز تولید می‌شوند. معادلات حاکم بر ورق هاپیرالاستیک چند

سازه‌های مختلفی از جمله ورق‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند. ورق‌های هاپیرالاستیک علاوه بر رفتار غیرخطی هندسی دارای رفتار غیرخطی مادی نیز هستند و به همین دلیل فرمولبندی آن‌ها دارای پیچیدگی بیشتری در مقایسه با سازه‌های دیگر است. آمابیلی و همکاران [1] تحلیل ارتعاشی و خمشی ورق هاپیرالاستیک نازک را به صورت تجربی و عددی مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها از تابع انرژی کرنشی مونی-ریولین<sup>1</sup> و تئوری کلاسیک ورق‌ها برای فرمولبندی ورق هاپیرالاستیک استفاده کرده‌اند. برسلاوسکی و همکاران [2] ارتعاشات غیرخطی ورق مستطیلی را با استفاده از تابع انرژی کرنشی نئوهوکین<sup>2</sup> مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها از تئوری ورق کلاسیک برای جایابی‌ها استفاده کرده‌اند. دو و همکاران [3] ورق چند لایه هاپیرالاستیک را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها از فرمولبندی سه بعدی و تابع انرژی کرنشی نئوهوکین برای تحلیل ورق هاپیرالاستیک استفاده کرده‌اند. چن [4] انتشار موج در ورق‌های هاپیرالاستیک را مورد بررسی قرار داد. از روش پرتوربیشن<sup>3</sup> و فرض تراکم‌پذیری ورق در فرمولبندی مسئله استفاده شده است. لی و همکاران [5] هدایت موج در ورق‌ها و لوله‌های هاپیرالاستیک را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها از مدل اجزای محدود برای بررسی مسئله استفاده نمودند. گاسم و همکاران [6] رفتار غیرخطی دینامیکی ورق هاپیرالاستیک را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها ورق ساندویچی تحت بارگذاری اولیه را مورد تحلیل قرار دادند. درواکس و همکاران [7] ورق نازک هاپیرالاستیک را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها در تحقیق خود، کمانش ورق هاپیرالاستیک را مورد بررسی قرار دادند. وانگ و همکاران [8] تحلیل ورق هاپیرالاستیک در کرنش‌های محدود را مورد بررسی قرار دادند. جنس ماده هاپیرالاستیک به صورت تراکم‌پذیر و به صورت کرنش محدود در نظر گرفته شده است. تریپاتی و باجاج [9] بهینه‌سازی رزونانس داخلی در ارتعاشات عرضی ورق‌های هاپیرالاستیک را بررسی کردند. آن‌ها از تئوری‌های مونی-ریولین، نئوهوکین و تئوری الاستیسیته خطی برای استخراج معادلات مسئله استفاده کردند. کارپ و دوربان [10] انتشار موج در ورق هاپیرالاستیک را مطالعه کردند. آن‌ها ورق را تحت تنش اولیه در نظر گرفتند.

تحلیل غیرخطی سازه‌ها به صورت تحلیلی نیازمند ساده‌سازی‌های فراوانی است که در اغلب اوقات از حالت واقعی فاصله می‌گیرد. بنابراین باید از یک روش عددی قدرتمند با کارایی مناسب استفاده نمود. عوامل مختلفی در انتخاب روش حل مناسب تاثیرگذار هستند. یکی از مهمترین عوامل، کارایی مناسب روش در تغییر شکل‌های بزرگ است. روش‌های بدون شبکه به دلیل عدم وابستگی به شبکه، در تحلیل‌های غیرخطی انعطاف بیشتری دارند. در این میان، روش بدون شبکه به فرم قوی به دلیل استفاده از فرم قوی معادلات و عدم نیاز به انتگرال-گیری، روش مناسبی برای تحلیل ورق‌های غیرخطی است. سینگ و شوکلا [11] تحلیل خمشی ورق‌های مدرج تابعی تحت بارگذاری‌های مختلف را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها از روش بدون شبکه<sup>4</sup> بر اساس توابع پایه شعاعی<sup>5</sup> به عنوان روش حل استفاده کردند. توو و همکاران [12] مدول برشی موثر را برای جامدات دوبعدی و خمش ورق بررسی کردند. آن‌ها از روش بدون شبکه به فرم قوی و توابع پایه شعاعی در تحلیل خود استفاده کردند. التولایا و الگهتانی [13] خیزهای بزرگ ورق نازک بر روی بستر غیرخطی را با استفاده از روش بدون شبکه مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها از توابع پایه شعاعی برای ساخت توابع شکل استفاده کردند. لی و همکاران [14] رفتار غیرخطی هندسی ورق

<sup>5</sup> Radial Basis Functions<sup>6</sup> Local Collocation<sup>7</sup> Moving Kriging Interpolation<sup>8</sup> Functionally Graded<sup>1</sup> Mooney-Rivlin<sup>2</sup> Neo-Hookean<sup>3</sup> Perturbation<sup>4</sup> Meshless Method

$$\varepsilon_{zz} = -\frac{1}{2} \left( \begin{array}{c} -2\varepsilon_{xx}\varepsilon_{yz}^2 + 2\varepsilon_{xy} \\ \varepsilon_{xz}\varepsilon_{yz} - 2\varepsilon_{xz}^2\varepsilon_{yy} \\ +4\varepsilon_{xx}\varepsilon_{yy} \\ -\varepsilon_{xy}^2 - \varepsilon_{xz}^2 - \varepsilon_{yz}^2 \\ +2\varepsilon_{xx} + 2\varepsilon_{yy} \end{array} \right) / \left( \begin{array}{c} 4\varepsilon_{xx}\varepsilon_{yy} - \varepsilon_{xy}^2 \\ +2\varepsilon_{xx} + 2\varepsilon_{yy} + 1 \end{array} \right) \quad (5)$$

با توجه به رابطه (5)، استفاده از این عبارت در رابطه (4) منجر به پدیدار شدن عبارتهای غیرخطی کسری شده و تحلیل معادلات را غیرممکن می‌سازد. به همین منظور از بسط تیلور برای ساده‌سازی معادله (5) استفاده شده است:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{zz} = & -4\varepsilon_{xx}^3 - 4\varepsilon_{xx}^2\varepsilon_{yy} - 2\varepsilon_{xx}\varepsilon_{xy}^2 - \varepsilon_{xx}\varepsilon_{xz}^2 \\ & -4\varepsilon_{xx}\varepsilon_{yz}^2 - 2\varepsilon_{xy}^2\varepsilon_{yy} - \varepsilon_{xy}\varepsilon_{xz}\varepsilon_{yz} - 4\varepsilon_{yy}^3 \\ & -\varepsilon_{yy}\varepsilon_{yz}^2 + 2\varepsilon_{xx}^2 + 2\varepsilon_{xx}\varepsilon_{yy} + \frac{1}{2}\varepsilon_{xy}^2 \\ & + \frac{1}{2}\varepsilon_{xz}^2 + 2\varepsilon_{yy}^2 + \frac{1}{2}\varepsilon_{yz}^2 - \varepsilon_{xx} - \varepsilon_{yy} \end{aligned} \quad (6)$$

با جایگذاری رابطه (6) در (3) و (4)، انرژی کرنشی ورق هایپیرالاستیک به صورت معادله زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned} U = \int C_{10} & (-8\varepsilon_{xx}^3 - 8\varepsilon_{xx}^2\varepsilon_{yy} - 4\varepsilon_{xx}\varepsilon_{xy}^2 - 2\varepsilon_{xx}\varepsilon_{xz}^2 \\ & -8\varepsilon_{xx}\varepsilon_{yz}^2 - 4\varepsilon_{xy}^2\varepsilon_{yy} - 2\varepsilon_{xy}\varepsilon_{xz}\varepsilon_{yz} - 8\varepsilon_{yy}^3 \\ & -2\varepsilon_{yy}\varepsilon_{yz}^2 + 4\varepsilon_{xx}^2 + 4\varepsilon_{xx}\varepsilon_{yy} + \varepsilon_{xy}^2 \\ & + \varepsilon_{xz}^2 + 4\varepsilon_{yy}^2 + \varepsilon_{yz}^2) dV \end{aligned} \quad (7)$$

همچنین کار نیروی خارجی برابر است با:

$$W = \int w(x, y) \cdot q(x, y) dA \quad (8)$$

## 2-2- معادلات حاکم بر ورق هایپیرالاستیک

برای استخراج معادلات مربوط به کرنش، از تئوری ورق برشی مرتبه اول استفاده شده است. در همین راستا، جابجایی‌های ورق مرتبه اول به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} u(x, y, z) &= u_0(x, y) + z\varphi_x(x, y) \\ v(x, y, z) &= v_0(x, y) + z\varphi_y(x, y) \\ w(x, y, z) &= w_0(x, y) \end{aligned} \quad (9)$$

که  $u_0, v_0, w_0$  و  $\varphi_x$  و  $\varphi_y$  به ترتیب نشان دهنده جابجایی درون صفحه‌ای در جهت  $x$ ، جابجایی درون صفحه‌ای در جهت  $y$ ، خیز صفحه میانی، چرخش در جهت  $x$  و چرخش در جهت  $y$  هستند. با توجه به روابط جابجایی، کرنش‌های غیرخطی عبارتند از:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{xx} &= u_{0,x} + z\varphi_{x,x} + \frac{1}{2}w_{0,x}^2 \\ \varepsilon_{yy} &= v_{0,y} + z\varphi_{y,y} + \frac{1}{2}w_{0,y}^2 \\ \varepsilon_{xy} &= u_{0,y} + v_{0,x} + z(\varphi_{x,y} + \varphi_{y,x}) + w_{0,x}w_{0,y} \\ \varepsilon_{xz} &= \varphi_x + w_{0,x} \\ \varepsilon_{yz} &= \varphi_y + w_{0,y} \end{aligned} \quad (10)$$

برای استخراج معادلات حاکم بر ورق هایپیرالاستیک از معادلات اوایلر-لاگرانژ استفاده شده است. در این معادلات از تابع انرژی پتانسیل ورق  $(\Pi=U-W)$  استفاده شده است. با جایگذاری روابط (10) در (7) و سپس

لایه با استفاده از روش بدون شبکه به فرم قوی بر پایه توابع پایه شعاعی مورد تحلیل قرار گرفته است. از تابع پایه شعاعی لگاریتمی برای تشکیل توابع شکل مسئله استفاده شده و شرایط مرزی مختلف (گیردار، ساده و آزاد) مورد بررسی قرار گرفته‌اند.

## 2- ورق‌های هایپیرالاستیک

### 1- روابط ساختاری

برای استخراج روابط ساختاری حاکم بر ورق هایپیرالاستیک از تانسور تغییر شکل کوشی-گرین راست استفاده شده است. دستگاه مختصات دکارتی با توجه به شکل 1 در نظر گرفته شده است.

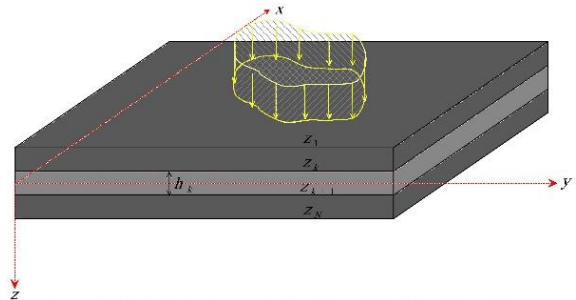


Fig. 1 multi-layer hyperelastic plate under uniformly distributed loading in cartesian coordinate

شکل 1 ورق چندلایه در دستگاه مختصات دکارتی تحت بارگذاری گسترده

برای استخراج معادلات حاکم بر ورق هایپیرالاستیک، تانسور کرنش لاگرانژی به صورت رابطه زیر در نظر گرفته شده است:

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} & \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{xz} \\ \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{yy} & \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{xz} & \varepsilon_{yz} & \varepsilon_{zz} \end{bmatrix} \quad (1)$$

در نتیجه، تانسور تغییر شکل کوشی-گرین راست برابر است با:

$$\mathbf{C} = 2\mathbf{E} + \mathbf{I} = \begin{bmatrix} 2\varepsilon_{xx} + 1 & \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{xz} \\ \varepsilon_{xy} & 2\varepsilon_{yy} + 1 & \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{xz} & \varepsilon_{yz} & 2\varepsilon_{zz} + 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

با توجه به رابطه (2)، ناورداهای اول و سوم عبارتند از:

$$\begin{aligned} I_1 &= \text{trace}(\mathbf{C}) \\ I_3 &= \det(\mathbf{C}) \end{aligned} \quad (3)$$

در این تحقیق، برای توصیف رفتار غیرخطی مادی ورق، از تابع انرژی کرنشی نئوهوکین استفاده شده است. رابطه چگالی انرژی کرنشی براساس مدل نئوهوکین به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\bar{U} = C_{10}(I_1 - 3) \quad (4)$$

که در رابطه فوق،  $C_{10}$  برابر با ضریب تابع انرژی کرنشی نئوهوکین می‌باشد. با فرض تراکم‌ناپذیر بودن سیلیکون و لاستیک و اعمال شرط تراکم‌ناپذیری  $(I_3=1)$  کرنش در راستای ضخامت به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned}
 & 2\varphi_{x,y} + 2\varphi_{y,x})w_{0,x} + 2(2\varphi_{x,x} + \\
 & 4\varphi_{y,y})w_{0,y})n_x = 0 \\
 & [B(4w_{0,x}^2 + 2w_{0,y}^2 + 8u_{0,x} + 4 \\
 & v_{0,y}) + D(8\varphi_{x,x} + 4\varphi_{y,y})]n_y - \\
 & [B(2w_{0,y}w_{0,x} + 2u_{0,y} + 2v_{0,x}) \\
 & + D(2\varphi_{x,y} + 2\varphi_{y,x})]n_x = 0 \quad \text{یا} \quad \varphi_x = 0 \\
 & [B(2w_{0,y}w_{0,x} + 2u_{0,y} + 2v_{0,x}) \\
 & + D(2\varphi_{x,y} + 2\varphi_{y,x})]n_y - [B(2 \\
 & w_{0,x}^2 + 4w_{0,y}^2 + 4u_{0,x} + 8v_{0,y}) \\
 & + D(4\varphi_{x,x} + 8\varphi_{y,y})]n_x = 0 \quad \text{یا} \quad \varphi_y = 0
 \end{aligned}$$

در روابط فوق، ضرایب ثابت به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$[A \quad B \quad D] = \int_{h_k}^{h_{k+1}} \sum_{k=1}^N C_{10}^k [1 \quad z \quad z^2] dz \quad (13)$$

که  $k$  نشان دهنده مشخصات مربوط به لایه  $k$ ام است.

همانطور که از روابط (11) و (12) مشخص است، معادلات حاکم بر مسئله، دارای عبارت‌های غیرخطی بوده و نمی‌توان این معادلات را با استفاده از روش‌های تحلیلی بررسی نمود. بنابراین نیاز به استفاده از یک روش عددی کارآمد و مناسب جهت حل معادلات غیرخطی است. در ادامه به بررسی روش بدون شبکه و کاربرد آن در تحلیل غیرخطی ورق هاپیرالاستیک پرداخته شده است.

### 3-روش بدون شبکه

روش‌های بدون شبکه به دلیل عدم استفاده از شبکه زمینه، روش‌های مناسبی برای تحلیل معادلات حاکم بر مسائل با تغییر شکل‌های بزرگ هستند. دامنه مسئله و مرزهای آن با استفاده گره‌های مجزا، گسسته شده و معادلات حاکم بر مسئله به دستگاه معادلات جبری غیرخطی تبدیل می‌شوند (شکل 1).

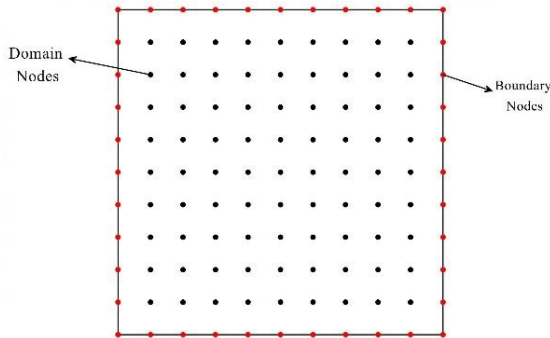


Fig. 2 distribution of the nodes on domain and boundary of a square plate

شکل 2 توزیع نقاط روی دامنه و مرز ورق مربعی به صورت گسترده یکنواخت

از مزایای روش بدون شبکه به فرم قوی در مقایسه با فرم ضعیف می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

- در روش بدون شبکه به فرم قوی، معادلات حاکم بر مسئله به صورت مستقیم مورد بررسی قرار گرفته و نیاز به انتگرال‌گیری عددی نیست.
- در روش بدون شبکه به فرم قوی، شرایط مرزی می‌توانند به صورت مستقیم در ماتریس سفتی اعمال شوند. بنابراین هر

جایگذاری روابط (7) و (8) در معادلات اوپلر-لاگرانژ، معادلات حاکم بر مسئله حاصل می‌شوند.

$$\begin{aligned}
 \delta u: & A(-8w_{0,x}w_{0,xx} - 6w_{0,y}w_{0,xy} - 8u_{0,xx} - 4v_{0,xy} \\
 & - 2w_{0,yy}w_{0,x} - 2(u_{0,yy} + v_{0,xy})) + B(-8\varphi_{x,xx} \\
 & - 6\varphi_{y,xy} - 2\varphi_{x,yy}) = 0 \\
 \delta v: & A(-6w_{0,xy}w_{0,x} - 2w_{0,y}w_{0,xx} - 6u_{0,xy} - 2v_{0,xx} \\
 & - 8w_{0,y}w_{0,yy} - 8v_{0,yy}) + B(-6\varphi_{x,xy} - 2\varphi_{y,xx} \\
 & - 8\varphi_{y,yy}) = 0
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \delta w: & A(-12w_{0,x}^2w_{0,xx} - 2(4w_{0,y}w_{0,xy} + 4u_{0,xx} \\
 & + 2v_{0,xy})w_{0,x} - 2(2w_{0,y}^2 + 4u_{0,x} + 2v_{0,y} \\
 & )w_{0,xx} - (2u_{0,xy} + 2v_{0,xx})w_{0,y} - 2(2u_{0,y} \\
 & + 2v_{0,x})w_{0,xy} - 2\varphi_{x,x} - 8w_{0,y}w_{0,x}w_{0,xy} - \\
 & (2u_{0,yy} + 2v_{0,xy})w_{0,x} - 12w_{0,y}^2w_{0,yy} - 2(2u_{0,x} \\
 & + 4v_{0,y} + 1)w_{0,yy} - 2\varphi_{y,y}) + B(-2(4\varphi_{x,xx} \\
 & + 2\varphi_{y,xy})w_{0,x} - 2(4\varphi_{x,x} + 2\varphi_{y,y})w_{0,xx} - \\
 & (2\varphi_{x,xy} + 2\varphi_{y,xx})w_{0,y} - 2(2\varphi_{x,y} + 2\varphi_{y,x})w_{0,xy} \\
 & - (2\varphi_{x,yy} + 2\varphi_{y,xy})w_{0,x} - 2(2\varphi_{x,xy} + 4\varphi_{y,yy}) \\
 & w_{0,y} - 2(2\varphi_{x,x} + 4\varphi_{y,y})w_{0,yy}) = q
 \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned}
 \delta \varphi_x: & A(2\varphi_x + 2w_{0,x}) + B(-8w_{0,x}w_{0,xx} - 6w_{0,y} \\
 & w_{0,xy} - 8u_{0,xx} - 6v_{0,xy} - 2w_{0,yy}w_{0,x} - 2u_{0,yy}) \\
 & + D(-8\varphi_{x,xx} - 6\varphi_{y,xy} - 2\varphi_{x,yy}) = 0
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \delta \varphi_y: & A(2\varphi_y + 2w_{0,y}) + B(-6w_{0,xy}w_{0,x} - 2w_{0,y} \\
 & w_{0,xx} - 6u_{0,xy} - 2v_{0,xx} - 8w_{0,y}w_{0,yy} - 8v_{0,yy}) \\
 & + D(-6\varphi_{x,xy} - 2\varphi_{y,xx} - 8\varphi_{y,yy}) = 0
 \end{aligned}$$

همچنین شرایط مرزی عبارتند از:

$$\begin{aligned}
 & A(4w_{0,x}^2 + 2w_{0,y}^2 + 8u_{0,x} + \\
 & 4v_{0,y}) + B(8\varphi_{x,x} + 4\varphi_{y,y})n_y \\
 & - [A(2w_{0,y}w_{0,x} + 2u_{0,y} + 2v_{0,x}) \\
 & + B(2\varphi_{x,y} + 2\varphi_{y,x})]n_x = 0 \quad \text{یا} \quad u_0 = 0
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & A(w_{0,y}w_{0,x} + 2u_{0,y} + 2v_{0,x}) \\
 & + B(2\varphi_{x,y} + 2\varphi_{y,x})n_y - [A \\
 & (w_{0,x}^2 + 4w_{0,y}^2 + 4u_{0,x} + 8v_{0,y}) \\
 & + B(4\varphi_{x,x} + 8\varphi_{y,y})]n_x = 0 \quad \text{یا} \quad v_0 = 0
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & [A(4w_{0,x}^3 + 2(w_{0,y}^2 + 4u_{0,x} + \\
 & 2v_{0,y} + 1)w_{0,x} + (2u_{0,y} + 2v_{0,x}) \\
 & w_{0,y} + 2\varphi_x) + B(2(4\varphi_{x,x} + 2 \\
 & \varphi_{y,y})w_{0,x} + (2\varphi_{x,y} + 2\varphi_{y,x})w_{0,y} \\
 & )n_y - [A(4w_{0,y}w_{0,x}^2 + 2u_{0,y} + \\
 & 2v_{0,x}w_{0,x} + 4w_{0,x}^3 + 2(2u_{0,x} + \\
 & 4v_{0,y} + 1)w_{0,y} + 2\varphi_y) + B((
 \end{aligned} \quad \text{یا} \quad w_0 = 0$$

(12)

با جایگذاری معادلات (14) و (18) در معادله حاکم (11)، مجموعه معادلات حاکم، به دستگاه معادلات غیرخطی تبدیل می‌شود که می‌توان فرم ماتریسی آن را به صورت رابطه زیر نشان داد:

$$(\mathbf{K}_L + \mathbf{K}_{NL}(\mathbf{a}))\mathbf{a} = \mathbf{q} \quad (19)$$

که  $\mathbf{K}_L$  و  $\mathbf{K}_{NL}$  و  $q$  به ترتیب نشان دهنده ماتریس سختی خطی، ماتریس سختی غیرخطی و بارگذاری گسترده عرضی هستند و ماتریس سختی غیرخطی از طریق رابطه زیر بدست می‌آید.

$$\mathbf{K}_{NL} = \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{a}} \quad (20)$$

که  $\mathbf{R}$  نشان دهنده دستگاه معادلات جبری غیرخطی است. برای یافتن پاسخ‌های دستگاه معادلات (19) از روش طول کمان استفاده شده است.

تحلیل ورق هاپیرالاستیک با استفاده از روش بدون شبکه به فرم قوی را می‌توان به صورت زیر بیان نمود:

1- توزیع نقاط روی دامنه و مرز مسئله و گسسته‌سازی معادلات حاکم بر مسئله با استفاده از توابع پایه شعاعی (رابطه (18))

2- حل دستگاه معادلات خطی با صرف نظر کردن از ماتریس سختی غیرخطی (رابطه (19))

3- تشکیل ماتریس سختی غیرخطی با استفاده از پاسخ‌های مرحله قبل

4- محاسبه پاسخ‌های جدید با استفاده از روش طول کمان

5- محاسبه خطای میان پاسخ‌های جدید و قدیم

6- در صورتی که پاسخ مرحله 5 مقداری کمتر از  $10^{-4}$  داشت، جایابی‌ها

همگرا شده و در غیر این صورت مراحل 3 تا 5 با پاسخ‌های جدید تکرار می‌شوند.

#### 4-نتایج و بحث

در این بخش یک ورق مربعی چند لایه ساخته شده از سیلیکون و لاستیک تحت شرایط مرزی مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور ضرایب ثابت سیلیکون و لاستیک به صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند:

$$\begin{aligned} E_{10}^{silicon} &= 165000Pa \\ E_{10}^{rubber} &= 200000Pa \end{aligned} \quad (21)$$

نتایج حاصل از روش بدون شبکه با نتایج حاصل از روش المان محدود آباکوس<sup>1</sup> مقایسه شده است. در نرم افزار المان محدود آباکوس از المان  $S4R$  چهار گره‌ای استفاده شده و ورق تحت بارگذاری گسترده یکنواخت قرار دارد.

ابتدا مطالعه همگرایی روش‌های بدون شبکه به فرم قوی و المان محدود برای شرایط مرزی مختلف در شکل 3 نشان داده شده است. در همه تحلیل‌های همگرایی از ورق سه لایه (سیلیکون/لاستیک/سیلیکون) با ضخامت  $h=0.005m$  استفاده شده است. همانطور که در شکل 3 مشاهده می‌شود، نتایج حاصل از روش بدون شبکه برای همه شرایط مرزی (گیردار، ساده و آزاد) در تعداد گره‌های  $19 \times 19$  و بیشتر همگرا شده است. بنابراین در همه تحلیل‌های این پژوهش از تعداد  $19 \times 19$  گره با توزیع یکنواخت استفاده شده است.

شرط مرزی شامل عبارت های خطی یا غیرخطی می‌توانند مورد بررسی قرار گیرند.

• روش بدون شبکه به فرم قوی، دارای فرمولبندی و کدنویسی ساده تری در مقایسه با فرم ضعیف است. این مورد به دلیل عدم نیاز به فرم ضعیف معادلات و انتگرال گیری عددی است. برای تقریب متغیرهای میدان حل از تابع پایه شعاعی لگاریتمی استفاده شده است. برای این منظور، متغیرهای مسئله به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{Bmatrix} u_0 \\ v_0 \\ w_0 \\ \phi_x \\ \phi_y \end{Bmatrix} = \sum_{i=1}^N \phi_i \begin{Bmatrix} a_i^u \\ a_i^v \\ a_i^w \\ a_i^{\phi_x} \\ a_i^{\phi_y} \end{Bmatrix}, \quad (14)$$

توابع شکل  $\phi_i$  با استفاده از رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$\phi = [R^T(x) S_a + p^T(x) S_b] \quad (15)$$

که در رابطه (16) داریم:

$$\begin{aligned} R^T(x, y) &= [R_1(x, y), R_2(x, y), \dots, R_n(x, y)] \\ p^T(x, y) &= [p_1(x, y), p_2(x, y), \dots, p_m(x, y)] \\ S_b &= [P_m^T R_Q^{-1} P_m]^{-1} P_m^T R_Q^{-1} \\ S_a &= R_Q^{-1} [1 - P_m S_b] \\ R_Q &= \begin{bmatrix} R_1(x_1, y_1) & R_2(x_1, y_1) & \dots & R_n(x_1, y_1) \\ R_1(x_2, y_2) & R_2(x_2, y_2) & \dots & R_n(x_2, y_2) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ R_1(x_n, y_n) & R_2(x_n, y_n) & \dots & R_n(x_n, y_n) \end{bmatrix} \\ P_m &= \begin{bmatrix} P_1(x_1, y_1) & P_2(x_1, y_1) & \dots & P_m(x_1, y_1) \\ P_1(x_2, y_2) & P_2(x_2, y_2) & \dots & P_m(x_2, y_2) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ P_1(x_n, y_n) & P_2(x_n, y_n) & \dots & P_m(x_n, y_n) \end{bmatrix} \\ p^T &= [1, x, y, x^2, xy, y^2, \dots] \end{aligned} \quad (16)$$

در رابطه (16) از تابع پایه شعاعی لگاریتمی استفاده شده و به صورت رابطه زیر تعریف می‌شود:

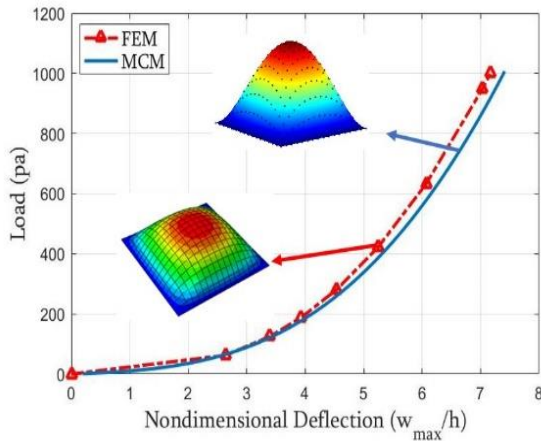
$$R_i(x, y) = ((x - x_i)^2 + (y - y_i)^2)^\eta \log((x - x_i)^2 + (y - y_i)^2) \quad (17)$$

در رابطه (17)،  $\eta$  نشان دهنده پارامتر شکل است. انتخاب پارامتر شکل یکی از مهم‌ترین عوامل موثر بر دقت نتایج حاصل از روش بدون شبکه بر اساس توابع پایه شعاعی است. با توجه به مرجع [23] مقدار پارامتر شکل  $\eta=2$  در نظر گرفته شده است. همچنین مشتق مرتبه  $q$  توابع شکل برابر است با:

$$\frac{\partial^q \phi_k}{\partial X^q} = \sum_{i=1}^n \frac{\partial^q R_i}{\partial X^q} S_{ik}^a + \sum_{j=1}^m \frac{\partial^q p_j}{\partial X^q} S_{jk}^b \quad (18)$$

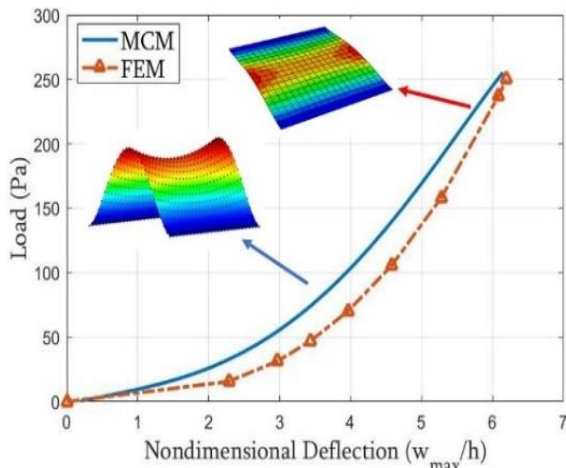
که  $n$  و  $m$  به ترتیب برابر با تعداد نقاط دامنه و مرز مسئله و تعداد چندجمله‌ای‌های استفاده شده در تابع شکل هستند.

<sup>1</sup> Abaqus Finite Element Method (FEM)



**Fig. 5** Diagram of loading on non-dimensional maximum deflection for a three-layer plate (Silicon/Rubber/Silicon) under uniformly distributed loading and simply supported boundary condition using MCM and FEM

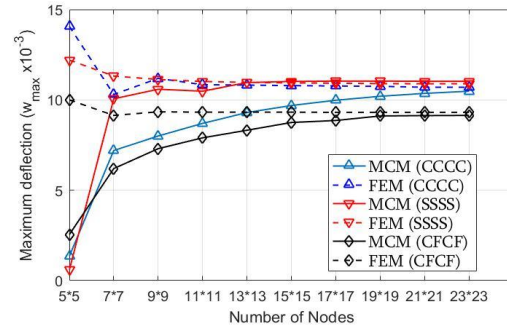
شکل 5 نمودار بارگذاری بر حسب خیز بیشینه بی بعد شده برای ورق سه لایه (سیلیکون/لاستیک/سیلیکون) تحت بارگذاری گسترده یکنواخت و شرایط مرزی ساده با استفاده از روش بدون شبکه (MCM) و روش المان محدود (FEM)



**Fig. 6** Diagram of loading on non-dimensional maximum deflection for a three-layer plate (Silicon/Rubber/Silicon) under uniformly distributed loading and clamped and free boundary condition using MCM and FEM

شکل 6 نمودار بارگذاری بر حسب خیز بیشینه بی بعد شده برای ورق سه لایه (سیلیکون/لاستیک/سیلیکون) تحت بارگذاری گسترده یکنواخت و شرایط مرزی گیردار و آزاد (CFCF) با استفاده از روش بدون شبکه (MCM) و روش المان محدود (FEM)

در شکل 7 نمودار خیز خط میانی ورق هاپیرالاستیک در جهت x برای یک ورق چهار لایه (سیلیکون/لاستیک/سیلیکون/لاستیک) با شرایط مرزی ساده با استفاده از روش بدون شبکه و روش المان محدود نشان داده شده است. در این شکل، ورق تحت بار گسترده یکنواخت  $q=3000\text{Pa}$  قرار گرفته است. همچنین ضخامت هر لایه برابر با  $0.0125$  متر در نظر گرفته شده است. همانطور که در شکل 7 مشاهده می شود، نتایج حاصل از روش بدون شبکه دارای مطابقت خوبی با روش المان محدود هستند به طوری که حداکثر اختلاف برابر با  $0.94$  درصد است.



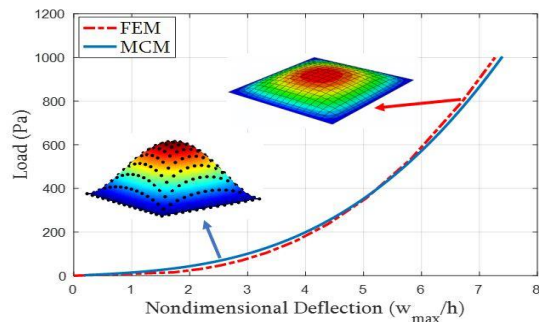
**Fig. 3** Convergence diagram of a three-layer square hyperelastic plate (Silicon/Rubber/Silicon) with clamped, simply supported, and free boundary conditions

شکل 3 نمودار همگرایی روش بدون شبکه (MCM) و روش المان محدود (FEM) برای ورق مربعی سه لایه هاپیرالاستیک (سیلیکون/لاستیک/سیلیکون) با شرایط مرزی گیردار (C)، ساده (S) و آزاد (F)

در شکل 4 نمودار فشار-خیز بیشینه برای یک ورق سه لایه (سیلیکون/لاستیک/سیلیکون) و ضخامت  $h=0.005\text{m}$  با شرایط مرزی گیردار نشان داده شده است. بیشترین اختلاف میان نتایج حاصل از روش های بدون شبکه و المان محدود در این نمودار برابر با  $0.93$  درصد می باشد.

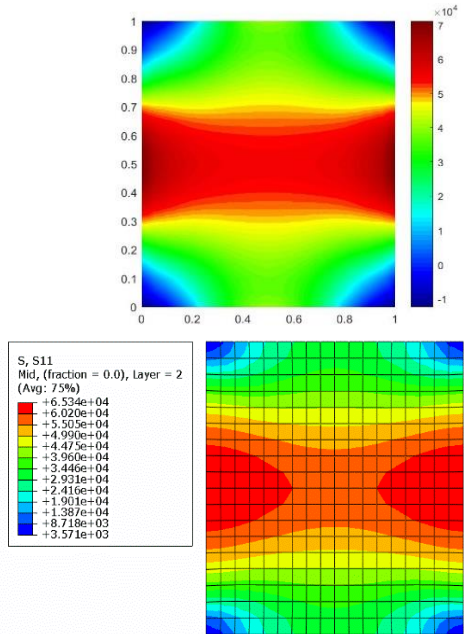
در شکل 5 نمودار فشار-خیز بیشینه برای یک ورق سه لایه (سیلیکون/لاستیک/سیلیکون) و ضخامت  $h=0.005\text{m}$  با شرایط مرزی ساده نشان داده شده است. بیشترین اختلاف میان نتایج حاصل از روش های بدون شبکه و المان محدود در این نمودار برابر با  $1.73$  درصد می باشد.

در شکل 6 نمودار فشار-خیز بیشینه برای یک ورق سه لایه (سیلیکون/لاستیک/سیلیکون) و ضخامت  $h=0.005\text{m}$  با شرایط مرزی ترکیبی گیردار و آزاد نشان داده شده است. بیشترین اختلاف میان نتایج حاصل از روش های بدون شبکه و المان محدود در این نمودار برابر با  $8.72$  درصد می باشد.



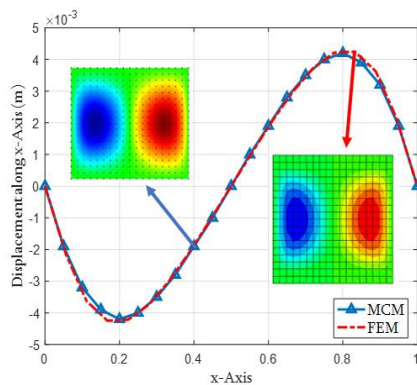
**Fig. 4** Diagram of loading on non-dimensional maximum deflection for a three-layer plate (Silicon/Rubber/Silicon) under uniformly distributed loading and clamped boundary condition using MCM and FEM

شکل 4 نمودار بارگذاری بر حسب خیز بیشینه بی بعد شده برای ورق سه لایه (سیلیکون/لاستیک/سیلیکون) تحت بارگذاری گسترده یکنواخت و شرایط مرزی گیردار با استفاده از روش بدون شبکه (MCM) و روش المان محدود (FEM)



**Fig. 9** Contour of stress along x-direction for a three-layer hyperelastic plate (Sillicon/Rubber/Sillicon) with simply supported boundary condition under  $q=4000\text{Pa}$  using MCM (top) and FEM (bottom)

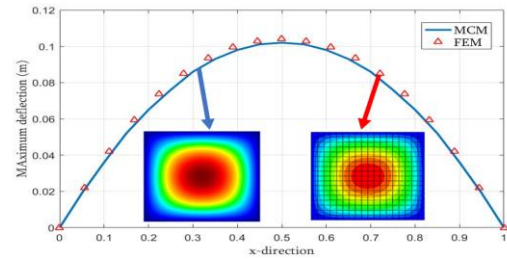
شکل 9 کانتور توزیع تنش محوری در راستای محور X برای ورق سه لایه (سیلیکون/الاستیک/سیلیکون) با شرایط مرزی ساده و بار گسترده یکنواخت  $q=4000\text{Pa}$  با استفاده از روش بدون شبکه (بالا) و روش المان محدود (پایین)



**Fig. 10** in-plane displacement of a two-layer square hyperelastic plate (Sillicon/Rubber) with clamped boundary condition under  $q=3000\text{Pa}$  using MCM and FEM

شکل 10 جابجایی درون صفحه‌ای ورق دو لایه (سیلیکون/الاستیک) برای یک ورق مربعی با شرایط مرزی گیردار تحت بارگذاری گسترده یکنواخت  $q=3000\text{Pa}$  با استفاده از روش‌های بدون شبکه و المان محدود

در جدول 1 نتایج خمش ورق هایپرالاستیک با شرایط مرزی گیردار و ساده تحت بارگذاری گسترده یکنواخت  $q=6000\text{Pa}$  با استفاده از روش بدون شبکه آمده و نتایج آن با نتایج حاصل از روش المان محدود مقایسه شده است. با توجه به نتایج جدول 1، حداکثر و حداقل اختلاف میان روش‌های بدون شبکه و المان محدود به ترتیب در کرنش ورق دو لایه (13.57 درصد) و خیز ورق پنج لایه (0.3 درصد) می‌باشد.



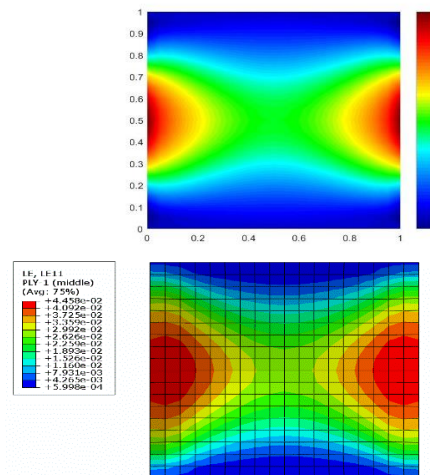
**Fig. 7** Diagram of a four-layer hyperelastic plate (Sillicon/Rubber/Sillicon/Rubber) with simply supported boundary condition under  $q=3000\text{Pa}$  using MCM and FEM

شکل 7 نمودار خیز ورق هایپرالاستیک چهار لایه (سیلیکون/الاستیک/سیلیکون/الاستیک) با شرایط مرزی ساده تحت بارگذاری گسترده یکنواخت  $q=3000\text{Pa}$  با استفاده از روش بدون شبکه و روش المان محدود

در شکل 8 کانتور توزیع کرنش در یک ورق چهار لایه (سیلیکون/الاستیک/سیلیکون/الاستیک) با شرایط مرزی گیردار و بار گسترده یکنواخت  $q=4000\text{Pa}$  با استفاده از روش بدون شبکه و روش المان محدود نشان داده شده است. در این تحلیل ضخامت هریک از لایه‌ها برابر با 0.005 متر در نظر گرفته شده است.

در شکل 9 کانتور توزیع تنش در راستای محور X در ورق سه لایه (سیلیکون/الاستیک/سیلیکون) با شرایط مرزی ساده و بار گسترده یکنواخت  $q=4000\text{Pa}$  نشان داده شده است. همچنین ضخامت هریک از لایه‌ها برابر با 0.01 متر است. با توجه به نتایج شکل 9، حداکثر اختلاف میان روش‌های بدون شبکه و المان محدود برابر با 6.71 درصد می‌باشد.

در شکل 10 نمودار جابجایی یک ورق دولایه (سیلیکون/الاستیک) با شرایط مرزی گیردار تحت بارگذاری گسترده یکنواخت نشان داده شده است. در این نمودار، نتایج حاصل از روش بدون شبکه با نتایج حاصل از روش المان محدود مقایسه شده و حداکثر اختلاف آن‌ها 0.71 درصد می‌باشد.



**Fig. 8** Contour of strain along x-direction for a four-layer hyperelastic plate (Sillicon/Rubber/Sillicon/Rubber) with clamped boundary condition under  $q=4000\text{Pa}$  using MCM (top) and FEM (bottom)

شکل 8 کانتور توزیع کرنش محوری در راستای محور X برای ورق مربعی چهار لایه (سیلیکون/الاستیک/سیلیکون/الاستیک) با شرایط مرزی گیردار تحت بارگذاری گسترده یکنواخت  $q=4000\text{Pa}$  با استفاده از روش بدون شبکه (بالا) و روش المان محدود (پایین)

5- نتیجه گیری

در این تحقیق تحلیل خمش غیرخطی ورق مربعی هاپیرالاستیک چندلایه با شرایط مرزی گیردار، ساده و آزاد با استفاده از تابع انرژی کرنشی نئوهوکین و تئوری ورق برشی مرتبه اول مورد بررسی قرار گرفت. برای استخراج معادلات ساختاری از تانسور کرنش لاگرانژی و تانسور تغییر شکل کوشی گرین راست استفاده شد. همچنین علاوه بر در نظر گرفتن رفتار غیرخطی مادی، رفتار غیرخطی هندسی ورق هاپیرالاستیک نیز مورد بررسی قرار گرفت. معادلات حاکم بر مسئله با استفاده از روش بدون شبکه به فرم قوی و درونیایی نقاط شعاعی تحلیل شد. نتایج حاصل از روش بدون شبکه با نتایج شبیه سازی المان محدود آباکوس مقایسه شد. نتایج نشان دادند که اختلاف نتایج خیز بیشینه ورق میان روش بدون شبکه و روش المان محدود در ورق سه لایه برای شرایط مرزی گیردار، ساده و آزاد به ترتیب برابر با 0.93 درصد، 1.73 درصد و 8.72 درصد می باشد و با توجه به نتایج بدست آمده، بیشترین اختلاف در شرط مرزی آزاد است؛ اما شرایط مرزی گیردار و ساده کمترین میزان خطا را دارند. همچنین در نتایج مربوط به جابجایی درون صفحه ای، مطابقت مطلوبی میان دو روش بدون شبکه و المان محدود وجود دارد به طوری که حداکثر اختلاف میان آن ها برابر با 0.71 درصد است. در تحلیل ورق های چندلایه با تعداد لایه ها و شرایط مرزی مختلف، بیشترین اختلاف در کرنش ها وجود داشته و خیزهای بدست آمده در هر دو روش دارای دقت مطلوبی هستند؛ به طوری که اختلاف آن ها در حدود 0.3 درصد است. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می دهند که روش بدون شبکه به فرم قوی با استفاده از توابع شکل حاصل از درونیایی نقاط شعاعی روشی مناسب و کارآمد برای تحلیل ورق هاپیرالاستیک چندلایه با شرایط مرزی گوناگون است.

**جدول 1** نتایج حاصل از تحلیل ورق هاپیرالاستیک دو لایه تحت بارگذاری گسترده یکنواخت  $q=6000\text{Pa}$  با شرایط مرزی گیردار و ساده با ضخامت  $h_1=h_2=0.005\text{m}$  با استفاده از روش های بدون شبکه و المان محدود

**Table 1** results of a two-layer hyperelastic plate under  $q=6000\text{Pa}$  with clamped and simply supported boundary conditions and  $h_1=h_2=0.005\text{m}$  using MCM and FEM

	$\sigma_{m,max}$ $\times 10^5$ Pa	$\sigma_{xx,max}$ $\times 10^5$ Pa	$\epsilon_{xy,max}$ $\times 10^{-2}$	$\epsilon_{xx,max}$ $\times 10^{-2}$	$W_{max}$ $\times 10^{-2}$ (m)	$\zeta_{\sigma}$ $\zeta_{\epsilon}$	$\epsilon_{\sigma}$ $\epsilon_{\epsilon}$
گیردار							
دو لایه	2.07	1.27	2.02	5.34	12.66	FEM	دو
سه لایه	2.16	1.24	1.95	5.66	12.58	MCM	لایه
چهار لایه	2.06	2.37	1.40	4.74	12.85	FEM	سه
پنج لایه	2.24	2.49	1.59	4.63	12.74	MCM	لایه
ساده	2.36	2.71	1.78	4.88	12.65	FEM	چهار
	2.18	2.43	1.69	4.71	12.51	MCM	لایه
	2.03	1.57	1.28	4.32	12.78	FEM	پنج
	2.22	1.43	1.19	4.21	12.63	MCM	لایه
	1.05	0.69	1.75	6.7	13.26	FEM	دو
	1.18	0.71	1.66	7.09	13.39	MCM	لایه
	0.96	0.96	1.64	7.5	13.55	FEM	سه
	0.94	0.94	1.53	7.73	13.62	MCM	لایه

0.98	0.93	1.25	7.65	13.46	FEM	چهار
0.93	0.90	1.18	7.82	13.41	MCM	لایه
1.07	1.19	1.21	7.78	13.49	FEM	پنج
1.19	1.28	1.09	7.91	13.53	MCM	لایه

6- فهرست علائم

بردار ضرایب تقریب روش بدون شبکه	a
تانسور تغییر شکل کوشی گرین راست	C
ضریب ثابت تابع انرژی کرنشی	$C_{10}$
تانسور کرنش لاگرانژی	E
ناوردای اول تانسور تغییر شکل کوشی گرین راست	$I_1$
ناوردای سوم تانسور تغییر شکل کوشی گرین راست	$I_3$
ماتریس سفتی غیرخطی	$K_{NL}$
ماتریس سفتی خطی	$K_L$
ماتریس چندجمله ای	$P_m$
بردار چند جمله ای	p
بردار بار نیروی عرضی	q
تابع انرژی کرنشی	U
چگالی تابع انرژی کرنشی	$\bar{U}$
تابع پایه شعاعی لگاریتمی	R
ماتریس توابع پایه شعاعی	$R_Q$
جابجایی در راستای محور X	u
جابجایی صفحه مرکزی در راستای محور X	$u_0$
جابجایی در راستای محور Y	v
جابجایی صفحه مرکزی در راستای محور Y	$v_0$
کار نیروی خارجی	W
جابجایی در راستای Z	w
انرژی پتانسیل	Π
کرنش های محوری	$\epsilon_{xx}, \epsilon_{yy}, \epsilon_{zz}$
کرنش های برشی	$\epsilon_{xy}, \epsilon_{yz}, \epsilon_{xz}$
توابع شکل بدون شبکه	$\phi$
چرخش در جهت X	$\phi_x$
چرخش در جهت Y	$\phi_y$
پارامتر شکل	$\eta$

7- مراجع

[1] Amabili, M., Balasubramanian, P., Ferrari, I. D. B. G., Garziera, R. and Riabova, K., "Experimental and Numerical Study on Vibrations and Static Deflection of a Thin Hyperelastic Plate" Journal of Sound and Vibration, No. September, 2016.

[2] Breslavsky, I., Amabili, M. and Legrand, M., "Physically and Geometrically Nonlinear Vibrations of Thin Rectangular Plates", Vol. 3, No. 2, pp. 1-2, 2012.

[3] Du, P., Dai, H. H., Wang, J. and Wang, Q., "Analytical Study on Growth-Induced Bending Deformations of Multi-Layered Hyperelastic Plates" International Journal of Non-Linear Mechanics, Vol. 119, pp. 103370-103370, 2020.

- [21] Zheng, H., Sladek, J., Sladek, V., Wang, S. K. and Wen, P. H., "Hybrid Meshless/Displacement Discontinuity Method for Fgm Reissner's Plate with Cracks" *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 90, pp. 1226-1244, 2021.
- [22] Hosseini, S. and Rahimi, G., "Nonlinear Bending Analysis of Hyperelastic Plates Using Fsd and Meshless Collocation Method Based on Radial Basis Function" *International Journal of Applied Mechanics*, Vol. 13, No. 01, pp. 2150007, 2021/01/01, 2021.
- [23] Rodrigues, D. E. S., Belinha, J., Dinis, L. M. J. S. and Natal Jorge, R. M., "A Meshless Study of Antisymmetric Angle-Ply Laminates Using High-Order Shear Deformation Theories" *Composite Structures*, Vol. 255, pp. 112795, 2021.
- [24] Palizvan, A., Mossaiby, F. and Amoushahi, H., "Bending and Buckling Solution of Composite Viscoelastic Plate Using the Generalized Exponential Basis Function Method", Vol. 6, pp. 190-199, 2019.
- [25] Aghamohammadi, H., Abbandanak, S. N. H., Eslami-farsani, R. and Hossein, S. M., "Effect of Various Surface Treatment Methods on the Flexural Properties of Fiber Metal Laminates", Vol. 6, pp. 495-502, 1398.
- [26] Azghan, M. A., Fallahnejad, M., Zamani, A. and Eslami-farsani, R., "Investigation the Flexural Behavior of Fiber Metal Laminates Containing Glass and Kevlar Fibers Subjected to Thermal Cycling", Vol. 7, pp. 981-988, 2020.
- [27] Xia, P. and Wei, K., "Shear Locking Analysis of Plate Bending by Using Meshless Local Radial Point Interpolation Method" *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 166-169, pp. 2867-2870, 2012.
- [4] Chen, R. M., "Some Nonlinear Dispersive Waves Arising in Compressible Hyperelastic Plates" *International Journal of Engineering Science*, Vol. 44, No. 18-19, pp. 1188-1204, 2006.
- [5] Li, G. Y., He, Q., Mangan, R., Xu, G., Mo, C., Luo, J., Destrade, M. and Cao, Y., "Guided Waves in Pre-Stressed Hyperelastic Plates and Tubes: Application to the Ultrasound Elastography of Thin-Walled Soft Materials" *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, Vol. 102, pp. 67-79, 2017.
- [6] Gacem, H., Chevalier, Y., Dion, J. L., Soula, M. and Rezgui, B., "Nonlinear Dynamic Behaviour of a Preloaded Thin Sandwich Plate Incorporating Visco-Hyperelastic Layers" *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 322, pp. 941-953, 2009.
- [7] Dervaux, J., Ciarletta, P. and Ben Amar, M., "Morphogenesis of Thin Hyperelastic Plates: A Constitutive Theory of Biological Growth in the Föppl-Von Kármán Limit" *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, Vol. 57, No. 3, pp. 458-471, 2009.
- [8] Wang, J., Song, Z. and Dai, H. H., "On a Consistent Finite-Strain Plate Theory for Incompressible Hyperelastic Materials" *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 78-79, pp. 101-109, 2016.
- [9] Tripathi, A. and Bajaj, A. K., "Topology Optimization and Internal Resonances in Transverse Vibrations of Hyperelastic Plates" *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 81, pp. 311-328, 2016.
- [10] Karp, B. and Durban, D., "Evanescence and Propagating Waves in Prestretched Hyperelastic Plates" *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 42, pp. 1613-1647, 2005.
- [11] Singh, J. and Shukla, K. K., "Nonlinear Flexural Analysis of Laminated Composite Plates Using Rbf Based Meshless Method" *Composite Structures*, Vol. 94, No. 5, pp. 1714-1720, 2012.
- [12] Tu, W., Gu, Y. T. and Wen, P. H., "Effective Shear Modulus Approach for Two Dimensional Solids and Plate Bending Problems by Meshless Point Collocation Method" *Engineering Analysis with Boundary Elements*, Vol. 36, pp. 675-684, 2012.
- [13] Hussein Al-Tholaia, M. M. and Jubran Al-Gahtani, H., "Rbf-Based Meshless Method for Large Deflection of Elastic Thin Plates on Nonlinear Foundations" *Engineering Analysis with Boundary Elements*, Vol. 51, pp. 146-155, 2015.
- [14] Lei, Z. X., Zhang, L. W. and Liew, K. M., "Meshless Modeling of Geometrically Nonlinear Behavior of Cnt-Reinforced Functionally Graded Composite Laminated Plates" *Applied Mathematics and Computation*, Vol. 295, pp. 24-46, 2017.
- [15] Jaworska, I. and Orkisz, J., "On Nonlinear Analysis by the Multipoint Meshless Fdm" *Engineering Analysis with Boundary Elements*, Vol. 92, pp. 231-243, 2018.
- [16] Liu, C. S. and Wang, F., "A Meshless Method for Solving the Nonlinear Inverse Cauchy Problem of Elliptic Type Equation in a Doubly-Connected Domain" *Computers and Mathematics with Applications*, Vol. 76, pp. 1837-1852, 2018.
- [17] Kumar, A. and Bhardwaj, A., "A Local Meshless Method for Time Fractional Nonlinear Diffusion Wave Equation" *Numerical Algorithms*, pp. 1311-1334, 2020.
- [18] Wang, J. F., Yang, J. P., Lai, S. K. and Zhang, W., "Stochastic Meshless Method for Nonlinear Vibration Analysis of Composite Plate Reinforced with Carbon Fibers" *Aerospace Science and Technology*, Vol. 105, pp. 105919, 2020.
- [19] Gholamipoor, M. and Ghiasi, M., "Wave Propagation in Meshless Numerical Wave Tank by Using Hermite-Type Rpm" *Engineering Analysis with Boundary Elements*, Vol. 121, pp. 233-242, 2020.
- [20] Vaghefi, R., "Three-Dimensional Temperature-Dependent Thermo-Elastoplastic Bending Analysis of Functionally Graded Skew Plates Using a Novel Meshless Approach" *Aerospace Science and Technology*, Vol. 1, pp. 105916-105916, 2020.





## تحلیل قابلیت اطمینان عدم وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی در چندلایه‌های کامپوزیتی عمومی

علی دلبرانی‌نژاد<sup>1</sup>، امین فرخ‌آبادی<sup>2\*</sup>، محمد فتوحی<sup>3</sup>

1- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

3- مدرس، مهندسی مکانیک، دانشگاه گلاسگو، گلاسگو

\* تهران، صندوق پستی 14115-111، amin-farrokh@modares.ac.ir

### چکیده

چندلایه‌های کامپوزیتی برخلاف سایر مواد از منابع عدم قطعیت بیشتری نظیر عدم قطعیت در خواص مواد برخوردارند، از این رو پیش‌بینی احتمالاتی وقوع انواع آسیب‌ها در چندلایه‌های کامپوزیتی تحت اثر رفتار تصادفی سازه‌های کامپوزیتی، بسیار ضروری می‌باشد. جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی یکی از مدهای مخربی می‌باشد که در چندلایه‌های کامپوزیتی می‌تواند رخ دهد. در این مقاله یک الگوریتم جدید برای پیش‌بینی احتمالاتی وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی بر مبنای مفهوم نرخ رهایی انرژی و مقدار بحرانی آن در مود دوم بارگذاری توسعه داده شده است و با به‌کارگیری روش پیشنهاد شده تحلیل قابلیت اطمینان عدم وقوع جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی انجام شده است. تابع حالت حدی با استفاده از یک معیار خرابی عمومی که توسط نویسندگان این مقاله در قبل توسعه داده شده است، فرموله شده است. برای نشان دادن عملکرد الگوریتم پیشنهاد شده، با استفاده از روش‌های مرتبه اول و مرتبه دوم قابلیت اطمینان احتمال وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از شکل‌گیری ترک ماتریسی به شکل‌های مختلف در یک چندلایه شبه‌همسانگرد حاوی تک‌لایه‌های ۴۵، ۹۰، ۴۵- و ۰ درجه تحت شرایط بارگذاری و لایه‌چینی‌های متفاوت به دست آمده است. احتمالات به دست آمده با استفاده از شبیه‌سازی مونت‌کارلو صحت‌سنجی شده است. علاوه بر این نتایج مهم به‌صورت کیفی با استفاده از برخی داده‌های تجربی در دسترس اعتبارسنجی شده‌اند. در این پژوهش اثر متغیرهایی چون ضخامت تک لایه‌ها، سطح تنش تک محوره طولی و حضور تنش‌های درون‌صفحه‌ای به‌طور همزمان بر احتمال وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی بررسی شده‌اند.

### اطلاعات مقاله:

دریافت: 1399/12/20

پذیرش: 1400/04/17

### کلیدواژگان

قابلیت اطمینان

احتمال خرابی

جدایش بین لایه‌ای

تابع حالت حدی

معیار خرابی

## Reliability analysis of the delamination onset and growth due to the matrix cracking in general composite laminates

Ali Delbariani-Nejad<sup>1</sup>, Amin Farrokhhabadi<sup>1\*</sup>, Mohammad Fotouhi<sup>2</sup>

1- Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran

2- School of Engineering, University of Glasgow, Glasgow, UK

\* P.O.B. 14115-111, Tehran, Iran, amin-farrokh@modares.ac.ir

### Keywords

Reliability  
Probability of failure  
Delamination  
Limit state function  
Failure criterion

### Abstract

Unlike other materials, composite laminates have more uncertainty sources, such as uncertainty in the material properties; hence it is very essential to predict the probability of the occurrence of various types of damage modes in composite laminates due to random behaviors of composite structures. Matrix cracking induced delamination (MCID) is one of the catastrophic modes that can occur in composite laminates. In this paper, a new algorithm for probabilistic prediction of MCID based on the concept of energy release rate and its critical value was developed and by applying this proposed framework, the reliability analysis of MCID damage was performed. The limit state function was formulated using a general failure criterion which was developed by the authors of this article, previously. To represent the performance of the proposed algorithm, the probability of the occurrence and growth of MCID in a quasi-isotropic laminate including 45°, 90°, -45° and 0° plies under different loading conditions and various stacking sequences was extracted by using first and second order reliability methods (FORM and SORM). The verification of the obtained probabilities was performed using Monte Carlo simulation (MCS). In addition, some significant results were validated using several experimental data, qualitatively. The effect of variables such as the ply thickness, the level of longitudinal uniaxial stress and the presence of general in-plane stresses on the probability of occurrence and growth of MCID was investigated.

نظیر نسبت‌های بالای استحکام به وزن و چگالی به وزن در مقایسه با سایر مواد

کاربرد فراوانی در انواع حوزه‌های مهندسی نظیر سازه‌های هوافضایی پیدا

### 1-مقدمه

امروزه مواد کامپوزیتی تقویت‌شده با الیاف به دلیل ویژگی‌های منحصر به فردی

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Delbariani-Nejad, A. Farrokhhabadi, A. and Fotouhi, M., "Reliability analysis of the delamination onset and growth due to the matrix cracking in general composite laminates", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1397-1410, 2021.

تصادفی از خود بروز دهند که در قالب تحلیل قابلیت اطمینان قابل بررسی می‌باشند [2]. پژوهش‌های متنوعی در زمینه تحلیل قابلیت اطمینان سازه‌های کامپوزیتی از نقطه‌نظرات متفاوت انجام شده است. آنتونو و هافپاور [9] با اعمال روش معکوس قابلیت اطمینان، الگوریتمی را برای بهینه‌سازی سازه‌های کامپوزیتی بر مبنای قابلیت اطمینان ارائه دادند. آن‌ها از روش شبکه‌های عصبی<sup>۱۳</sup> و شبیه‌سازی مونت‌کارلو<sup>۱۴</sup> برای شبیه‌سازی رفتار بحرانی، ارزیابی شاخص قابلیت اطمینان و حساسیت‌سنجی بر مبنای معیار خرابی تسای-وو<sup>۱۵</sup> استفاده کردند. لویز و همکاران [10] قابلیت اطمینان سازه‌های کامپوزیتی به شکل ورق را با استفاده از روش المان محدود<sup>۱۶</sup> و شبکه‌های عصبی استخراج نمودند. در ادامه نتایج روش‌هایی چون مونت‌کارلو و روش مرتبه‌ی اول قابلیت اطمینان<sup>۱۷</sup> را با نتایج حاصل از شبکه‌های عصبی مقایسه کردند.

ساکاتا و همکاران [11] روشی را برای به‌دست‌آوردن احتمال شکست میکروسکوپی یک کامپوزیت تقویت‌شده با الیاف با استفاده از شبیه‌سازی مونت‌کارلو، روش همگن‌سازی تصادفی و یک تحلیل تنش چندمقیاسه‌ی تصادفی، ارائه دادند.

ژو و همکاران [12] روشی را برای تحلیل قابلیت اطمینان با روش مرتبه‌ی اول قابلیت اطمینان، برای کمانش پنل‌های کامپوزیتی تقویت‌شده، تحت بارگذاری درون‌صفحه‌ای دو جهت ارائه دادند. آن‌ها متغیرهایی که روی ایمنی سازه اثر بیش‌تری دارند را با استفاده از تحلیل حساسیت<sup>۱۸</sup> مشخص نمودند. در ادامه سابی و همکاران [13] نیز تحلیل قابلیت اطمینان ورق‌های تقویت‌شده‌ای که تحت اثر بارهای خارج از صفحه هستند را با استفاده از معیار خرابی تسای<sup>۱۹</sup> انجام دادند.

جیان کیو و همکاران [14] با استفاده از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات<sup>۲۰</sup> و المان محدود، بهینه‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان<sup>۲۱</sup> را برای سازه‌های کامپوزیتی انجام و جهت بررسی روش پیشنهادشده، نتایج عددی برای یک ورق و یک استوانه‌ی کامپوزیتی را مبتنی بر معیار تسای-وو، به‌دست آوردند. آن‌ها قابلیت اطمینان را با استفاده از روش مرتبه‌ی اول قابلیت اطمینان استخراج نمودند. گاسلینک و همکاران [15]، با استفاده از روش مرتبه‌ی اول قابلیت اطمینان، چارچوبی را برای ارزیابی قابلیت اطمینان ورق‌های کامپوزیتی دارای تغییر شکل برشی بر طبق معادلات حاکم بر ورق در این گونه سازه‌ها، مهیا و نتایج مستخرج را نیز با استفاده از شبیه‌سازی مونت‌کارلو تایید کردند. لازم به ذکر است که معیار عملگری آن‌ها بر مبنای جابه‌جایی و تنش بوده است. حائری و همکاران [16] با استفاده از مدل‌های جایگزین روشی جدید برای محاسبه‌ی قابلیت اطمینان سازه‌های کامپوزیتی ارائه کردند. برای تولید مدل جایگزین، می‌بایست پاسخ سازه را با استفاده از روش المان محدود به‌دست آورد. آن‌ها در تحلیل قابلیت اطمینان برای فرموله کردن تابع حالت حدی<sup>۲۲</sup> از معیار تسای-وو استفاده نمودند.

ژو و همکاران [17] مزایای استفاده از تحلیل چندمقیاسه را در تحلیل قابلیت اطمینان سازه‌های کامپوزیتی ارائه کردند. در پژوهش یادشده روی دو موضوع انتشار عدم قطعیت چندمقیاسه و انتخاب معیار خرابی مناسب از میان

کرده‌اند. در مقایسه با سایر مواد، در چندلایه‌های کامپوزیتی مودهای خرابی متنوعی نظیر ترک ماتریسی<sup>۱</sup>، شکست الیاف<sup>۲</sup>، جدایش الیاف/زمینه<sup>۳</sup>، جدایش بین لایه‌ای<sup>۴</sup> و غیره وجود دارد که ضروری است هر کدام یک از آن‌ها بسته به اهمیت و تأثیرش در عملکرد سازه مورد بررسی قرار گیرد. ترک ماتریسی ترک‌هایی عرضی هستند که در فرآیند تولید یا هنگام بارگذاری ایجاد می‌شوند. عموماً ترک ماتریسی به تنهایی اثر قابل‌ملاحظه‌ای بر کاهش سفتی و استحکام چندلایه‌های کامپوزیتی ندارد و سبب خرابی‌های مخرب در سازه نمی‌شود؛ با این حال به دلیل تمرکز تنش در نوک ترک ماتریسی و استحکام بین لایه‌های ضعیف، ترک ماتریسی سبب وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های می‌شود. این مود خرابی را جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی<sup>۵</sup> می‌نامند [1,2]. از آن‌جایی که جدایش بین لایه‌های یکی از مودهای خرابی مخرب سازه می‌باشد و شکل‌گیری آن باعث کاهش قابل‌ملاحظه‌ی سفتی و استحکام چندلایه‌های کامپوزیتی می‌شود، در حوزه پیش‌بینی وقوع جدایش بین لایه‌های پژوهش‌های متنوعی با استفاده از روش‌های تحلیلی، عددی و تجربی انجام شده است که در برخی از آن‌ها معیارهای خرابی برای پیش‌بینی وقوع جدایش بین لایه‌های ارائه شده است. [3]. در این میان، زوبیلاگا و همکاران [4] یک معیار خرابی معتبر برای جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی ارائه کردند. این معیار شکست در چهارچوب قواعد مکانیک شکست ارائه شده و به مقایسه‌ی نرخ رهایی انرژی جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی و مقدار بحرانی آن پرداخته است.

با توجه به اینکه معیارهای خرابی موجود، هر کدام دارای یک محدودیت می‌باشد، در آخرین پژوهش ارائه شده در این زمینه، دلبرایانی‌نژاد و فرخ‌آبادی [1] یک معیار خرابی عمومی برپایه‌ی انرژی<sup>۲۳</sup> تحت عنوان ESM-MCID را توسعه دادند که در مقایسه با معیارهای دیگر دقیق‌تر و عمومی‌تر می‌باشد. آن‌ها با استفاده از تحلیل فیزیکی، مدل سفتی کاهش‌یافته‌ای را برای جایگزین کردن لایه‌های حاوی جدایش بین لایه‌های با لایه‌های سالمی که خواص معادل به آن‌ها اختصاص داده شده است، پیشنهاد داده‌اند که با به‌کارگیری مدل یادشده معیار خرابی خود را فرموله نموده‌اند. نتایج حاصل از این معیار خرابی با استفاده از برخی از داده‌های تجربی [5-7] اعتبارسنجی شده‌اند. لازم به ذکر است که برای به‌کارگیری معیار خرابی ESM-MCID [1]، هیچ‌گونه محدودیتی در چیدمان چندلایه (مقارن<sup>۶</sup> یا غیرمقارن<sup>۷</sup> و بالانس<sup>۸</sup> یا غیربالانس<sup>۹</sup> و نوع بارگذاری اعمالی (درون‌صفحه‌ای<sup>۱۰</sup> و برون‌صفحه‌ای<sup>۱۱</sup>) به چندلایه وجود ندارد که این مورد از ویژگی‌های مخصوص به این معیار می‌باشد.

مهندسان در مرحله‌ی طراحی و تحلیل سازه‌های مهندسی وجود منابع مختلفی از عدم قطعیت<sup>۱۲</sup> را تشخیص می‌دهند که با استفاده از روش‌های مبتنی بر احتمالات، عدم قطعیت‌ها را در مرحله‌ی طراحی و تحلیل، مدل‌سازی می‌کنند که این مورد در دهه‌های اخیر سبب افزایش ایمنی در سازه‌های مهندسی شده است [8]. منابع عدم قطعیت در چندلایه‌های کامپوزیتی بسیار متنوع‌تر از سایر مواد می‌باشد از این‌رو انتظار می‌رود که سازه‌های کامپوزیتی تحت تأثیر متغیرهای تصادفی حاکم بر سازه نظیر خواص مواد، هندسه و بارگذاری، رفتاری

<sup>12</sup> Uncertainty

<sup>13</sup> Neural Network

<sup>14</sup> Monte Carlo Simulation (MCS)

<sup>15</sup> Tsai-Wu

<sup>16</sup> Finite Element Method (FEM)

<sup>17</sup> First Order Reliability Method (FORM)

<sup>18</sup> Sensitivity Analysis

<sup>19</sup> Tsai

<sup>20</sup> Particle Swarm Optimization

<sup>21</sup> Reliability Based Design Optimization

<sup>22</sup> Limit state Function (LSF)

<sup>1</sup> Matrix Cracking

<sup>2</sup> Fiber Breakage

<sup>3</sup> Fiber-Matrix Debonding

<sup>4</sup> Delamination

<sup>5</sup> Matrix Cracking Induced Delamination (MCID)

<sup>6</sup> Symmetric

<sup>7</sup> Asymmetric

<sup>8</sup> Balance

<sup>9</sup> Unbalance

<sup>10</sup> In-plane

<sup>11</sup> Out of plane

داده شده است. بدین‌منظور با استفاده از روش‌های مرتبه اول و مرتبه دوم قابلیت اطمینان یک روش عمومی برای محاسبه‌ی احتمال وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی در چندلایه‌های کامپوزیتی پیشنهاد شده است و نتایج به‌دست آمده با استفاده از شبیه‌سازی مونت‌کارلو صحت‌سنجی شده است. در تحلیل قابلیت اطمینان به یک تابع حالت حدی که بیان‌کننده‌ی رویداد مورد نظر است، نیاز می‌باشد. از آن‌جایی که هدف این مقاله تحلیل قابلیت اطمینان عدم وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی می‌باشد در مرحله‌ی فرموله نمودن تابع حالت حدی استفاده نمود. بدین‌منظور ابتدا نویسندگان مقاله حاضر، در پژوهشی که در قبل معرفی شد یک معیار خرابی عمومی [1] تحت عنوان "ESM-MCID" را برای پیش‌بینی دقیق‌تر جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی که محدودیتی نیز در استفاده از آن برای چندلایه‌های مختلف و تحت بارگذاری‌های متفاوت وجود ندارد، توسعه داده‌اند و سپس در این پژوهش از آن معیار خرابی برای فرموله نمودن تابع حالت حدی جهت توسعه الگوریتمی جدید برای تحلیل قابلیت اطمینان عدم وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی، استفاده نموده‌اند. در مقاله حاضر، با اعمال مفهوم نرخ‌های انرژی کرنشی هنگام وقوع یا رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی مبتنی بر معیار خرابی ESM-MCID و مقایسه آن با نرخ‌های انرژی کرنشی بحرانی در مود II، تابع حالت حدی فرموله شده است. در نهایت با به‌کارگیری روش‌های مرتبه اول قابلیت اطمینان، مرتبه دوم قابلیت اطمینان و شبیه‌سازی مونت‌کارلو چارچوب مورد نظر برای تحلیل قابلیت اطمینان عدم وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی ارائه شده است. روش پیشنهاد شده در این مقاله برای یک چندلایه‌ی کامپوزیتی کربن/اپوکسی شبه‌همسانگرد، دارای تک لایه‌های 45، 90، 45 و 0 درجه به آزمایش گذاشته است. با استفاده از الگوریتم پیشنهاد شده در این مقاله اثرات زاویه‌ی لایه‌ی ترک‌خورده، تنش‌های طولی متفاوت، ضخامت لایه‌ها، اعمال تنش‌های درون‌صفحه‌ای به‌صورت همزمان، موقعیت شکل‌گیری ترک ماتریسی (لایه‌ی ترک‌خورده‌ی بیرونی و لایه‌ی ترک‌خورده‌ی درونی)، بر احتمال شکل‌گیری جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی در چندلایه‌ی شبه‌همسانگرد با جنس کربن/اپوکسی، بررسی شده‌اند.

تعداد زیادی معیار برای تحلیل قابلیت اطمینان کامپوزیت‌ها کار شده است. آن‌ها از سه روش همگن‌سازی استفاده و قابلیت اطمینان مبتنی بر معیارهای خرابی مختلف را با استفاده از روش‌های مرتبه اول قابلیت اطمینان و شبیه‌سازی مونت‌کارلو استخراج و در نهایت مزایای تحلیل چندمقیاسه را ارائه کردند. لازم به ذکر است در سال ۲۰۱۲ چیاچیو و همکاران [18] در یک مقاله مروری به معرفی موضوعات مهمی که در حوزه قابلیت اطمینان مواد کامپوزیتی تا آن زمان انجام شده بود، پرداختند. آن‌ها یک مقایسه جامع بین پژوهش‌های مختلف از نظر معیار خرابی، روش‌های تحلیل قابلیت اطمینان، انواع متغیرهای تصادفی و هدف از تحلیل مربوطه انجام دادند و روش‌های موجود برای تخمین قابلیت اطمینان را با ذکر جزئیات ارائه نمودند. نکته‌ی بسیار مهمی که از مطالعه پژوهش‌های موجود در این زمینه روشن می‌شود این است که عموماً تحلیل‌های قابلیت اطمینان برای پیش‌بینی احتمالاتی وقوع خرابی کلی در چندلایه‌های کامپوزیتی، مبتنی بر معیارهای خرابی تعاملی<sup>۱</sup> نظیر تسای-وو، تسای-هیل<sup>۲</sup> و یا مدهای خرابی نظیر کمانش انجام شده است که این معیارها، تعیین‌کننده خرابی به‌صورت کلی در سازه می‌باشند. از طرفی چون در چندلایه‌های کامپوزیتی مدهای خرابی نظیر جدایش بین لایه‌های وجود دارد، بسیار ضروری به نظر می‌رسد که الگوریتم‌هایی را به‌منظور پیش‌بینی تحلیل قابلیت اطمینان، مبتنی بر مدهای خرابی موجود در مکانیک آسیب چندلایه‌های کامپوزیتی، توسعه داد.

در این زمینه اولین پژوهش را دلبرایانی‌نژاد و همکاران [2] انجام دادند. آن‌ها با استفاده از مفهوم نرخ‌های انرژی کرنشی، الگوریتمی را به‌منظور پیش‌بینی احتمالاتی رشد جدایش بین لایه‌های لبه‌ای تحت بارگذاری‌های مود I خالص، مود II خالص و مود ترکیبی I/II ارائه دادند. در پژوهش ذکر شده، بعد از فرموله نمودن توابع حالت حدی مبتنی بر انرژی، در هر سه مود بیان شده، روش مرتبه اول قابلیت اطمینان و روش مرتبه دوم قابلیت اطمینان<sup>۳</sup> برای به‌دست آوردن احتمال رشد جدایش بین لایه‌های به‌کار گرفته و با استفاده از شبیه‌سازی مونت‌کارلو نتایج استخراج شده صحت‌سنجی شده‌اند. در پژوهش [2]، نویسندگان توانستند اثر نسبت مود ترکیبی را روی احتمال رشد جدایش بین لایه‌های در چندلایه‌های کامپوزیتی شبه‌اپوکسی بیانند. در پژوهش دیگری دلبرایانی‌نژاد و همکاران [19]، با بهره‌بردن از روش پیشنهادی خود در پژوهش قبلی [2]، تحلیلی را روی پیش‌بینی احتمالاتی رفتار جدایش اتصالات چسبی فلز/کامپوزیتی، تحت مدهای I خالص، مود I خالص و مود ترکیبی I/II انجام دادند.

با توجه به کمبود پژوهش‌های انجام شده در زمینه پیش‌بینی احتمالاتی وقوع انواع مکانیزم‌های آسیب در چندلایه‌های کامپوزیتی با استفاده از روش‌های تخمین قابلیت اطمینان، بسیار ضروری می‌باشد که در ادامه‌ی پژوهش‌های قبلی [2, 19]، الگوریتم‌هایی برای پیش‌بینی احتمالاتی وقوع سایر مدهای خرابی نیز پیشنهاد داد. دلبرایانی‌نژاد و همکاران [2]، در این زمینه به بررسی جدایش بین لایه‌های لبه‌ای<sup>۴</sup> پرداختند؛ حال آن‌که یکی از دلایل عمده وقوع جدایش بین لایه‌های ناشی از شکل‌گیری ترک ماتریسی است که بسیار مخرب می‌باشد؛ بنابراین با توجه به نکات ذکر شده، در ادامه مسیر پژوهشی توسعه داده شده توسط دلبرایانی‌نژاد و همکاران [2, 19]، در این مقاله یک الگوریتم جدید برای تحلیل قابلیت اطمینان چندلایه‌های کامپوزیتی به‌منظور محاسبه‌ی احتمال وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی با هر نوع چیدمان دلخواه و هر سناریوی محتمل برای وقوع این آسیب، توسعه

<sup>3</sup> Second Order Reliability Method (SORM)<sup>4</sup> Edge Delamination<sup>1</sup> Interactive<sup>2</sup> Tsai-Hill

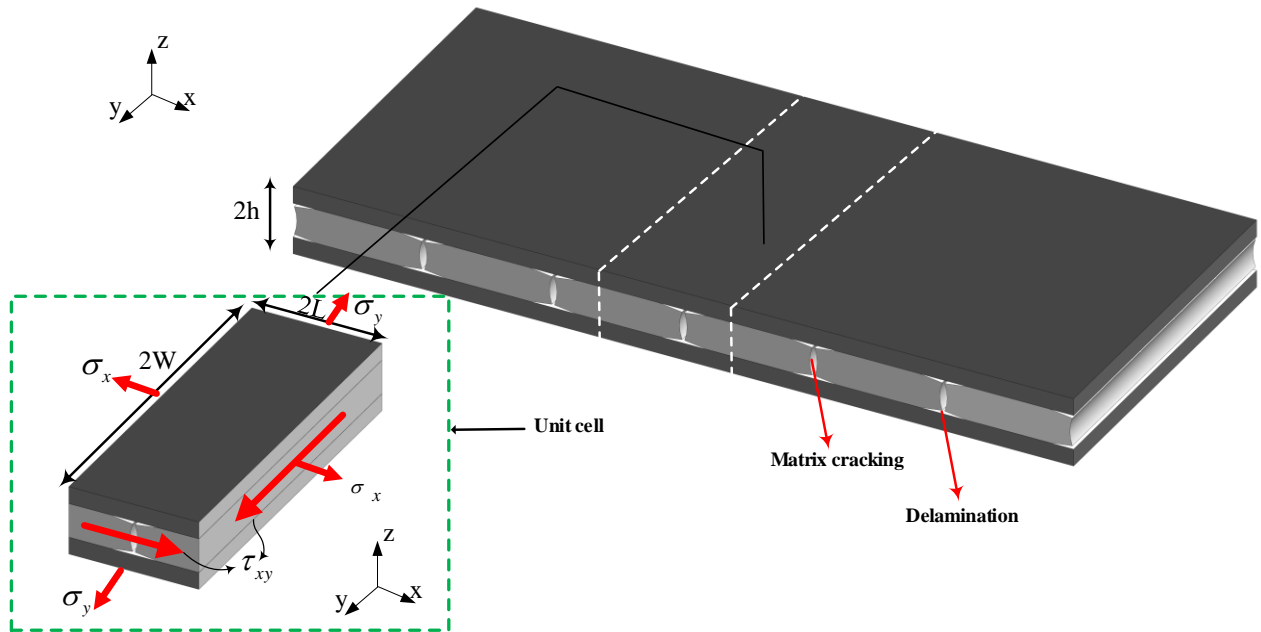


Fig. 1 Schematic of composite laminate containing matrix cracking induced delamination and unit cell under general in-plane loadings

شکل 1 شماتیک چندلایه کامپوزیتی شامل جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی و سلول واحد تحت شرایط بارگذاری عمومی درون صفحه‌ای لازم به ذکر است که برای اعتبارسنجی برخی از نتایج جالب توجه، نیز از

داده‌های تجربی موجود در پژوهش‌های تجربی استفاده شده است. در برخی از حالات، نتایج روش‌های مرتبه اول و دوم قابلیت اطمینان با استفاده از نتایج به‌دست از شبیه‌سازی مونت کارلو صحت‌سنجی شده‌اند. علاوه بر این روند همگرایی نتایج شبیه‌سازی به نتایج روش‌های قابلیت اطمینان نیز برای برخی از حالات بارگذاری ارائه شده است. در نهایت اثر پراکندگی داده‌های مربوط به هر یک از متغیرهای تصادفی موجود بر مقدار احتمال وقوع بررسی شده است.

2- معیار خرابی ESM-MCID برای پیش‌بینی وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی

معیار خرابی ESM-MCID برای بارگذاری‌های درون صفحه‌ای و برون صفحه‌ای و هر لایه‌چینی دلخواه مناسب می‌باشد. پیش‌بینی دقیق‌تر وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های از مزایای کاربردی این معیار خرابی در مقایسه با معیارهای دیگر می‌باشد. فرمولاسیون معیار خرابی ESM-MCID توسعه داده شده توسط دلبرایانی‌نژاد و فرخ‌آبادی [1] بر مبنای مفهوم نرخ رهایی انرژی کرنشی  $\mathcal{G}$  و نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی  $\mathcal{G}_C$  استوار شده است. با استفاده از این مفاهیم، وقوع یا رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی هنگامی ایجاد می‌شود که مقدار نرخ رهایی انرژی برابر یا بزرگتر از مقدار بحرانی خود باشد؛ بنابراین معیار خرابی را می‌توان به صورت زیر ارائه داد.

### 2- معیار خرابی ESM-MCID برای پیش‌بینی وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی

معیار خرابی ESM-MCID برای بارگذاری‌های درون صفحه‌ای و برون صفحه‌ای و هر لایه‌چینی دلخواه مناسب می‌باشد. پیش‌بینی دقیق‌تر وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های از مزایای کاربردی این معیار خرابی در مقایسه با معیارهای دیگر می‌باشد. فرمولاسیون معیار خرابی ESM-MCID توسعه داده شده توسط دلبرایانی‌نژاد و فرخ‌آبادی [1] بر مبنای مفهوم نرخ رهایی انرژی کرنشی  $\mathcal{G}$  و نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی  $\mathcal{G}_C$  استوار شده است. با استفاده از این مفاهیم، وقوع یا رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی هنگامی ایجاد می‌شود که مقدار نرخ رهایی انرژی برابر یا بزرگتر از مقدار بحرانی خود باشد؛ بنابراین معیار خرابی را می‌توان به صورت زیر ارائه داد.

$$\mathcal{G}/\mathcal{G}_C \geq 1 \quad (1)$$

لازم به ذکر است در صورت ایجاد ترک ماتریسی در یک لایه و اعمال بارگذاری درون صفحه‌ای به چندلایه، رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از آن تنها در مود دوم جدایش رشد خواهد کرد. مقدار نرخ رهایی انرژی در رابطه (1) به فرم کلی خود در معادله (2) بیان شده است.

$$\mathcal{G} = \frac{1}{mC_d\eta} [N \quad M][\Delta S] \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} \quad (2)$$

در صورتی که چندلایه کامپوزیتی تحت تنش‌های درون صفحه‌ای عمومی  $\sigma_x$ ،  $\sigma_y$  و  $\tau_{xy}$  قرار گیرد، رابطه‌ی (2) به صورت زیر نوشته می‌شود.

$$\mathcal{G} = \frac{1}{mC_d\eta} [\sigma_x \quad \sigma_y \quad \tau_{xy}][\Delta S] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (3)$$

حال اگر چندلایه کامپوزیتی تنها تحت تنش اعمالی  $\sigma_x$  قرار بگیرد نرخ رهایی انرژی به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$\mathcal{G} = \frac{2}{mC_d\eta} \left( \frac{1}{E_x^{dam}(\rho_c, L_d)} - \frac{1}{E_x^0(\rho_c)} \right) \quad (4)$$

لازم به ذکر است که  $[\Delta S]$ ، در رابطه (5) نشان داده شده است. در رابطه‌ی (4)،  $E_x^{dam}(\rho_c, L_d)$ ،  $E_y^{dam}(\rho_c, L_d)$  و  $G_{xy}^{dam}(\rho_c, L_d)$  به ترتیب، مدول‌های طولی، عرضی و برشی یک چندلایه کامپوزیتی آسیب دیده هستند که حاوی جدایش بین لایه‌ای با چگالی طول جدایش بین لایه‌ای مشخص هستند.

$$[\Delta S] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x^{dam}(\rho_c, L_d)} - \frac{1}{E_x^0(\rho_c)} - \frac{v_{xy}^{dam}(\rho_c, L_d)}{E_x^{dam}(\rho_c, L_d)} + \frac{v_{xy}^0(\rho_c)}{E_x^0(\rho_c)} & \frac{\eta_{xz}^{dam}(\rho_c, L_d)}{E_x^{dam}(\rho_c, L_d)} - \frac{\eta_{xz}^0(\rho_c)}{E_x^0(\rho_c)} \\ -\frac{v_{xy}^{dam}(\rho_c, L_d)}{E_x^{dam}(\rho_c, L_d)} + \frac{v_{xy}^0(\rho_c)}{E_x^0(\rho_c)} & \frac{1}{E_y^{dam}(\rho_c, L_d)} - \frac{1}{E_y^0(\rho_c)} & \frac{\eta_{yz}^{dam}(\rho_c, L_d)}{E_y^{dam}(\rho_c, L_d)} - \frac{\eta_{yz}^0(\rho_c)}{E_y^0(\rho_c)} \\ \frac{\eta_{xz}^{dam}(\rho_c, L_d)}{E_x^{dam}(\rho_c, L_d)} - \frac{\eta_{xz}^0(\rho_c)}{E_x^0(\rho_c)} & \frac{\eta_{yz}^{dam}(\rho_c, L_d)}{E_y^{dam}(\rho_c, L_d)} - \frac{\eta_{yz}^0(\rho_c)}{E_y^0(\rho_c)} & \frac{1}{G_{xy}^{dam}(\rho_c, L_d)} - \frac{1}{G_{xy}^0(\rho_c)} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{cases} Z > 0 \rightarrow \text{ایمن} \\ Z = 0 \rightarrow \text{حالت حدی} \\ Z < 0 \rightarrow \text{خرابی حالت} \end{cases} \quad (8)$$

تابع حالت حدی اساسی‌ترین نقش را در تحلیل‌های قابلیت اطمینان سازه‌ها ایفا می‌کند. این توابع می‌توانند تابعی صریح یا ضمنی از متغیرهای تصادفی باشد و علاوه بر این می‌تواند شکل ساده یا پیچیده‌ای داشته باشد. با توجه به رابطه‌ی (8)، خرابی زمانی روی می‌دهد که  $Z < 0$  بنابراین، احتمال خرابی  $P_{failure}$ ، توسط محاسبه‌ی انتگرال زیر که روی سراسر ناحیه‌ی خرابی اعمال می‌شود، به دست می‌آید.

$$P_{failure} = \int \dots \int_{g(\cdot) < 0} f_X(x_i) dx_i, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (9)$$

که  $f_X(x_i)$  تابع چگالی احتمالاتی مشترک می‌باشد. در عمل، محاسبه‌ی تابع چگالی احتمالاتی مشترک غیرممکن است با این حال حتی اگر این تابع در دسترس باشد، محاسبه‌ی انتگرال چندگانه در مسائلی که متغیرهای تصادفی زیادی دارند، به صورت مستقیم مشکل می‌باشد. یکی از روش‌های موجود برای حل این انتگرال، استفاده از تقریب‌های تحلیلی می‌باشد که شامل دو روش مرتبه اول قابلیت اطمینان و روش مرتبه دوم قابلیت اطمینان می‌باشند. در ادامه روابط اساسی این روش‌ها و الگوریتم عملکردی آن‌ها ارائه شده است.

### 3-1- روش مرتبه اول قابلیت اطمینان

توابع حالت حدی می‌توانند خطی یا غیرخطی باشند. روش مرتبه اول قابلیت اطمینان را هنگامی می‌توان استفاده نمود که تابع حالت حدی، خطی و متغیرهای تصادفی، ناهمبسته باشند یا اینکه بتوان تابع حالت غیرخطی را با استفاده از تقریب مرتبه اول یا متغیر نرمال معادل، ارائه نمود. روش مرتبه اول قابلیت اطمینان را روش‌های گشتاور دوم نیز می‌گویند، زیرا مشخصه‌های گشتاور اول و دوم مربوط به متغیرهای تصادفی در آن‌ها استفاده می‌شود. این روش‌ها عبارت‌اند از: روش مرتبه اول-گشتاور دوم<sup>۲</sup> و روش پیشرفته‌ی مرتبه اول-گشتاور دوم<sup>۳</sup>. در روش FOSM، اطلاعات توزیع احتمالاتی متغیرهای تصادفی نادیده گرفته می‌شود و در روش دوم این اطلاعات در محاسبات به کار گرفته می‌شود. در این مقاله از روش پیشرفته مرتبه اول-گشتاور دوم تحت عنوان روش هاسوفر-لیند [21] استفاده می‌شود. این روش برای متغیرهای تصادفی نرمال مناسب می‌باشد. در ابتدا، متغیرهای تصادفی کاهش یافته با انتقال متغیرها به فضای نرمال استاندارد به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$X'_i = \frac{X_i - \mu_{X_i}}{\sigma_{X_i}}, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (10)$$

همچنین،  $E_x^0(\rho_c)$ ،  $E_y^0(\rho_c)$  و  $G_{xy}^0(\rho_c)$  به ترتیب، مدول‌های طولی، عرضی و برشی یک چندلایه‌ی کامپوزیتی در حالت قبل از وقوع جدایش بین لایه‌ای هستند که اگر چگالی ترک ماتریسی پایین ( $\rho_c \leq 0.1 (1/mm)$ ) باشند به ترتیب برابر با  $E_x^0$ ،  $E_y^0$  و  $G_{xy}^0$  در نظر گرفته می‌شوند که از روابط تنوری کلاسیک چندلایه<sup>۱</sup> محاسبه می‌شود. در مقابل اگر چگالی ترک ماتریسی قابل‌ملاحظه ( $\rho_c \geq 0.1 (1/mm)$ ) باشد، دیگر نمی‌توان از روابط CLT استفاده نمود؛ از این رو می‌بایست ابتدا افت سفتی لایه‌های حاوی ترک ماتریسی با استفاده از یک روش معتبر محاسبه شود و سپس با داشتن افت سفتی لایه‌های ترک‌خورده، افت سفتی چندلایه موردنظر به دست آید.

در رابطه‌ی (2)، فرم عمومی ماتریس  $[\Delta S]$ ، به صورت زیر می‌باشد.

$$[\Delta S] = [S]^{dam} - [S]^0 \quad (6)$$

که  $[S]^0$  و  $[S]^{dam}$  به ترتیب، ماتریس نرمی چندلایه‌ی کامپوزیتی در حالت سالم (از روابط CLT) و آسیب‌دیده می‌باشد. لازم به ذکر است حالت سالم برای چندلایه زمانی در نظر گرفته می‌شود که تنها ترک ماتریسی در چندلایه شکل گرفته باشد و چندلایه عاری از هرگونه جدایش بین لایه‌ای باشد. لازم به ذکر است که روابط موردنیاز برای محاسبه‌ی  $[S]^{dam}$  در پژوهش دلبریانی‌نژاد و فرخ‌آبادی [1] در دسترس می‌باشند.

### 3- تحلیل قابلیت اطمینان

عملکرد یک سیستم یا سازه می‌تواند مجموعه‌ای از رویدادهای محتمل در نظر گرفته شود. وقوع برخی از رویدادها می‌تواند سبب کاهش ایمنی سازه و در نهایت خرابی سازه شود. از طرفی یک سازه را می‌توان مجموعه‌ای از منابع عدم قطعیت در نظر گرفت که برخی از آن‌ها عبارت‌اند از عدم قطعیت در خواص مواد، داده‌های هندسی و بارگذاری. تحلیل قابلیت اطمینان به مجموعه‌ای از تحلیل‌هایی گفته می‌شود که در آن‌ها با آگاهی کامل از منابع عدم قطعیت، احتمال وقوع رویدادهای مهم مانند شکست در یک سازه محاسبه می‌شود [2,20]. اولین مرحله در ارزیابی قابلیت اطمینان یا محاسبه‌ی احتمال خرابی، انتخاب یک تابع عملکردی، متناسب با رویداد مربوطه و شناخت کامل از منابع عدم قطعیت موجود در تابع موردنظر می‌باشد. در اینجا متغیرهای تصادفی توسط  $X_i$  نشان داده می‌شود و تابع حاکم بر این متغیرهای تصادفی به صورت زیر بیان می‌شود.

$$Z = g(X_i) \quad (7)$$

سطح خرابی یا حالت خرابی در حالتی در نظر گرفته می‌شود که  $Z = 0$  در این حالت یک مرز مشخص بین ناحیه ایمن و ناحیه نایمن در فضای متغیرهای طراحی ایجاد می‌شود. از این رو به رابطه‌ی (7) تابع حالت حدی گفته می‌شود که می‌تواند سه حالت ممکن در رابطه‌ی (8) را داشته باشد.

<sup>1</sup> Classic Laminar Theory (CLT)

<sup>2</sup> First Order-Second Moment (FOSM)

<sup>3</sup> Advanced FOSM

روش‌های مرتبه اول و دوم قابلیت اطمینان در تخمین رویه حالت حدی و محتمل‌ترین نقطه<sup>۲</sup> در شکل 2، نشان داده شده است.

### 3-3- شبیه‌سازی مونت‌کارلو

برای صحت‌سنجی نتایج حاصل از روش‌های مرتبه اول و مرتبه دوم، می‌بایست از روش‌های مبتنی بر شبیه‌سازی استفاده نمود. شبیه‌سازی مونت‌کارلو، اصلی‌ترین روش تعیین احتمال خرابی مبتنی بر عملیات شبیه‌سازی می‌باشد. این روش با استفاده از اطلاعات پایه‌های آماری، ابزاری توانمند برای ارزیابی احتمال خرابی سیستم‌های پیچیده به حساب می‌آید. هدف اصلی شبیه‌سازی مونت‌کارلو تولید تعداد مشخصی از نمونه‌های متغیرهای تصادفی بر مبنای توزیع احتمالاتی هر یک از متغیرها می‌باشد. سپس مقادیر تولیدشده در تابع حالت حدی قرار داده می‌شود و تعداد شبیه‌سازی‌هایی که در آن خرابی روی داده باشد یعنی  $g(X_i) < 0$ ، شمارش می‌شود. در نهایت احتمال خرابی را با استفاده از رابطه زیر به دست می‌آید.

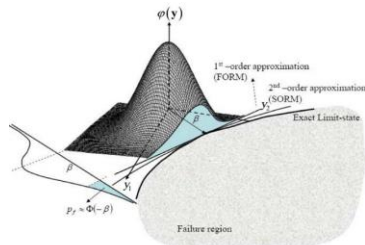
$$P_{failure} = N_f / N \quad (15)$$

که  $N$  مجموع تعداد شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود و  $N_f$  تعداد شبیه‌سازی‌هایی می‌باشد که در آن‌ها خرابی اتفاق افتاده باشد [22].

**4-3- تحلیل احتمالاتی وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی**  
در این قسمت می‌بایست تابع حالت حدی جهت به کارگیری در تحلیل قابلیت اطمینان فرموله شود. تا اینجا بیان شده است که معیار خرابی  $ESM-MCID$ ، وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی را بر مبنای نرخ رهایی انرژی کرنشی  $G_{II}$  و مقایسه‌ی آن با نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی در مود II،  $G_{IIc}$ ، پیش‌بینی می‌کند؛ از این رو تابع حالت حدی  $g(X_i)$ ، به منظور محاسبه‌ی احتمال وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی به صورت زیر فرموله می‌شود.

$$g(X_i) = G_{IIc} - G_{II} \quad (16)$$

جزئیات روند محاسبه‌ی نرخ رهایی انرژی کرنشی ناشی از وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی با استفاده از معیار خرابی  $ESM-MCID$ ، در قبل ارائه شده است. مقدار بحرانی نرخ رهایی انرژی کرنشی در مود II،  $G_{IIc}$ ، نیز با استفاده از نتایج آزمایش‌های تجربی به دست می‌آید. در تابع حالت حدی فرموله شده، منابع عدم قطعیت متفاوتی وجود دارد که برخی از آن‌ها عدم قطعیت در خواص مواد و برخی دیگر در مقادیر هندسی یا بارگذاری می‌باشد. بردار متغیرهای تصادفی خواص مواد در یک مسأله عمومی تحلیل قابلیت اطمینان چندلایه‌های کامپوزیتی را می‌توان توسط رابطه‌ی ارائه (17) نمود.



**Fig. 2** First and second order approximations of failure region [2]

شکل 2 تقریب‌های مرتبه اول و دوم قابلیت اطمینان رویه حالت حدی [2]

$$X_i = E_1, E_2, E_3, G_{12}, G_{13}, G_{23}, \quad (17)$$

$$v_{12}, v_{13}, v_{23}, \sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy},$$

$$G_{IIc}, t_{ply}$$

که  $X_i'$ ، متغیر تصادفی در فضای نرمال استاندارد یعنی میانگین صفر و انحراف از معیار واحد می‌باشد.  $\mu_{X_i}$  و  $\sigma_{X_i}$  به ترتیب مقدار میانگین<sup>۱</sup> و انحراف از معیار<sup>۲</sup> متغیر تصادفی  $X_i$  می‌باشد. با استفاده از رابطه‌ی (10)، می‌توان حالت حدی اصلی  $g(X_i) = 0$  را به فضای کاهش‌یافته  $g(X_i') = 0$  انتقال داد. در نهایت یک شاخص هندسی تحت عنوان شاخص قابلیت اطمینان  $\beta_{HL}$  که کوتاه‌ترین فاصله از مرکز محورهای مختصات کاهش‌یافته تا سطح حالت خرابی می‌باشد، تعریف می‌شود. نقطه‌ای روی حالت حدی خرابی که دارای کوتاه‌ترین فاصله می‌باشد، نقطه‌ی طراحی یا نقطه‌ی محتمل خرابی می‌باشد. شاخص قابلیت اطمینان هاسوفر-لیند با استفاده از رابطه‌ی (11)، محاسبه می‌شود.

$$\beta_{HL} = \sqrt{(x^*)^T (x^*)} \quad (11)$$

در حقیقت تمامی روش‌های ارزیابی قابلیت اطمینان مجموعه‌ای از محاسبات ریاضیاتی به منظور دستیابی هرچه دقیق‌تر به نقطه‌ی طراحی می‌باشد. فرآیند پیدا کردن کوتاه‌ترین فاصله به نوعی حل یک مسأله‌ی بهینه‌سازی می‌باشد که در رابطه زیر فرم ریاضی آن نشان داده شده است.

$$\beta = \min \|x^*\| \quad (12)$$

$$\text{subjected to } g(X_i) = 0$$

که علامت  $\| \cdot \|$ ، به معنای اندازه یک بردار می‌باشد. با پیدا کردن تقریبی این نقطه می‌توان احتمال وقوع رویداد موردنظر (برای مثال خرابی) یا قابلیت اطمینان  $R$  را محاسبه نمود.

$$P_{failure} = 1 - R = 1 - \Phi(\beta) \quad (13)$$

علامت  $\Phi$ ، تابع احتمالی توزیع جمعی در فضای نرمال استاندارد می‌باشد. لازم به ذکر است که روش هاسوفر-لیند تنها برای مسائلی مناسب می‌باشد که متغیرهای تصادفی نرمال باشند از آنجایی که روش هاسوفر-لیند مبتنی بر تقریب مرتبه اول حالت حدی می‌باشد، لذا در مسائل غیرخطی می‌بایست یک الگوریتم بهینه‌سازی تکراری که از گام‌های مختلفی تشکیل شده است اجرا شود که در مرجع [22] مراحل مختلف آن در دسترس است.

### 2-3- روش مرتبه دوم قابلیت اطمینان

در اغلب مسائل تحلیل قابلیت اطمینان، تابع حالت حدی به دلیل روابط غیرخطی بین متغیرهای تصادفی یا وجود برخی از متغیرهای غیرنرمال، غیرخطی می‌باشد. همچنین اگر تمامی متغیرهای تصادفی غیرنرمال باشد، تابع حالت حدی هنگامی که از فضای اصلی به فضای نرمال استاندارد انتقال داده می‌شود، غیرخطی می‌شود. علاوه بر موارد ذکرشده، انتقال متغیرهای همبسته به متغیرهای ناهمبسته سبب ایجاد شرایط غیرخطی بر مسأله می‌شود. در این موارد، برای ارزیابی احتمال خرابی، رویه‌ی حالت حدی با استفاده از سری مرتبه دوم تیلور تقریب زده می‌شود.

در حقیقت، روش مرتبه اول قابلیت اطمینان، انحنا‌ی حالت حدی را در مسأله در نظر نمی‌گیرد اما این روش یعنی روش مرتبه دوم قابلیت اطمینان، نتایج مستخرج از روش مرتبه اول را با استفاده از اطلاعات اضافی در مورد انحنا‌ی حالت حدی بهبود می‌بخشد. در این مقاله از الگوریتم پیشنهادی بریتونگ [23] که یک حل بسته و مبتنی بر تقریب مرتبه دوم است، استفاده شده است. این حل بسته در رابطه‌ی زیر ارائه شده است.

$$P_{failure} \approx \Phi(-\beta_{HL}) \prod_{i=1}^{n-1} (1 + \beta_{HL} K_i)^{-1/2} \quad (14)$$

که  $\beta_{HL}$ ، شاخص قابلیت اطمینان به دست‌آمده در روش مرتبه اول قابلیت اطمینان و  $K_i$  انحنا‌های اصلی حالت حدی در نقطه‌ی طراحی می‌باشد. عملکرد

<sup>3</sup> Most Probable Point (MPP)

<sup>1</sup> Mean Value

<sup>2</sup> Standard Deviation

حال اگر چندلایه‌ی کامپوزیتی تنها تحت تنش‌های اعمالی درون صفحه‌ای  $\sigma_x$ ،  $\sigma_y$  و  $\tau_{xy}$  قرار بگیرد، تابع حالت حدی مبتنی بر انرژی به صورت زیر فرموله می‌شود.

$$g(X_i) = G_{IIC} - \left( \frac{2}{mC_d\eta} [\sigma_x \quad \sigma_y \quad \tau_{xy}] [\Delta S] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \right) \quad (18)$$

و اگر چندلایه‌ی کامپوزیتی تنها تحت تنش اعمالی  $\sigma_x$  قرار بگیرد، تابع حالت حدی مبتنی بر انرژی، به صورت زیر ارائه می‌شود.

$$g(X_i) = G_{IIC} - \left( \frac{2h\sigma_x^2}{mC_d\eta} \left( \frac{1}{E_x^{dam}(\rho_c, L_d)} - \frac{1}{E_x^0(\rho_c)} \right) \right) \quad (19)$$

نتایج به دست آمده نشان داده شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش  $n$  احتمال شکل‌گیری جدایش بین لایه‌های افزایش پیدا می‌کند در نتیجه با افزایش ضخامت تک‌لایه‌ها و در نهایت ضخامت کل چندلایه، احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های به شدت افزایش پیدا می‌کند.

نکته مهم بعدی این است که مشاهده می‌شود در یک  $n$  مشخص، هنگامی که لایه‌ی ترک‌خورده‌ی بیرونی 45 درجه باشد، احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطح میانی 45/90 خیلی بیشتر از هنگامی است که لایه‌ی ترک‌خورده بیرونی 90 درجه باشد (سطح میانی 90/45). از آنجایی که ترک‌های عرضی در لایه‌ی 90 درجه به دلیل استحکام پایین در راستای عرضی، زودتر و با چگالی بالاتر نسبت به لایه‌ی 45 درجه ایجاد می‌شوند؛ بنابراین در نگاه اولیه انتظار ابتدایی این است که عکس این اتفاق روی دهد یعنی احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطح میانی 45/90 از احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطح میانی 90/45 کمتر شود. با این حال نتیجه کاملاً عکس این انتظار می‌باشد. این پدیده را می‌توان هم با استفاده از روابط تحلیلی ارائه شده برای مدل سفتی مؤثر و هم با استفاده از برخی از مطالعات تجربی اعتبارسنجی نمود. با در نظر گرفتن رابطه‌ی (19) و به کارگیری مدل سفتی مؤثر [1] نشان داده می‌شود که افت سفتی  $E_x^{dam}(\rho_c, L_d)$  در چندلایه‌ی  $45_n/90_n$  در چندلایه‌ی  $45_n/0_n$  نسبت به افت سفتی  $E_x^{dam}(\rho_c, L_d)$  در چندلایه‌ی  $90_n/45_n$  کمتر است پس مقدار عددی عبارت  $1/E_x^{dam}(\rho_c, L_d)$  در چندلایه‌ی  $45_n/0_n$  بیشتر است که همین مورد باعث افزایش نرخ رهایی انرژی در این چندلایه‌ی می‌شود. افزایش مقدار  $G_{II}$  باعث می‌شود جدایش بین لایه‌های زودتر ایجاد شود. علاوه بر توجیه فیزیکی این نتیجه، مبنی بر مدل سفتی مؤثر و رابطه حاکم بر نرخ رهایی انرژی، می‌توان با استفاده از برخی پژوهش‌های تجربی انجام شده در این حوزه، نتیجه مذکور را اعتبارسنجی نمود. جانسون و چنگ [24] به تحلیل تجربی وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی در چندلایه‌های کامپوزیتی کربن-اپوکسی پرداختند.

یکی از این موارد آزمایش آن‌ها، چندلایه شبه‌همسانگرد  $90_2/45_2$  [25] بوده است که تنها آسیبی که در این چندلایه مشاهده شده است شکل‌گیری ترک ماتریسی در لایه 90 درجه و جدایش بین لایه‌های لبه‌ای در مود اول می‌باشد. لازم به ذکر است هیچ‌گونه جدایش بین لایه‌های در سطح میانی 90/45 ناشی از وقوع ترک ماتریسی در لایه 90 درجه برای این چندلایه کامپوزیتی گزارش نشده است. در پژوهش تجربی دیگری حسایی و همکاران [25]، نشان دادند که برای چندلایه شبه‌همسانگرد  $90/45$  /  $45/0$  با افزایش سطح تنش، ابتدا به ترتیب ترک ماتریسی در لایه 45 درجه و سپس ترک ماتریسی در لایه 90 درجه ایجاد می‌شود و در نهایت جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی سبب خرابی کل چندلایه می‌شود.

لازم به ذکر است، با استفاده از الگوریتمی که در این مقاله ارائه شده است، می‌توان احتمال وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از شکل‌گیری ترک ماتریسی را در چندلایه‌های کامپوزیتی عمومی محاسبه نمود. مدل توسعه داده شده برای این منظور هیچ‌گونه محدودیتی روی بارگذاری، چیدمان لایه‌ها، موقعیت شکل‌گیری ترک ماتریسی و سناریوهای مختلف وقوع جدایش بین لایه‌ای، ندارد.

#### 4- نتایج و بحث

الگوریتم تحلیل قابلیت اطمینان پیشنهاد شده در این مقاله برای به کارگیری در چندلایه‌های کامپوزیتی عمومی با هر نوع چیدمان دلخواه مناسب می‌باشد. برای نشان دادن عملکرد الگوریتم توسعه داده شده، تحلیل احتمالاتی وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی برای یک چندلایه‌ی کامپوزیتی شبه‌همسانگرد، شامل تک لایه‌های 45، 90، 45- و 0 درجه انجام شده است. چندلایه‌ی موردنظر از جنس چندلایه‌ی تک‌جهته‌ی کربن/اپوکسی (IM7/8552) می‌باشد که مشخصات خواص مکانیکی مربوطه به همراه مشخصه‌های آماری هر کدام یک از متغیرهای تصادفی در جدول 1 ارائه شده است. لازم به ذکر است که توزیع احتمالاتی همه متغیرهای تصادفی، نرمال (گوسی) می‌باشد. در ادامه مجموعه‌ای از نتایج تحلیل احتمالاتی وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های در چندلایه‌ی معرفی شده، از نقطه‌نظرات متفاوت ارائه شده است. در ابتدا، چندلایه‌ی شبه‌همسانگرد کربن/اپوکسی شامل تک لایه‌های  $45_n, 90_n, 45_n, 0_n$  تحت تنش طولی  $\sigma_x = 400 \text{ MPa}$  برای جدول 1 مشخصه‌های آماری خواص چندلایه کامپوزیتی کربن/اپوکسی (IM7/8552) و سایر متغیرهای تصادفی

**Table 1** Statistical characteristic of material properties of Carbon/Epoxy composite laminate (IM7/8552) and other random variables [6].

متغیرهای تصادفی	مقادیر میانگین $\mu_{X_i}$	ضریب تغییرات (%)
$E_1$ (GPa)	161	0.1
$E_2$ (GPa)	11.38	0.1
$E_3$ (GPa)	11.38	0.1
$G_{12}$ (GPa)	5.17	0.1
$G_{13}$ (GPa)	5.17	0.1
$G_{23}$ (GPa)	3.98	0.1
$\nu_{12}$	0.32	0.05
$\nu_{13}$	0.32	0.05
$\nu_{23}$	0.436	0.05
$G_{IIC}$ (J/m <sup>2</sup> )	1000	0.1
$t_{ply}$ (mm)	0.131	0.05
$\sigma_x$ (MPa)	-	0.1
$\sigma_y$ (MPa)	-	0.1
$\tau_{xy}$ (MPa)	-	0.1

**جدول 2** اثر لایه ترک‌خورده بیرونی متفاوت بر احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی در سطوح میانی متفاوت چندلایه کامپوزیتی شبه‌همسانگرد تحت تنش طولی  $\sigma_x = 400$  MPa (بالانویس "−" برای نشان دادن لایه‌ی حاوی ترک ماتریسی استفاده شده است).

**Table 2** The effect of different outer cracked ply on probability of MCID onset at the different interfaces of quasi-isotropic composite laminate under uniaxial stress,  $\sigma_x = 400$  MPa.

لایه‌های ترک بیرونی ترک‌خورده متفاوت								تعداد تکرار لایه، n
بدون ترک ماتریسی		لایه ترک‌خورده 45-درجه		لایه ترک‌خورده 90-درجه		لایه ترک‌خورده 45-درجه		
$[0_n/45_n/90/-45_n]_s$		$[-45_n/45_n/90_n/0_n]_s$		$[90_n/45_n/-45_n/0_n]_s$		$[45_n/90_n/-45_n/0_n]_s$		
0/45		-45/45		90/45		45/90		
SORM	FORM	SORM	FORM	SORM	FORM	SORM	FORM	
-	-	4.01e-04	3.43e-04	4.56e-06	3.63e-06	4.01e-04	3.43e-04	1
-	-	0.3178	0.3074	0.0838	0.0787	0.3178	0.3074	2
-	-	0.9849	0.9841	0.9300	0.9266	0.9849	0.9841	4
-	-	0.99999	0.99999	0.99993	0.99993	0.99999	0.99999	8

در این پژوهش تجربی نیز مشاهده شده است اگرچه در لایه 90 درجه ترک ماتریسی وجود دارد با این حال جدایش بین لایه‌ای در سطح میانی 90/45 مشاهده نمی‌شود.

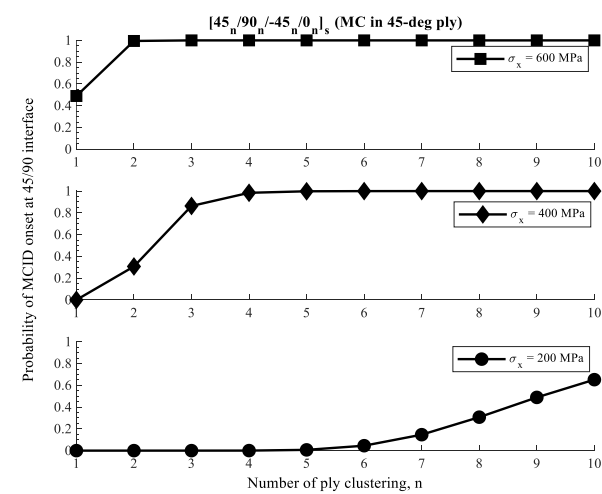
از این رو با تکیه بر داده‌های تجربی [24,25]، به دست آوردن احتمال بسیار پایین وقوع جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی در سطح میانی 90/45 چندلایه‌ی  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_s$  (برای  $n=1,2$ ) در پژوهش حاضر، دور از انتظار نمی‌باشد و مبتنی بر نتایج تجربی می‌باشد.

از طرفی، چن و همکاران [26]، نیز نشان داده‌اند که در چندلایه کامپوزیتی  $[45/90/-45/0]_s$ ، بعد از شکل‌گیری ترک ماتریسی در لایه 45 درجه و سپس در لایه 90 درجه، جدایش بین لایه‌ای در سطح میانی 45/90 حتمی می‌باشد. در نهایت می‌توان ادعا نمود این نتیجه که زمانی لایه‌ی ترک‌خورده‌ی بیرونی 45 درجه باشد، احتمال وقوع جدایش بین لایه‌ای بیشتر از حالتی است که لایه‌ی ترک‌خورده بیرونی 90 درجه باشد، معتبر می‌باشد.

لازم به ذکر است وقتی لایه‌ی بیرونی صفر درجه باشد، هیچ‌گونه ترک‌های عرضی ایجاد نخواهد شد پس جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی نیز در این حالت شکل نمی‌گیرد. لازم به ذکر است که نتایج روش‌های مرتبه اول و دوم قابلیت اطمینان در این حالت، با یکدیگر تطابق خوبی دارد، به این معنا که تقریب مرتبه اول، تخمین مناسبی از رویه حالت حدی در نقطه طراحی ارائه می‌دهد.

در شکل 3، اثرات تعداد تکرار تک لایه‌ها به‌نوعی دیگر بررسی شده است به این صورت که احتمال وقوع جدایش بین لایه‌ای در سطح میانی 45/90 برای چندلایه‌ی کامپوزیتی  $[45_n/90_n/-45_n/0_n]_s$  در سه سطح مختلف تنش طولی با استفاده از روش مرتبه اول قابلیت اطمینان محاسبه شده است. لازم به ذکر است که در این حالت نیز چگالی ترک ماتریسی در لایه‌ی ترک‌خورده‌ی بیرونی بسیار پایین در نظر گرفته شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش سطح تنش از 200 تا 600 مگاپاسکال، در  $n$  های برابر، احتمال وقوع جدایش بین لایه‌ای به شدت افزایش پیدا می‌کند.

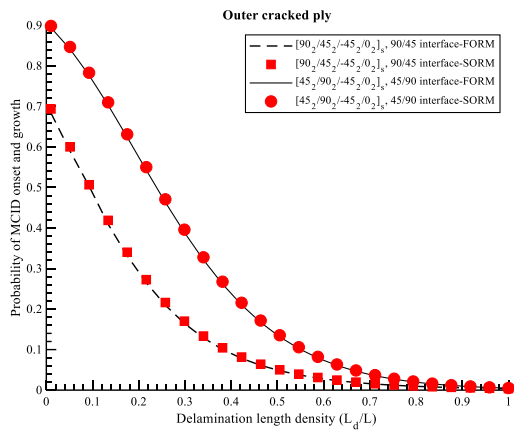
علاوه بر این، مشخص شده است که در تنش‌های طولی 400 و 600 مگاپاسکال به ترتیب هنگامی که  $n$  برابر با 5 و 2 باشد، وقوع جدایش بین لایه‌ای ناشی از ترک ماتریسی در سطح میانی 45/90 حتمی است. در شکل 4 اثر تنش طولی بر احتمال وقوع جدایش بین لایه‌ای به ترتیب در سطوح میانی 45/90 و  $[45_4/90_4/-45_4/0_4]_s$  و  $[90_4/$



**Fig. 3** The effects of number of ply clustering,  $n$  and the longitudinal stress level,  $\sigma_x$  on the probability of MCID onset at 45/90 interface of  $[45_n/90_n/-45_n/0_n]_s$  composite laminate

**شکل 3** اثر تعداد تکرار لایه‌ها  $n$  و سطح تنش طولی  $\sigma_x$  بر احتمال وقوع جدایش بین لایه‌ای در سطح میانی 45/90 ناشی از ترک ماتریسی در لایه 45 درجه چندلایه کامپوزیتی  $[45_n/90_n/-45_n/0_n]_s$

چندلایه‌ی  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_s$  از مقدار متناظر احتمال در سطح میانی 90/45 بیشتر است.



**Fig. 5** Probability of MCID growth at 45/90 and 90/45 interfaces of  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$  and  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_s$  composite laminates, respectively, in the different values of delamination length density,  $\eta = L_d/L$

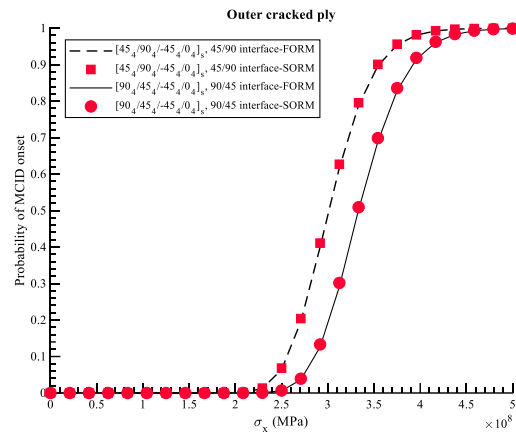
شکل 5 احتمال رشد جدایش بین لایه‌ای در سطوح میانی 90/45 و 45/90 چندلایه‌های کامپوزیتی  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$  و  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_s$  اثر در مقادیر متفاوت چگالی طول جدایش  $\eta = L_d/L$

لازم به ذکر است که نتایج حاصل از هر دو روش مرتبه اول و دوم قابلیت اطمینان به یکدیگر نزدیک می‌باشند.

در تمام نتایجی که تا اینجا به‌دست آمده است، لایه‌ی ترک‌خورده، بیرونی بوده است، از این جهت در دو حالت باقی‌مانده موقعیت لایه‌ی دارای ترک ماتریسی درونی در نظر گرفته شده است. در شکل 6، چندلایه  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_s$  که لایه‌ی ترک‌خورده درونی (2)  $m = 45$  درجه در آن وجود دارد، در نظر گرفته شده است که اثر تنش درون‌صفحه‌ای سه محوره بر احتمال وقوع جدایش بین لایه‌ای در سطوح میانی 90/45/45 چندلایه بررسی شده است.

تنش‌های اعمالی طولی  $\sigma_x$  و عرضی  $\sigma_y$  به ترتیب از مقادیر 0 تا 600 مگاپاسکال و 0 تا 400 مگاپاسکال و تنش برشی درون‌صفحه‌ای  $\tau_{xy}$ ، در دو حالت 0 و 100 مگاپاسکال در نظر گرفته شده‌اند. همان‌طور که از شکل 6 مشاهده می‌شود هنگامی که تنش برشی درون‌صفحه‌ای  $\tau_{xy}$  صفر باشد، بیشترین مقدار احتمال وقوع 1 می‌باشد که مربوط به حالتی است که چندلایه تحت تنش‌های اعمالی طولی  $\sigma_x = 600 \text{ MPa}$  و عرضی  $\sigma_y = 400 \text{ MPa}$  قرار بگیرد.

نکته‌ای که حائز اهمیت است این است که با افزایش تنش برشی مقادیر احتمال به میزان قابل‌توجهی برای همه‌ی نقاط افزایش می‌یابد. به‌عبارت‌دیگر رویه‌ی حالت حدی به سمت احتمال وقوع 1 میل پیدا می‌کند.



**Fig. 4** The effect of uniaxial stress,  $\sigma_x$  on the probability of MCID onset at 45/90 and 90/45 interfaces of  $[45_4/90_4/-45_4/0_4]_s$  and  $[90_4/45_4/-45_4/0_4]_s$  composite laminates, respectively

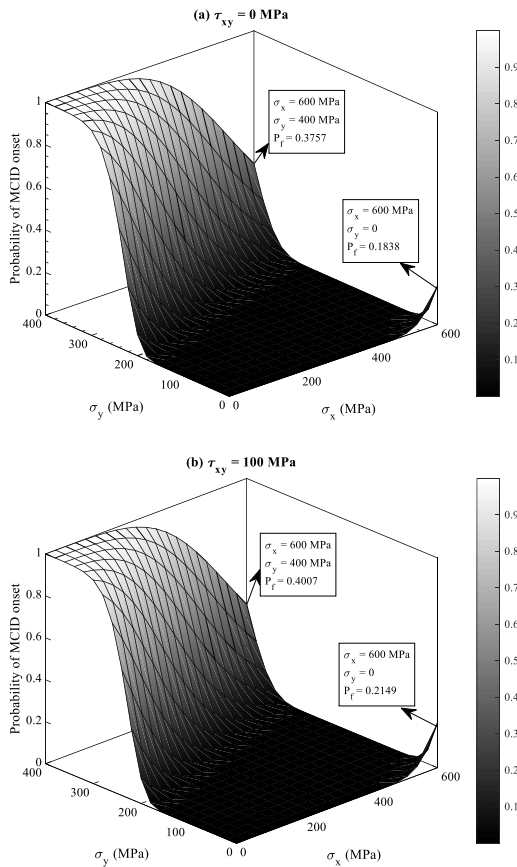
شکل 4 اثر تنش طولی  $\sigma_x$  بر احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی در سطوح میانی 45/90 و 90/45 چندلایه‌های کامپوزیتی  $[90_4/45_4/-45_4/0_4]_s$  و  $[45_4/90_4/-45_4/0_4]_s$

علاوه‌براین مقدار احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی در سطح میانی 45/90 چندلایه‌ی  $[45_4/90_4/-45_4/0_4]_s$  از مقدار متناظر در سطح میانی 90/45 چندلایه‌ی  $[90_4/45_4/-45_4/0_4]_s$  بیشتر است. در قبل، در مورد دلایلی که سبب کاهش احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی هنگامی که لایه‌ی بیرونی 90 درجه باشد، توضیح داده شده است. لازم به ذکر است که نتایج حاصل از هر دو روش مرتبه اول و دوم قابلیت اطمینان با یکدیگر تطابق خوبی دارند.

همان‌طور که در بخش روابط تحلیلی حاکم بر معیار خرابی ESM-MCID بیان شده است، با استفاده از معیار مذکور می‌توان علاوه بر وقوع جدایش بین لایه‌ای، رشد آن را نیز پیش‌بینی نمود. این مورد با به‌کارگیری پارامتر بدون بعد  $\eta = L_d/L$  که ان‌دهنده‌ی میزان رشد جدایش بین لایه‌ای است، انجام می‌شود. از آن‌جایی که معیار خرابی ESM-MCID قابلیت پیش‌بینی رشد جدایش بین لایه‌ای را دارد؛ بنابراین با به‌کارگیری الگوریتم ارزیابی قابلیت اطمینانی که در این مقاله توسعه داده شده است می‌توان علاوه بر احتمال وقوع، احتمال رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی را در چگالی طول‌های مختلف جدایش بین لایه‌ای به‌دست آورد. در شکل 5، احتمال رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی به ترتیب در سطوح میانی 45/90 و 90/45 چندلایه‌های کامپوزیتی  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$  و  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_s$  هنگامی که تحت تنش طولی 500 مگاپاسکال می‌باشند، به دست آمده است.

لازم به ذکر است که در این حالت نیز چگالی ترک ماتریسی در لایه‌ی ترک‌خورده‌ی پایینی بسیار پایین در نظر گرفته شده است. نشان داده شده است که احتمال رشد جدایش بین لایه‌ای در چگالی طول جدایش بین لایه‌ای بالا، پایین می‌باشد، به‌طوری‌که با افزایش چگالی طول جدایش  $\eta = L_d/L$ ، احتمال ایجاد جدایش بین لایه‌ای به طول مربوط به  $\eta$ ، کاهش می‌یابد. علاوه‌براین در یک طول چگالی طول جدایش بین لایه‌ای مشخص، احتمال شکل‌گیری جدایش بین لایه‌ای مربوطه در سطح میانی 45/90 چندلایه‌ی

آمده است. در موارد بررسی شده، علاوه بر حالتی که ترک ماتریسی درونی یا بیرونی باشد، حالت‌هایی نیز که در آن ترک ماتریسی بیرونی و درونی همزمان وجود داشته باشد، در نظر گرفته شده است.



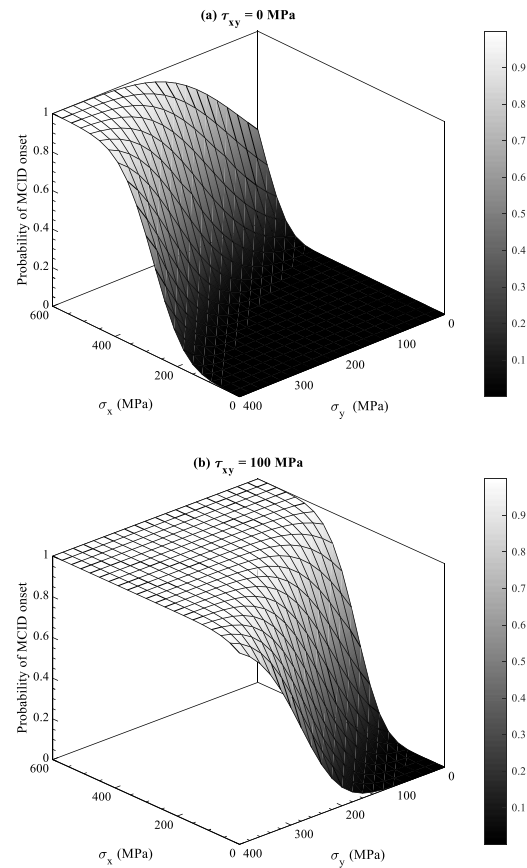
**Fig. 7** The effect of different in-plane stress states on probability of MCID onset at 90/45/-45 interfaces of  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_S$  composite laminates

شکل 7 اثر حالت‌های مختلف تنش درون صفحه‌ای بر احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطوح میانی 45/90/-45 چندلایه‌های کامپوزیتی  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_S$

در برخی از نتایج از شبیه‌سازی مونت کارلو برای صحت‌سنجی نتایج روش‌های مرتبه اول و دوم قابلیت اطمینان استفاده و نتیجه گرفته شده است که روش‌های مرتبه اول و دوم قابلیت اطمینان با دقت مناسبی احتمال وقوع یا جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی را پیش‌بینی می‌کنند. لازم به ذکر است به دلیل ماهیت تصادفی متغیرها این انتظار وجود دارد که در بارگذاری‌ها و شرایط مرزی متفاوت روند همگرایی نتایج شبیه‌سازی مونت کارلو متفاوت باشد.

در شکل 8 نتایج همگرایی شبیه‌سازی مونت کارلو به نتایج به‌دست آمده توسط روش‌های مرتبه اول و دوم قابلیت اطمینان برای دو حالت متفاوت بارگذاری و شرایط مرزی اعمال شده بر چندلایه  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_S$  ارائه شده است و در هر نمودار تعداد شبیه‌سازی موردنیاز برای دستیابی به میزان قابل قبولی از اختلاف، مشخص شده است.

در شکل 9(a-b) به ترتیب اثر پراکندگی هر یک از متغیرهای تصادفی بر احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطوح میانی 45/90 و 90/45 چندلایه‌های  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_S$  و  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_S$



**Fig. 6** The effect of different in-plane stress states on probability of MCID onset at 90/45/-45 interfaces of  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_S$  composite laminates

شکل 6 اثر حالت‌های مختلف تنش درون صفحه‌ای بر احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطوح میانی 90/45/-45 چندلایه‌های کامپوزیتی  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_S$

در شکل 7، اثر تنش درون صفحه‌ای سه محوره بر احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطوح میانی 45/90/-45 چندلایه  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_S$  بررسی شده است. برخلاف آنچه در چندلایه  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_S$  مشاهده شد هنگامی که تنش برشی درون صفحه‌ای  $\tau_{xy}$  صفر باشد، بیشترین مقدار احتمال وقوع 1 می‌باشد که مربوط به حالتی است که چندلایه تنها تحت تنش عرضی  $\sigma_y = 400 \text{ MPa}$  قرار گیرد.

اگرچه در شکل 6 دیده شد که در چندلایه  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_S$  با افزایش تنش برشی سطح احتمال به میزان قابل توجهی به سمت مقادیر بیشتر میل پیدا می‌کند، اما در شکل 7 مشاهده می‌شود که با افزایش تنش برشی، مقادیر افزایش احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های برای  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_S$  بسیار ناچیز می‌باشد.

در شکل 7، دو نقطه مرجع معرفی شده است و میزان افزایش احتمال وقوع ناشی از افزایش تنش برشی نشان داده شده است.

همان‌طور که اشاره شده است، یکی از قابلیت‌های الگوریتم ارائه شده در این پژوهش، به‌کارگیری آن برای سناریوهای مختلف وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از شکل‌گیری ترک ماتریسی در لایه‌های مختلف است.

بدین منظور در جدول 3 حداقل تنش‌های خالص طولی، عرضی و برشی موردنیاز برای وقوع حتمی جدایش بین لایه‌های در سناریوهای مختلف به‌دست

الاستیک عرضی، ضخامت تک‌لایه، تنش طولی خالص، تنش برشی اعمالی، مدول الاستیک طولی، مدول برشی درون صفحه‌ای و ضریب پواسون می‌باشد.

### 5- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، با استفاده از یک معیار خرابی عمومی از قبل توسعه داده شده، تابع حالت حدی موردنیاز در تحلیل قابلیت اطمینان مبتنی بر مفهوم نرخ رهایی انرژی کرنشی و مقدار بحرانی آن فرموله و تحلیل احتمالاتی وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های ناشی از ترک ماتریسی انجام شد. برای نشان دادن عملکرد الگوریتم توسعه داده شده، تحلیل حاضر برای یک چندلایه شبه‌همسانگرد متقارن کربن/اپوکسی حاوی تک لایه‌های، 45، 90، 45 و 0 درجه ارائه شد. اثرات برخی از متغیرهای تصادفی نظیر ضخامت، سطح تنش طولی، حضور همزمان تنش‌های درون‌صفحه‌ای و سناریوهای مختلف ایجاد ترک ماتریسی، بر مقدار احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های بررسی شد. دیده شد که با افزایش ضخامت و سطح تنش طولی مقدار احتمال به میزان قابل توجهی افزایش می‌یابد

تحت شرایط نامقید نشان داده شده است. در شکل 9(a) مشاهده می‌شود که در چندلایه تحت حضور همه تنش‌های درون صفحه‌ای با افزایش ضریب تغییرات متغیرهای تصادفی (افزایش پراکندگی)، احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطح میانی 45/90 برای همه متغیرها روند کاهشی دارد غیر از متغیر تصادفی ضریب پواسون که تغییر ضریب تغییرات آن اثر مشهودی روی میزان احتمال ندارد.

بیشترین اثر تغییرات ضریب تغییرات بر میزان احتمال به ترتیب متعلق به تنش برشی اعمالی، ضخامت تک‌لایه، مدول الاستیک عرضی، نرخ رهایی انرژی بحرانی در II، مدول الاستیک طولی، تنش طولی اعمالی، تنش عرضی اعمالی و مدول برشی درون‌صفحه‌ای می‌باشد.

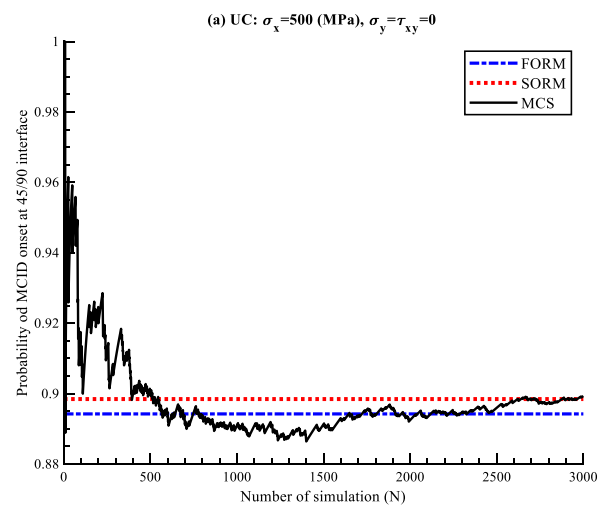
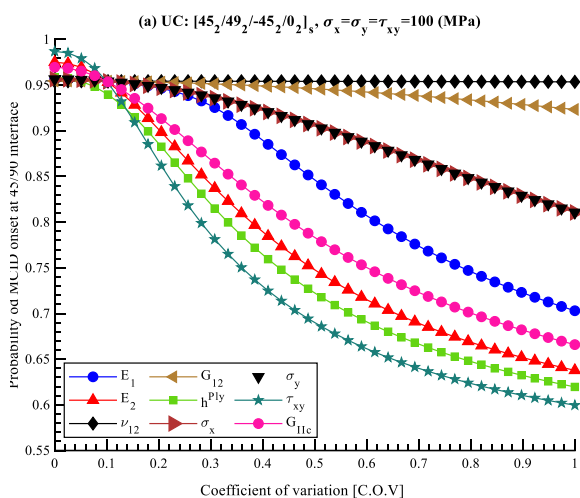
نکته‌ای که حائز اهمیت می‌باشد، این است که برای سطح میانی 90/45 که در شکل 9(b) نشان داده شده است، رفتاری کاملاً خلاف آنچه برای سطح میانی 45/90 به دست آمد، مشاهده شده است؛ بدین‌صورت با افزایش ضریب تغییرات هر یک از متغیرهای تصادفی احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطح میانی 90/45 افزایش یافته است.

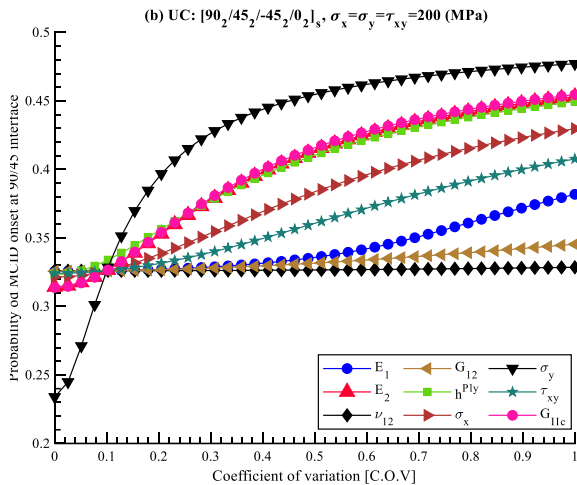
در اینجا نیز ضریب پواسون کمترین حساسیت را نسبت به تغییر ضریب تغییرات دارد. بیشترین اثر تغییرات ضریب تغییرات بر میزان احتمال به ترتیب متعلق به تنش عرضی اعمالی، نرخ رهایی انرژی بحرانی در مود II، مدول

جدول 3 تعیین تنش‌هایی که وقوع جدایش بین لایه‌های ناشی از شکل‌گیری ترک ماتریسی در انواع مختلف، در چندلایه حتمی می‌باشد (احتمال وقوع برابر با 0.99999).

**Table 3** Determining the pure stresses in which MCID onset will definitely occur i.e. probability of delamination onset is 1 ( $1 \approx 0.99999$ ) in different types of matrix cracking formation

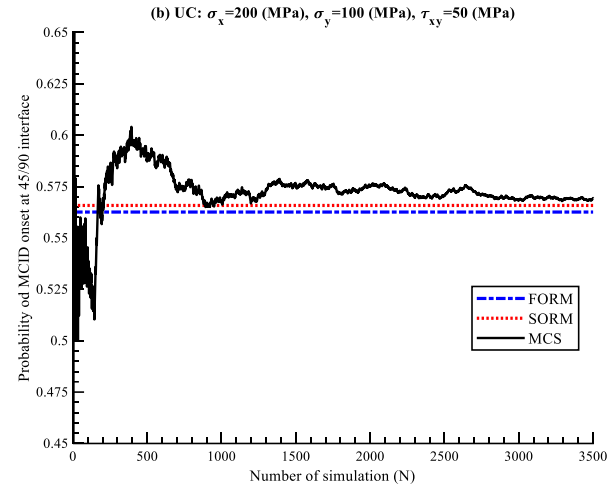
شماره	لایه چینی‌های متفاوت چندلایه شبه‌همسانگرد کربن/اپوکسی	سطح میانی جدایش بین لایه‌ای	m	تنش طولی خالص $\sigma_x$ (MPa)	تنش عرضی خالص $\sigma_y$ (MPa)	تنش عرضی خالص $\tau_{xy}$ (MPa)
1	$[\overline{45}_2/90_2/-45_2/0_2]_s$	45/90	1	745	782	255
2	$[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$	45/90/-45	2	1295	455	1285
3	$[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$	90/-45/0	2	1155	1155	345
4	$[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$	90/-45/0 و 45/90	3	975	970	288
5	$[\overline{90}_2/45_2/-45_2/0_2]_s$	90/45	1	1200	311	887
6	$[90_2/45_2/-45_2/0_2]_s$	90/45/-45	2	1080	1150	345
7	$[90_2/45_2/-45_2/0_2]_s$	45/-45/0	2	1155	1155	345
8	$[90_2/45_2/-45_2/0_2]_s$	45/-45/0 و 90/45	3	1018	505	390





**Fig. 9** The effect of coefficients of variation of random variables on the probability of MCID onset at (a) 45/90 interface of  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$  and (b) 90/45 interface of  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_s$  composite laminates obtained by FORM under UC. ( $\rho_c \approx 0$ ).

شکل 9 اثر ضریب تغییرات متغیرهای تصادفی بر احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطح میانی 90/45 (b) و  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$  چندلایه 45/90 میانی (a) چندلایه  $[90_2/45_2/-45_2/0_2]_s$  به دست آمده با روش مرتبه اول قابلیت اطمینان



**Fig. 8** Investigation of convergence of the MCS results to the FORM and SORM results in probability onset of delamination at 45/90 interface of  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$  composite ( $\rho_c \approx 0$ ).

شکل 8 بررسی همگرایی نتایج شبیه‌سازی مونت کارلو به نتایج روش‌های مرتبه اول و مرتبه دوم قابلیت اطمینان در احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطح میانی 45/90 چندلایه  $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$

## 6- مراجع

- [1] Delbariani-Nejad, A. and Farrokhbabadi, A., "A Failure Criterion to Predict the Onset of Matrix Crack Induced Delamination in General Composite Laminates" Composite Structures, Vol. 235, pp. 111564, 2020.
- [2] Delbariani-Nejad, A., Farrokhbabadi, A. and Jafari, S. R., "An Energy Based Approach for Reliability Analysis of Delamination Growth under Mode I, Mode II and Mixed Mode I/II Loading in Composite Laminates" International Journal of Mechanical Sciences, Vol. 145, No. July, pp. 287-298, 2018.
- [3] Brien, T. K. O., "Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminate" Technical memo. 63, 1931.
- [4] Zubillaga, L., Turon, A. and Maim, "An Energy Based Failure Criterion for Matrix Crack Induced Delamination in Laminated Composite Structures" Composite Structures, Vol. 112, No. 1, pp. 339-344, 2014.
- [5] Crossman, F. W. and Wang, A. S. D., "The Dependence of Transverse Cracking and Delamination on Ply Thickness in Graphite/Epoxy Laminates", pp. 118-139, 1982.
- [6] Hallett, S. R., Jiang, W.-G., Khan, B. and Wisnom, M. R., "Modelling the Interaction between Matrix Cracks and Delamination Damage in Scaled Quasi-Isotropic Specimens" Composites Science and Technology, Vol. 68, No. 1, pp. 80-89, 2008.
- [7] Zubillaga, L., Turon, A., Renart, J., Costa, J. and Linde, P., "An Experimental Study on Matrix Crack Induced Delamination in Composite Laminates" Composite Structure, Vol. 127, pp. 10-17, 2015.
- [8] Haldar, A. and Mahadevan, S., "Probability, Reliability, and Statistical Methods in Engineering Design", John Wiley & Sons, 2000.
- [9] Antnio, C. C. and Hoffbauer, L. N., "Uncertainty Propagation in Inverse Reliability-Based Design of Composite Structures" International Journal of Mechanics and Materials in Design, Vol. 6, No. 1, pp. 89-102, 2010.
- [10] Lopes, P. A. M., Gomes, H. M. and Awruch, A. M., "Reliability Analysis of Laminated Composite Structures Using Finite Elements and Neural Networks" Composite Structures, Vol. 92, No. 7, pp. 1603-1613, 2010.

دیده شد که هنگامی لایه‌ی ترک‌خورده بیرونی 45 درجه باشد، مقدار احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطح میانی 45/90 بسیار بیشتر از احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های در سطح میانی 90/45 می‌باشد؛ هنگامی که لایه‌ی ترک‌خورده بیرونی 90 است. این پدیده علاوه بر توجیه مبتنی بر ریاضیات حاکم بر مسأله یعنی رفتار افت سفتی هر کدام یک از این دو حالت، توسط برخی از پژوهش‌های تجربی اعتبارسنجی شد. اثر لایه ترک‌خورده درونی در چندلایه‌هایی تحت تنش‌های سه‌محوره‌ی درون‌صفحه‌ای نیز بررسی شد و رفتارهای متفاوتی دیده شد. در کلیه‌ی نتایج، احتمالات به دست آمده توسط روش‌های مرتبه اول و مرتبه دوم با یکدیگر تطابق داشتند و توسط شبیه‌سازی مونت کارلو برای دو حالت مختلف بارگذاری صحت‌سنجی شدند. در انتها نیز با بررسی اثر ضریب تغییرات متغیرهای تصادفی بر مقدار احتمال وقوع جدایش بین لایه‌های دیده شد که پراکندگی هر کدام یک از متغیرها به میزان زیادی تحت اثر لایه‌چینی و لایه‌ی حاوی ترک ماتریسی می‌باشد. لازم به ذکر است در کلیه‌ی نتایج ارائه‌شده در این پژوهش، فرض بر این بوده است که ترک ماتریسی با چگالی پایین در چندلایه وجود دارد. با این حال، در برخی از موارد، در چگالی‌های پایین ترک ماتریسی، جدایش بین لایه‌های روی نمی‌دهد و چگالی ترک ماتریسی قبل از شکل‌گیری جدایش بین لایه‌های بالا می‌رود؛ از این رو، پیشنهاد می‌شود در ادامه این پژوهش، اثر چگالی ترک ماتریسی بالا نیز بر احتمال وقوع و رشد جدایش بین لایه‌های بررسی شود. علاوه بر این‌ها، پیشنهاد می‌شود در ادامه با استفاده از الگوریتم توسعه‌داده شده در این پژوهش، چندلایه‌های متفاوت دیگری نظیر چندلایه‌های شیشه/اپوکسی، کولار/اپوکسی و چندلایه‌ی هیبرید کربن/شیشه/اپوکسی با لایه‌چینی‌های مختلف و سناریوهای متنوع شکل‌گیری این آسیب، پرداخت.

- [11] Sakata, S., Ashida, F. and Enya, K., "A Microscopic Failure Probability Analysis of a Unidirectional Fiber Reinforced Composite Material Via a Multiscale Stochastic Stress Analysis for a Microscopic Random Variation of an Elastic Property" *Computational Materials Science*, Vol. 62, pp. 35-46, 2012.
- [12] Xue, X. U., Li, G. X., Yang, J. Z. and Gong, J. Z., "Reliability Based Buckling Analysis of Composite Panels with Tophat Stiffened Topology" *Advanced Materials and Process Technology*, Pts 1-3, Vol. 217-219, pp. 91-95, 2012.
- [13] Sobey, A. J., Blake, J. I. R. and Sheno, R. A., "Monte Carlo Reliability Analysis of Tophat Stiffened Composite Plate Structures under out of Plane Loading" *Reliability Engineering and System Safety*, Vol. 110, pp. 41-49, 2013.
- [14] Chen, J., Tang, Y., Ge, R., An, Q. and Guo, X., "Reliability Design Optimization of Composite Structures Based on Pso Together with Fea" *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 26, No. 2, pp. 343-349, 2013.
- [15] Gosling, P. D., Faimun and Polit, O., "A High-Fidelity First-Order Reliability Analysis for Shear Deformable Laminated Composite Plates" *Composite Structures*, Vol. 115, No. 1, pp. 12-28, 2014.
- [16] Haeri, A. and Fadaee, M. J., "Efficient Reliability Analysis of Laminated Composites Using Advanced Kriging Surrogate Model" *Composite Structures*, Vol. 149, pp. 26-32, 2016.
- [17] Zhou, X. Y., Gosling, P. D., Ullah, Z., Kaczmarczyk and Pearce, C. J., "Exploiting the Benefits of Multi-Scale Analysis in Reliability Analysis for Composite Structures" *Composite Structures*, Vol. 155, pp. 197-212, 2016.
- [18] Chiachio, M., Chiachio, J. and Rus, G., "Reliability in Composites - a Selective Review and Survey of Current Development" *Composites Part B: Engineering*, Vol. 43, No. 3, pp. 902-913, 2012.
- [19] Delbariani-Nejad, A., Malakouti, M. and Farokhabadi, A., "Reliability Analysis of Metal - Composite Adhesive Joints under Debonding Modes I, II, and I/II Using the Results of Experimental and Fem Analyses" *Journal of Engineering Mechanics*, No. May, pp. 1-19, 2019.
- [20] Welemane, H. and Dehmous, H., "Reliability Analysis and Micromechanics: A Coupled Approach for Composite Failure Prediction" *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 53, No. 11, pp. 935-945, 2011.
- [21] Hasofer, A. M. and Lind, N. C., "Exact and Invariant Second-Moment Code Format." *ASCE J Eng Mech Div*, Vol. 100, No. EM1, pp. 111-121, 1974.
- [22] Verma, A. K., Ajit, S. and Karanki, D. R., "Reliability and Safety Engineering: Second Edition", Springer-Verlag London Ltd, 2015.
- [23] Breitung, K., "Asymptotic Approximations for Multinomial Integrals" *Journal of Engineering Mechanics*, Vol. 110, No. 3, pp. 357-366, 1984.
- [24] Johnson, P. and Chang, F.-K., "Characterization of Matrix Crack-Induced Laminate Failure—Part I: Experiments" *Journal of Composite Materials*, Vol. 35, No. 22, pp. 2009-2035, 2001.
- [25] Hessabi, Z. R., Majidi, B. and Aghazadeh, J., "Effect of Stacking Sequence on Fracture Mechanisms in Quasi-Isotropic Carbon/Epoxy Laminates" *Iranian Polymer Journal*, Vol. 14, pp. 531-538, 2005.
- [26] Chen, J., Takezono, S., Nagata, M., Chen, Z. and Fujita, T., "Influence of Stacking Sequence on the Damage Growth in Quasi-Isotropic Cfrp Laminates" *Materials science research international*, Vol. 7, pp. 178-185, 2001.





## بررسی تجربی و بهینه سازی پارامترهای موثر در فرآیند سوراخ کاری قطعات کامپوزیتی الیاف شیشه- اپوکسی

محمد جواد خداپرست<sup>1</sup>، رضا آذرآفزا<sup>2\*</sup>، عباس وفایی صفت<sup>3</sup>

1- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک ساخت و تولید، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران

2- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوریهای ساخت، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

3- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه امام حسین (ع)، تهران

\* شهر، صندوق پستی 15875-1774، azarmut@mut.ac.ir

### اطلاعات مقاله

دریافت: 1399/12/20

پذیرش: 1400/04/17

### کلیدواژگان:

کامپوزیت

تورق

سوراخکاری

بهینه سازی

استحکام

### چکیده

فرآیند سوراخ کاری قطعات کامپوزیتی الیاف شیشه-اپوکسی همواره با عیوبی نظیر پدیده تورق یا جدایش بین لایه‌ای همراه می‌باشد. این پدیده باعث کاهش استحکام ورق‌های کامپوزیتی می‌شود. در این تحقیق، برای به حداقل رساندن این عیب پارامترهای تاثیرگذاری شامل سرعت پیشروی، قطر ابزار، ضخامت، زاویه راس ابزار، سرعت دورانی، نوع لایه چینی الیاف و خنک کار مورد بررسی قرار گرفتند. تعداد آزمایش‌ها بر اساس روش طراحی آزمایش تاگوچی مشخص شده و مطالعه تجربی بر روی فرآیند سوراخکاری قطعه کامپوزیتی به منظور بررسی میزان تورق انجام گردید. سپس سوراخ‌ها توسط دستگاه اندازه‌گیری ویدیویی اسکن و میزان تورق موجود در آنها با در نظر گرفتن قطر سوراخ‌ها محاسبه شده اند. سپس اطلاعات جمع آوری شده جهت بهینه نمودن پارامترها با استفاده از آنالیز واریانس مورد تحلیل آماری قرار گرفتند. نتایج نشان داد سرعت پیشروی با مقدار 29.6% و سرعت دورانی با مقدار 24%، بیشترین اثر را بر میزان تورق داشته به طوری که با افزایش نرخ پیشروی میزان تورق افزایش و با افزایش سرعت دورانی، تورق ابتدا افزایش و سپس کاهش یافت. همچنین نمونه‌های سوراخ شده جهت بررسی اثر تورق بر استحکام کششی و ضریب تمرکز تنش تحت تست کششی قرار گرفتند. نتایج نشان داد که با افزایش میزان تورق، میانگین استحکام کششی و ضریب تمرکز تنش قطعات سوراخ‌دار نسبت به نمونه سالم (بدون سوراخ) به ترتیب 34% کاهش و 51.66% افزایش یافته‌اند. همچنین با 1.22 برابر شدن تورق نسبت به تورق نمونه اولیه، ضریب تمرکز تنش 6.9% افزایش و استحکام کششی 6.5% کاهش یافته اند.

## Experimental Study and Optimization of Effective Drilling Parameters on Fibers Glass-Epoxy Composite

Mohammad Javad Khodaparast<sup>1</sup>, Reza Azarafza<sup>2\*</sup>, Abas Vafaeesefat<sup>3</sup>

1- Department of Mechanical Engineering, Islamic Azad University, Science and Research Branch, Tehran, Iran.

2- Faculty of Materials & Manufacturing Technologies, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.

3- Department of Mechanical Engineering, Emam Hossein University, Tehran, Iran.

\* P.O.B. 15875-1774, Tehran, Iran, azarmut@mut.ac.ir.

### Keywords

Composite  
Delamination  
Drilling  
Optimization  
Strength

### Abstract

Drilling process of Fibers Glass-epoxy composites is always associated with defects such as interlayer delamination phenomenon. This phenomenon reduces the strength of composite panels. In this study, to minimize this defect, the effective parameters including feed rate, tool diameter, thickness, edge tool angle, rotational speed, orientation fibers and coolant were studied. The number of experiments was specified based on Taguchi's design of experiments method and Experimental study was performed on the drilling process of the composite to evaluate the amount of delamination. Then holes were scanned by a Video Measuring machine (VMM) and amount delamination in them has been calculated by considering hole diameter. The collected data were used to statistically analyze and optimize the drilling parameters using variance analysis (ANOVA). The results showed that feed rate with a 29.6% and rotational speed with 24% had greatest influence on the delamination, so that with increasing the feed rate delamination was increased and with increase in rotational speed, delamination is first increased and then decreased. Also to investigation of the effect of delamination on the tensile strength of composite and stress concentration coefficient, specimens were subjected to tensile test. The results showed that with increasing delamination, the average tensile strength and stress concentration coefficient of perforated parts compared to healthy specimen (without hole), 34% decreased and 51.66% increased respectively. Also with 1.22 times the delamination compared to the delamination of initial sample, tensile strength 6.5% decreased and stress concentration coefficient 6.9 increased.

### 1- مقدمه

شده‌اند. بیشترین کامپوزیت‌های مورد استفاده در صنایع از نوع الیاف شیشه-

اپوکسی هستند. این مواد اغلب در صنایعی نظیر کشتی سازی، حمل و نقل و

کامپوزیت‌ها از ترکیب دو یا چند ماده به منظور دستیابی به خواص بهتر ساخته

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Khodaparast, M., Azarafza, R., and Vafaeesefat, A., "Experimental Study and Optimization of Effective Drilling Parameters on Fibers Glass-Epoxy Composite", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1411-1420, 2021.

افزایش می‌یابند که دلیل آن افزایش در سطح برشی است. البته میزان تاثیر نرخ پیشروی بر این دو متغیر بیشتر است [12].

امینی و همکاران مطالعه آماری تاثیر شرایط مختلف ماشینکاری بر میزان لایه داده و نشان دادند که افزایش سرعت دورانی در فرآیند سوراخ کاری مافوق صوت دوار، موجب کاهش مقدار لایه لایه شدگی در ورودی سوراخ می‌گردد. همچنین نشان دادند که افزایش مقدار سرعت پیشروی در این فرآیند موجب افت کیفیت سطحی سوراخ شده و مقدار لایه لایه شدگی را افزایش می‌دهد [13].

کاپلو تخریب تورق ناشی از سرعت پیشروی را بحرانی‌ترین عیبی اعلام نمود که می‌تواند به سبب عملیات ماشین کاری در قطعه کامپوزیتی ایجاد شود. زیرا این فرآیند به شدت به عملکرد قطعه ساخته شده لطمه می‌زند [14]. حکیمی و امینی میزان ورقه ورقه شدن در فرآیند فرزکاری ماریچ بر روی کامپوزیت پلیمری تقویت شده با الیاف کربن را بررسی کردند و نشان دادند که میزان ورقه ورقه شدن رابطه مستقیم با نیروی محوری در طی عملیات ماشین کاری دارد [15].

صابری و همکاران تحلیل تجربی و فرکانسی اثر پارامترهای برشی و روانکاری بر کیفیت سطح و تغییرات برشی در ماشینکاری کامپوزیت پایه تیتانیومی را بررسی کردند و نشان دادند که با افزایش سرعت برشی در حالت ماشین کاری خشک، پیک مربوط به فرکانس سرعت دورانی قطعه کار با کاهش دامنه همراه است [16]. آگوا و مگاهد بهینه سازی چند منظوره پارامترهای برش در سوراخکاری کامپوزیت‌های اپوکسی تقویت شده با الیاف شیشه را به منظور مینیمم‌سازی تورق با استفاده از مدل رگرسیون غیرخطی جدید انجام داده و نشان دادند که سرعت دورانی بالا و سرعت پیشروی کم، پارامترهای بهینه برای اکثر متغیرهای پاسخ سوراخکاری می‌باشند [17]. آپاتوری و نیماگادا به بهینه‌سازی پارامترهای فرآیند سوراخکاری مورد استفاده در ماشینکاری کامپوزیت اپوکسی تقویت شده با الیاف شیشه پرداختند. نتایج تحلیلی آنها نشان داد که قطر مته و سرعت، بر تورق موثرترند و قطر مته و پیشروی پارامترهای موثر بر نیرو و ممان می‌باشند [18].

در تحقیقات قبلی حداکثر اثر 5 پارامتر بر میزان تورق کامپوزیت‌ها و بهینه‌کردن آن بررسی شده‌است. در این پژوهش برای کمتر نمودن میزان تورق، اثر 7 پارامتر تاثیرگذار، نظیر سرعت پیشروی، سرعت دورانی، استفاده از روانکار، لایه چینی، زاویه راس مته، ضخامت قطعه و قطر ابزار در فرآیند سوراخ کاری بررسی شده و نسبت به بهینه نمودن شرایط آزمایش‌ها که نتیجه آن میزان تورق کمتر و کیفیت سطح بهتر می‌باشد، عمل شده‌است. در نهایت تاثیر میزان تورق بر استحکام کششی و ضریب تمرکز تنش بررسی شده‌است.

## 2- روش تحقیق

### 2-1- مواد، ابزارها و تهیه نمونه‌ها

نمونه‌های کامپوزیتی از جنس الیاف‌شیشه-اپوکسی با کسر حجمی 60 درصد الیاف با روش دستی ساخته شده‌اند.

بر اساس استاندارد ASTM-D790-96 ابعاد نمونه‌های اول  $310 \times 290 \text{ mm}^2$  با ضخامت 10 میلیمتر که شامل 50 لایه و ابعاد نمونه‌های دومی  $20 \times 18 \text{ mm}^2$  و ضخامت 5 میلیمتر که شامل 25 لایه می‌باشند. الیاف مورد استفاده، الیاف‌شیشه بافته شده به صورت حصیری 200 گرمی از نوع E-Glass و رزین از نوع اپوکسی ML506 با نسبت وزنی 15% سخت کننده از نوع HA-11 می‌باشند. لایه چینی‌ها به ترتیب  $[0/90]_{25}$  و  $[0/90]_{25}/[45]_2$  می‌باشند.

هوافضا جهت مونتاژ قطعات بکارگیری می‌شوند و سوراخ کاری از جمله روش‌های رایج برای ایجاد اتصال بین سازه‌های کامپوزیتی می‌باشد. برخلاف فلزات، کامپوزیت‌ها غیر همگن هستند و یکی از مهمترین چالش‌ها و عیوبی که در حین سوراخ کاری برای آنها اتفاق می‌افتد، پدیده تورق یا جدایش بین لایه‌ها می‌باشد که منجر به لایه لایه شدن صفحات شده و صافی سطح و استحکام قطعات را کاهش می‌دهد. تورق می‌تواند در هر زمان از عمر کاری قطعه و به دلایل متعدد رخ دهد. تخریب‌های دیگری نظیر پلیسه داشتن لبه‌ها و بیرون کشیدگی الیاف در سطوح سوراخ کاری شده کامپوزیت‌ها ممکن است در قطعه کامپوزیتی به وجود آید. اما بین تخریب‌های حاصل از سوراخ کاری، تورق بحرانی‌ترین عیب، تشخیص داده شده که منجر به کاهش دوام قطعه کامپوزیتی، کاهش استحکام و یکپارچگی کمتر در ساختار قطعه کامپوزیتی می‌گردد [2,1].

با توجه به اهمیت موضوع، تحقیقات زیادی در مورد پارامترهای موثر بر سوراخکاری انجام شده است که در زیر به آنها اشاره شده است. طبق گزارش خشایا تورق به دو نوع ورودی (ورود مته به قطعه کار) و خروجی (خروج مته از قطعه کار) دسته بندی می‌شود. تورق خروجی، از ورودی بیشتر می‌باشد، زیرا وقتی مته به انتهای مسیر خود نزدیک می‌شود، ضخامت بریده نشده‌ی ورق کوچکتر شده و در یک ضخامت بحرانی، تنش خمشی بزرگ‌تر از استحکام میان لایه‌ای می‌شود. لذا ترک‌های بین لایه‌ای در اطراف سوراخ ایجاد شده و باعث تورق بیشتر می‌گردند. وی دلیل رد شدن حدود 60 درصد قطعات تولید شده در صنایع هوایی را ناشی از تورق حاصل از سوراخ کاری بیان کرد [3].

بر اساس گزارش کریمی و همکاران، برای کمتر نمودن میزان تورق می‌بایست مقدار نیروی محوری سوراخ کاری را در حداقل ممکن نگه داشت [4]. آگوا و همکاران، سوراخ کاری یک پلاستیک تقویت شده با الیاف‌شیشه را به وسیله یک مته به قطر 1 میلیمتر و از جنس کارباید سماتنه بررسی نمودند و دریافتند که اگر قبل از سوراخ کاری از پیش مته‌ای به قطر 0.4 میلیمتر استفاده گردد، نیروی محوری سوراخ کاری در هنگام استفاده از مته‌ای به قطر 1 میلیمتر، به طور جدی کاهش می‌یابد [5]. تساو و همکاران نشان دادند که با افزایش میزان ضخامت قطعه نیروهای ماشین کاری و ارتعاشات بیشتر شده و برای کاهش ارتعاشات در سوراخ کاری، استفاده از صفحه پشتیبان را پیشنهاد دادند [6]. جمال شیخ احمد سرعت پیشروی را، یکی از مهمترین پارامترهای تاثیرگذار بر تورق ناشی از سوراخ کاری اعلام نمود [7]. تاسکسن و کاتوگدی نتیجه ضریب هدایت حرارتی پایین در کامپوزیت‌ها را حرارت زیاد بین ابزار و قطعه (که منجر به تخریب، سوختگی قطعه و ساییده شدن ابزاری می‌شود) بیان نمودند و لذا پیشنهاد استفاده از ابزارهای مقاوم‌تر را مطرح نمودند [8]. سهامی پور دهقان و حیدری اثر پارامترهای سوراخکاری بر نیروی محوری و فاکتور جدایش لایه‌ای، برای لوله‌های کامپوزیتی که به روش دستی تولید شده‌اند را به کمک روش طراحی عاملی بررسی کردند و نشان دادند، اگر لرزش در قطعه کار ایجاد نشود میزان فاکتور جدایش به حداقل اندازه ممکن می‌رسد. [9].

محمدی و همکاران با استفاده از روش مدل‌های خرابی مکانیک محیط پیوسته، ثابت نمودند که با افزایش قطر سوراخ، استحکام کششی کاهش و شروع و نمایش گسترش آسیب در لایه‌ها از مقدار صفر به صورت پیوسته رشد می‌نماید [10]. زولاگا نیز با استفاده از آنالیز المان محدود ثابت نمود که از نقاط بحرانی و نقاطی که لایه لایه شدن بیشتر باشد، گسترش خرابی افزایش و قطعه زودتر دچار شکست می‌شود [11]. سونباتی و همکاران نشان دادند با افزایش کسر حجمی الیاف، خصوصیات مکانیکی قطعه افزایش یافته و مقاومت برشی آن هم بیشتر می‌گردد، بنابراین نیروی محوری در حین سوراخ کاری زیادتر می‌شود. همچنین نیروی محوری و گشتاور با افزایش قطر مته و نرخ پیشروی

## 2-2- طراحی آزمایش

در این پژوهش برای بررسی تاثیر استفاده همزمان از هفت پارامتر سرعت پیشروی، سرعت دورانی، زاویه راس، قطر مته و اثرات پارامترهایی مانند، روانکار، ضخامت و لایه چینی بر میزان تورق، تعداد 432 آزمایش نیاز بوده که هزینه و زمان زیاد را می گیرد، لذا با استفاده از روش تاگوچی که در تحلیل های مهندسی بطور گسترده استفاده می شود، برای تعیین سهم و تاثیرگذاری پارامترها با انجام آزمایشات محدودتر برای تعیین تعداد درجات آزادی کل پارامترها طبق رابطه (1) تعداد 10 درجه آزادی بدست آمد.

$$Dof = N - 1 \quad (1)$$

در این رابطه N تعداد سطوح هر پارامتر در آزمایش و Dof تعداد درجات آزادی می باشد. تعداد 6 خطا نیز در نرم افزار مینی تب<sup>1</sup> بدست آمد که طبق رابطه (2) در نهایت 17 آزمایش استخراج گردید.

$$N_T = \sum DOF + Error + 1 \quad (2)$$

در این رابطه N<sub>T</sub> تعداد کل آزمایشات انجام شده و Error میزان خطای بدست آمده در نرم افزار می باشد. پس از تعیین 17 شرایط مختلف آزمایش و بر اساس استاندارد ASTM3039، با استفاده از دستگاه فرز CNC فرآیند سوراخ کاری مطابق شکل 1 و 2 انجام گردید.

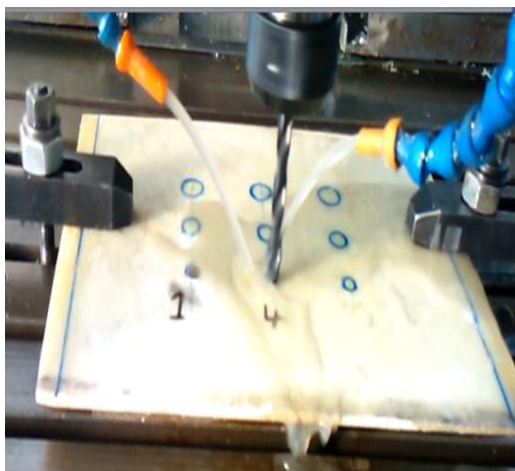


Fig. 2 Drilling with coolant

شکل 2 سوراخ کاری با روانکار



Fig. 3 Measurement of diameter with three points around the hole by VMM

شکل 3 اندازه گیری قطر با سه نقطه حول سوراخ توسط VMM



Fig. 1 Drilling without coolant

شکل 1 سوراخ کاری بدون روانکار

در ادامه جهت بررسی تاثیر هندسه مته، شش ابزار از جنس فولاد تندبر با قطرهای 5، 10 و 15 میلیمتر و زوایای راس 120 و 140 درجه آماده شدند. برای بررسی تاثیر پارامترهای سوراخکاری، از سه سرعت دورانی و سه سرعت پیشروی و با استفاده از روانکار و بدون آن، استفاده شده که مقادیر آنها در جدول 1 نشان داده شده اند.

در ادامه با انتخاب 3 نقطه حول بیشترین قطر بدست آمده از تخریب، مطابق شکل 3، مقدار  $D_{max}$  نمونه های سوراخ کاری شده و قطر سوراخ ( $D_0$ )، توسط دستگاه اندازه گیری ویدیویی (VMM)<sup>2</sup> بدست آمدند. همچنین برای بررسی اثر میزان تورق بر استحکام کششی و ضریب تمرکز تنش، 5 نمونه با مته ای به قطر 10 میلیمتر تحت شرایط بهینه، سوراخ کاری شدند و مطابق شکل 4 تحت آزمایش کششی قرار گرفتند.

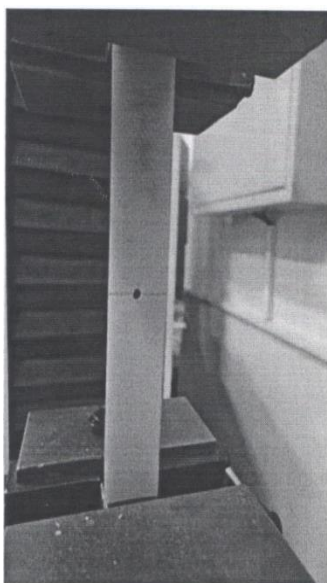


Fig. 4 Perforated piece under tensile load

شکل 4 قطعه سوراخ دار تحت بار کششی

<sup>1</sup> Minitab

<sup>2</sup> Video Measurement Machine(VMM)

جدول 1 مقادیر لحاظ شده برای هریک از پارامترها

f(mm/min)	V(rpm)	t(mm)	d(mm)	$\alpha$ (deg)	Orientation	Coolant	فاکتورها
سرعت پیشروی	سرعت دورانی	ضخامت	قطر مته	زاویه راس	لایه بندی	خنک کار	
150	800	5	10	140	[0/90] <sub>25</sub>	without	سطح 1
300	1600	10	15	120	[(0/90) <sub>2</sub> /45] <sub>5</sub>	With	سطح 2
450	2400	---	20	---	-----	-----	سطح 3

### 3- نتایج و بحث

همانطوریکه قبلاً اشاره شد، تورق بحرانی ترین عیب، در سوراخکاری کامپوزیت-ها تشخیص داده شده است. تورق در ورودی و خروجی سوراخ، مکانیزم جداگانه ای دارد. تورق در ورودی به هنگام ورود مته به داخل قطعه کار ایجاد می شود. در شکل 5، بعد از اینکه لبه برشی مته با قطعه کار تماس برقرار می کند، نیروی برشی فعال در جهت محیطی، نیروی محرکه ای برای ایجاد تورق خواهد بود. این نیرو، تولید یک نیروی جدا کننده بین لایه ها در سراسر لبه برشی مته نموده که منجر به جدایش لایه ها از یکدیگر و تشکیل یک ناحیه تورق در سطح بالایی ورق کامپوزیتی می شود. تورق در خروجی، هنگامی که مته به انتها نزدیک می شود، ضخامت بریده نشده کوچکتر شده و مقاومت آن در مقابل تغییر شکل نیز کمتر می شود. به محض اینکه بارگذاری در تعدادی از نقاط، از استحکام اتصال بین لایه ای تجاوز نماید تورق رخ می دهد. نکته قابل توجه این است که تورق در ورق، قبل از اینکه ورق به طور کامل توسط مته سوراخ شود حادث می شود که شکل 6 نمونه ای از این تورق را نشان می دهد [3].

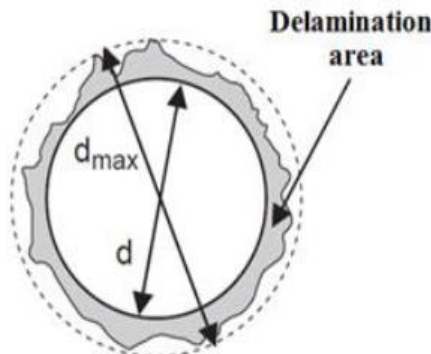


Fig. 7  $D_{max}$  is largest diameter and  $D_o$  drill diameter [13]

شکل 7  $D_{max}$  بزرگترین قطر  $D_o$  قطر مته [13]

در این پژوهش برای اندازه گیری معیار تورق، همانطور که در قبل اشاره شد، قطر سوراخ ( $D_o$ ) و بزرگترین قطر تخریب  $D_{max}$  برای هر قطعه مشخص بدست آمد. با تقسیم  $D_{max}$  بر قطر سوراخ، مقدار تورق برای هر سوراخ مشخص شد که مقدار آنها برای 17 آزمایش (که از روش تاگوچی بدست آمده اند) در جدول 2 نشان داده شده است. در ادامه نمودار رگرسیون هر یک از پارامترهای مورد بررسی، به صورت جداگانه رسم شده و مورد بررسی قرار گرفته اند.

#### 3-1- اثر سرعت پیشروی بر میزان تورق

شکل 8 تاثیر میزان سرعت پیشروی بر میزان تورق را نشان می دهد. همانطوریکه مشاهده می شود، با افزایش سرعت پیشروی، مقدار تورق، بعلا افزایش نیروی محوری و زمان کمتر جهت براده برداری، افزایش یافته است. زیرا مته مانند سنبه عمل نموده و در واقع در راستای سوراخ هل داده می شود، بنابراین ابزار به جای براده برداری شروع به کندن می نماید که نتیجه آن لایه لایه شدن کامپوزیت و افزایش میزان تورق را در بردارد.

#### 3-2- اثر سرعت دورانی بر میزان تورق

شکل 9 تاثیر سرعت دورانی بر تورق را نشان می دهد. همانطوریکه می شود، از سرعت 800 تا 1600 دور بر دقیقه مقدار تورق افزایش یافته و پس از آن کم شده است. دلیل این امر ناشی از توانایی و قدرت باربرداری مته در سرعت پیشروی بالا می باشد. بنابراین بهتر است با افزایش سرعت پیشروی، سرعت دورانی را نیز افزایش داد تا مته زمان و قدرت کافی جهت باربرداری را داشته و تورق کاهش یابد. همچنین افزایش سرعت دورانی باعث کاهش نیرو می شود [13]. بنابراین نیرو و ممان کمتری بر الیاف وارد شده و محدوده تورق کاهش یافته است.



Fig. 5 Delamination at the entrance of the drill [3]

شکل 5 مکانیزم تورق در ورود مته [3]

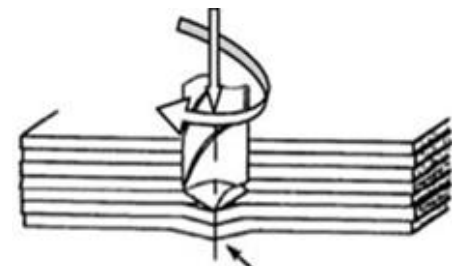


Fig. 6 Delamination at the exit of the drill [3]

شکل 6 مکانیزم تورق در خروج مته [3]

داویم و همکاران رابطه ای را جهت اندازه گیری وسعت تورق بیان نمودند. مطابق شکل 7، اگر  $D_{max}$  بزرگترین قطری باشد که از تخریب تورق در حوالی سوراخ ایجاد شده و  $D_o$  قطر سوراخ باشد، فاکتور تورق ( $F_d$ ) مطابق رابطه (3) بدست می آید [19]:

$$F_d = \frac{D_{max}}{D_o} \quad (3)$$

جدول 2 تعیین 17 نمونه آزمایش

Table 2 Seventeen pattern for Experiment

$F_d$	f(mm/min)	V(rpm)	d(mm)	t(mm)	$\alpha$ (deg)	Orientation	Coolant	Experiment
میزان تورق	سرعت پیشروی	سرعت دورانی	قطر مته	ضخامت	زاویه راس	لایه بندی	خنک کار	شماره آزمایش
1.120	300	1600	15	5	120	[0/90] <sub>12</sub>	without	1
1.166	450	2400	10	5	140	[0/90] <sub>12</sub>	without	2
1.032	150	800	20	5	140	[0/90] <sub>12</sub>	without	3
1.150	150	1600	15	10	140	[0/90] <sub>25</sub>	without	4
1.153	300	800	20	10	120	[0/90] <sub>25</sub>	without	5
1.153	150	1600	10	5	140	[(0/90) <sub>2</sub> /45] <sub>5</sub>	without	6
1.150	450	800	15	5	140	[(0/90) <sub>2</sub> /45] <sub>5</sub>	without	7
1.068	300	2400	20	5	140	[(0/90) <sub>2</sub> /45] <sub>5</sub>	without	8
1.120	450	800	15	10	140	[0/90] <sub>25</sub>	without	9
1.013	150	2400	20	10	140	[0/90] <sub>25</sub>	with	10
1.085	300	1600	10	5	140	[0/90] <sub>12</sub>	with	11
1.240	450	1600	20	10	120	[0/90] <sub>25</sub>	With	12
1.087	150	2400	15	5	120	[(0/90) <sub>2</sub> /45] <sub>5</sub>	With	13
1.165	450	1600	20	5	120	[(0/90) <sub>2</sub> /45] <sub>5</sub>	With	14
1.085	150	800	10	10	120	[0/90] <sub>25</sub>	With	15
1.125	450	800	10	5	120	[(0/90) <sub>2</sub> /45] <sub>5</sub>	With	16
1.057	300	2400	15	5	120	[(0/90) <sub>2</sub> /45] <sub>5</sub>	With	17

3-3- اثر زاویه سر مته بر میزان تورق

شکل 10 اثر افزایش زاویه سر مته بر تورق قطعه کامپوزیتی را نشان می‌دهد. همانطوریکه مشاهده می‌شود با افزایش زاویه راس مته ( $\alpha$ ) از 120 به 140 درجه، میزان تورق کاهش یافته است. چون در زاویه راس 140 درجه، نیروی ماشینکاری کمتر می‌شود، همچنین ارتعاش آن با توجه به کاهش طول کمتر ابزار نسبت به زاویه راس 120 درجه، کاهش می‌یابد. همچنین زاویه راس زمانی که سرعت تولید و دقت بالاتر (تورق کمتر) مد نظر است، بسیار کاربردی تر و تاثیر گذار می‌باشد.

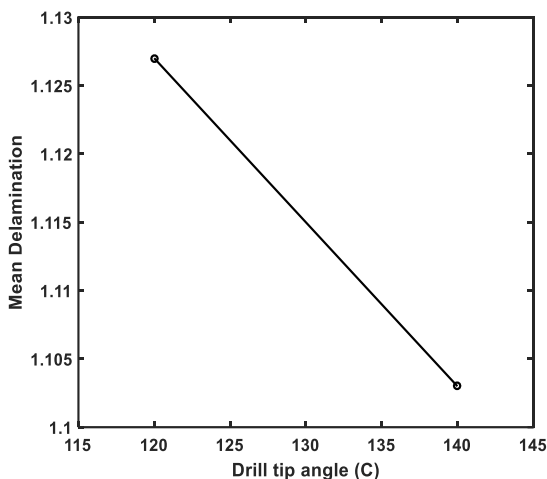


Fig. 10 Effect of Drill tip angle on the delamination

شکل 10 اثر زاویه نوک مته بر تورق

4-3- اثر ضخامت ورق بر میزان تورق

شکل 11 اثر ضخامت بر تورق قطعه کامپوزیتی را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود با افزایش ضخامت قطعه ( $t$ )، تورق نیز افزایش یافته است. زیرا با افزایش ضخامت تعداد لایه‌ها بیشتر شده و ابزار مدت زمان بیشتری با قطعه کار درگیر بوده و حرارت بیشتری بین ابزار و قطعه تولید شده که این امر منجر به افزایش تخریب و تورق بیشتر در صفحه کامپوزیتی می‌گردد.

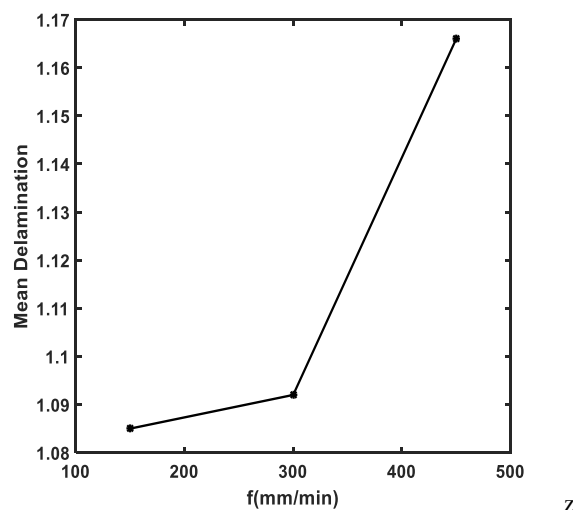


Fig. 8 Effect of federate velocity on the delamination

شکل 8 اثر سرعت پیشروی بر تورق

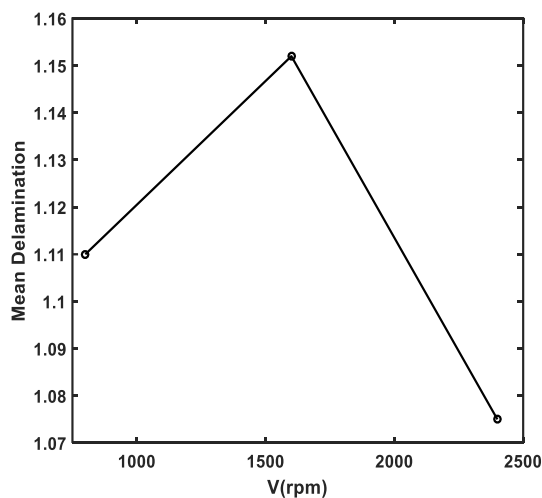


Fig. 9 Effect of rotational velocity on the delamination

شکل 9 اثر سرعت دورانی بر تورق

قطعه شده و مایع خنک کننده باعث کاهش دمای تخریب ابزار و قطعه کار شده و قطر تخریب کمتر می شود و در نتیجه میزان تورق، کاهش می یابد.

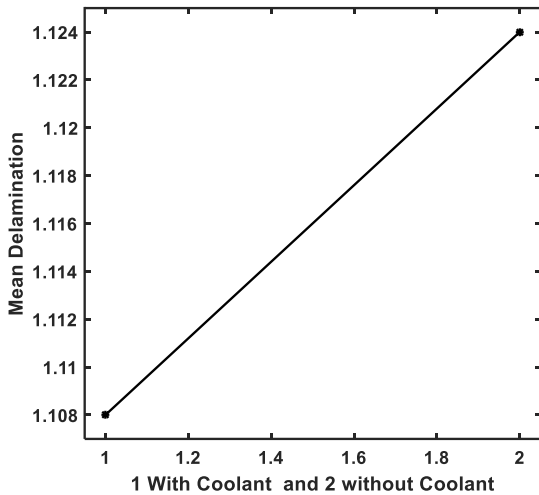


Fig. 13 Effect of coolant on the delamination

شکل 13 اثر مایع خنک کننده بر تورق

### 7-3- اثر لایه چینی بر میزان تورق

شکل 14 اثر لایه چینی بر تورق صفحه کامپوزیتی را نشان می دهد. عدد 1 برای لایه چینی  $[(0/90)_2/45]_5$  و عدد 2 برای لایه چینی  $[0/90]_{25}$  می باشد. نتایج نشان می دهد تورق لایه چینی  $[0/90]_{25}$  بیشتر از لایه چینی  $[(0/90)_2/45]_5$  می باشد. زیرا لایه چینی  $[(0/90)_2/45]_5$  با توجه به داشتن زاویه 45 درجه علاوه بر دو جهت عمودی طولی و عرضی، در جهت 45 درجه (ما بین صفر و 90 درجه) نیز نسبت به لایه چینی  $[0/90]_{25}$  مقاومت بیشتری از خود نشان داده و و قطر تخریب کمتر شده و در نتیجه تورق کمتری داشته است.

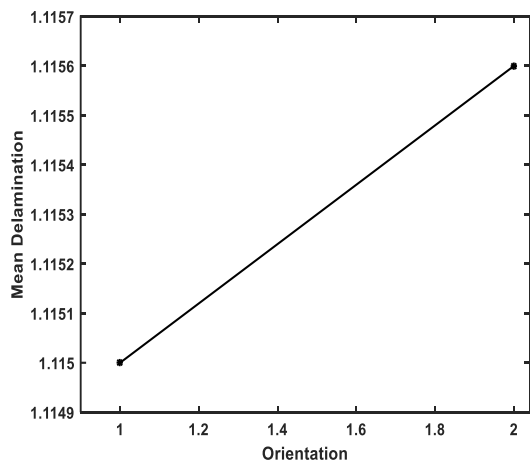


Fig. 14 Effect of orientation on the delamination

شکل 14 اثر لایه چینی بر تورق

نتایج بررسی های قبل نشان می دهد که قطر مته و لایه چینی کمترین اثر را بر میزان تورق داشته اند و سهم کمتری نسبت به دیگر پارامترها در فرآیند سوراخکاری بر میزان تورق دارند.

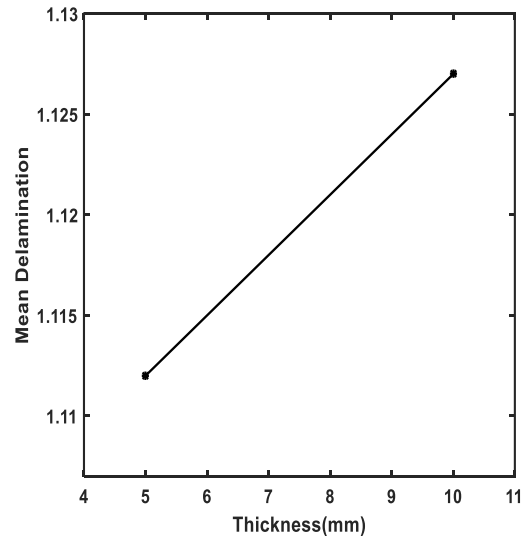


Fig. 11 Effect of thickness work piece on the delamination

شکل 11 اثر ضخامت قطعه کار بر تورق

### 5-3- اثر قطر ابزار بر میزان تورق

شکل 12 بیانگر اثر قطر ابزار بر میزان تورق قطعه کامپوزیتی می باشد. نتایج نشان می دهد با افزایش قطر ابزار ( $d$ )، تورق کاهش می یابد. چون نیروی ابزار و سطح تماس بین ابزار و قطعه کار، با افزایش قطر مته در حال افزایش هستند، اما از سوی دیگر نسبت نیرو به سطح مقطع (فشار) کاهش می یابد که این کاهش فشار باعث کاهش نسبی آسیب وارده به قطعه کار می گردد و در نتیجه تورق کاهش می یابد. همچنین با افزایش قطر ابزار، لرزش آن کمتر شده و در نتیجه تورق کاهش می یابد.

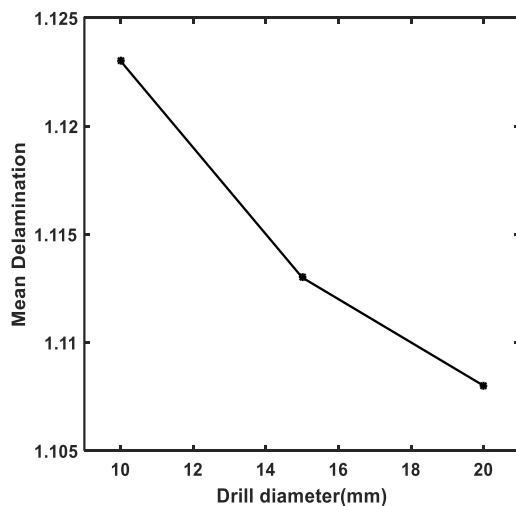


Fig. 12 Effect of drill diameter on the delamination

شکل 12 اثر قطر مته بر تورق

### 6-3- اثر مایع خنک کننده بر میزان تورق

شکل 13 اثر مایع خنک کننده بر تورق صفحه کامپوزیتی را نشان می دهد. عدد 1 برای حالت سوراخ کاری با مایع خنک کننده و عدد 2 برای حالت سوراخ کاری بدون مایع خنک کننده می باشد. نتایج نشان می دهد که استفاده از مواد خنک کار باعث کاهش تورق شده است. زیرا آزمایشاتی که سرعت پیشروی و ضخامت قطعه در آنها زیاد است منجر به افزایش دمای بین ابزار و

**8-3- آنالیز واریانس استخراج معادله رگرسیون**

با استفاده از آنالیز واریانس<sup>1</sup>، نتایج تحلیل و تاثیر پارامترهای ورودی بر میزان تورق بررسی گردید. یکی از ملاکهای بررسی عوامل معنادار بر خروجی آزمایش، بررسی مقدار P-value است. برای این کار مقدار P-value برای هر کدام از پارامترها بدست آمده که در جدول 3 نشان داده شده‌اند. کافی است مقدار آن کمتر از 0.05 باشد تا نشان دهد که کدام یک از پارامترها بیشترین تاثیر را دارند. با توجه به جدول 3 مشخص است که به ترتیب سرعت پیشروی، سرعت دورانی و روانکار بیشترین تاثیر را بر میزان تورق داشته‌اند.

**جدول 3** تحلیل داده‌ها و مشخص نمودن مقدار P-value

**Table 3** Analysis of Variance and determine of P-value

احتمال (P-Value)	میانگین مربعات (MS)	مجموع مربعات (SS)	درجه آزادی (DF)	پارامتر
0.029	0.008884	0.008884	1	Coolant
0.365	0.001079	0.001079	1	Orientation
0.055	0.00611	0.00611	1	$\alpha$ (deg)
0.112	0.003765	0.003765	1	t(mm)
0.357	0.001298	0.001298	2	d(mm)
0.027	0.007548	0.015096	2	V(rpm)
0.017	0.009397	0.018793	2	f(mm/min)
	0.001085	0.006509	6	Error
		0.062832	16	Total

**جدول 5** نتایج پارامترهای بهینه شده

**Table.3** Results of optimization parameters

ردیف	پارامتر	محدوده پارامتری برای تورق کمتر (آزمایشات مناسب)	محدوده پارامتری برای محدود شده پارامتری برای تورق بیشتر (آزمایشات نامناسب)
1	f(mm/min)	150<f<345	345<f<450
2	Layer	[0,90,0,45]	[0,90,0,90]
3	A	140	120
4	s(rpm)	800<V<900 & 1986<V<2400	900<V<1986
5	t(mm)	5	10
6	d(mm)	14<d<20	d<14
7	Coolant	With coolant	Without coolant

$$F_a = 1.12357 - 0.0322 \text{ coolant\_with} + 0.0322 \text{ coolant\_without} + 0.0116 \text{ layer\_}[0,90,0,45] - 0.0116 \text{ layer\_}[0,90,0,90] + 0.0258 \alpha_{120} - 0.0258 \alpha_{140} - 0.0234 t(\text{mm})_5 + 0.0234 t(\text{mm})_{10} + 0.0206 d(\text{mm})_{10} - 0.0125 d(\text{mm})_{15} - 0.0081 d(\text{mm})_{20} - 0.0320 s(\text{rpm})_{800} + 0.0403 s(\text{rpm})_{1600} - 0.0083 s(\text{rpm})_{2400} - 0.0244 f(\text{mm/min})_{150} - 0.0247 f(\text{mm/min})_{300} + 0.0492 f(\text{mm/min})_{450} \quad (5)$$

پس از انجام آزمایش‌ها، معادله رگرسیون برای تعیین میزان تورق ( $F_d$ )، توانایی تولید داده‌های جدید را با در نظر گرفتن هر یک از پارامترها پیدا کرد. جهت حصول اطمینان از داده‌های پیش‌بینی شده، برای 17 نمونه آزمایش شده قبلی، نتایج پیش‌بینی شده بدست آمد. پس از آن نتایج عملی و نتایج پیش‌بینی شده در جدول 6 با یکدیگر مقایسه شدند. نتایج بدست آمده از نمونه‌ها نشان داد که میزان خطا کمتر از 7 درصد است. این مقدار خطا نشان می‌دهد که معادله پیش‌بینی شده برای تورق، از دقت خوبی برخوردار است.

**جدول 6** مقایسه نتایج عملی و پیش‌بینی شده

**Table.6** Comparison of experimental and predicted results

شماره آزمایش	میزان تورق در آزمایش تجربی	میزان تورق پیش‌بینی شده	درصد خطا
1	1.12	1.14967	3
2	1.166	1.15647	1
3	1.032	1.03047	0.2
4	1.15	1.14517	0.4
5	1.1525	1.12857	2.1
6	1.153	1.15467	0.1
7	1.15	1.12287	6.4
8	1.0675	1.07707	0.8
9	1.12	1.14647	2.3
10	1.0125	1.036557	2.3
11	1.085	1.06677	1.7
12	1.24	1.21037	2.4
13	1.08733	1.06017	2.5
14	1.165	1.18677	1.8
15	1.085	1.09317	0.7
16	1.125	1.14317	1.6
17	1.05666	1.05987	0.3

**10-3- تاثیر میزان تورق براستحکام کششی، نیرو تحمل کننده و ضریب تمرکز تنش**

برای تاثیر میزان تورق بر استحکام کششی، نیرو و ضریب تمرکز تنش، 5 نمونه با مته‌ای به قطر 10 میلیمتر تحت شرایط بهینه سوراخ کاری شدند و

با استفاده از فرمول (4) میزان تاثیرگذاری هر یک از پارامترها بر تورق صفحه بدست آمده و در جدول (4) نشان داده شده اند

$$\%P = ((SS_x - DF_x) \times MS/SS_T) \times 100 \quad (4)$$

**جدول 4** میزان تاثیر گذاری پارامترهای سوراخکاری کامپوزیت بر تورق

**Table 4** The effect of composite drilling parameters on the delamination

ردیف	پارامتر	میزان تاثیر گذاری
1	Coolant	14%
2	Orientation	1.7%
3	$\alpha$ (deg)	10%
4	t(mm)	5.9%
5	d(mm)	4.1%
6	V(rpm)	24%
7	f(mm/min)	29.6%

باتوجه به جدول 4 مشاهده می‌شود که ابتدا سرعت پیشروی و پس از آن به ترتیب سرعت دورانی، خنک کار، زاویه راس مته، ضخامت، قطر ابزار و لایه چینی بر میزان تورق موثر بوده‌اند. سپس اثر هر یک از پارامترها بر تورق مورد بحث و بررسی قرار گرفته‌اند. در ادامه پس از میان‌یابی و انجام روش‌های تجربی، پارامترهای بهینه شده بدست آمده‌اند. در نهایت اثر میزان تورق بر استحکام کششی و ضریب تمرکز تنش بررسی شده است.

**9-3- بهینه سازی پارامترها و استخراج معادله رگرسیون**

پس از میان‌یابی و انجام روش‌های تجربی، پارامترهای بهینه شده و غیر بهینه بدست آمده و در جدول 5 نشان داده شده‌اند. برای تعیین معادله رگرسیون با توجه به اینکه پاس‌خ‌ها تابعی خطی از ورودی‌ها بودند، از نوع مدل مرتبه خطی توسط نرم افزار مینی‌تپ استفاده شده و طبق رابطه (5) معادله تورق بر حسب پارامترها استخراج شده‌است.

<sup>1</sup> -Analysis of Variance(ANOVA)

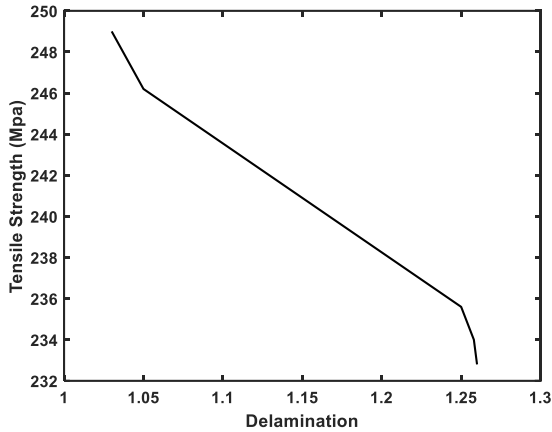


Fig. 16 Effect of delamination on tensile strength

شکل 16 اثر تورق بر استحکام کششی

#### 4- نتیجه گیری

در این تحقیق، برای به حداقل رساندن عیب تورق، پارامترهای تاثیرگذاری شامل نرخ پیشروی، قطر ابزار، ضخامت، زاویه راس ابزار، سرعت دورانی، نوع لایه چینی الیاف و خنک‌کار مورد بررسی قرار گرفتند. تعداد آزمایش‌ها بر اساس روش طراحی آزمایش تاگوچی مشخص شده و پس از آن، سوراخ‌ها توسط دستگاه VMM اسکن و میزان تورق موجود در آنها با در نظر گرفتن قطر سوراخ‌ها محاسبه شدند. پس از بررسی نتایج زیر حاصل شده است:

1- نرخ پیشروی، نسبت به دیگر پارامترها اثر بیشتری در سوراخ کاری الیاف شیشه- اپوکسی داشته و سهم آن حدود 29.6 درصد بود. پس از آن پارامترهای سرعت دورانی حدود 24%، روانکار 14%، زاویه راس ابزار 10%، ضخامت 6%، قطر مته 4.1% و لایه گذاری 1.7% بر میزان تورق موثر بودند.

2- میزان تورق رابطه مستقیم با نیروی محوری دارد. با افزایش سرعت پیشروی نیروی سوراخکاری افزایش یافته و در نتیجه تورق افزایش می‌یابد. همچنین با افزایش سرعت دورانی نیروی سوراخکاری کاهش یافته و در نتیجه تورق کاهش می‌یابد.

3- نتایج نشان داد سرعت دورانی محور ماشین فرز در 800 و 2400 دور بر دقیقه، زاویه راس 140 درجه، سرعت پیشروی 150 میلیمتر بر دقیقه، استفاده از روانکار و ضخامت هرچه کمتر قطعه، کاهش تورق را به همراه داشته و برعکس آن، سرعت 1600 دور بر دقیقه، زاویه راس 120 درجه، سرعت پیشروی 450 میلیمتر بر دقیقه، ضخامت بیشتر قطعه و نبود روانکار مناسب باعث افزایش تورق و تخریب می‌گردند.

4- نتایج تست‌های کشش روی نمونه‌ها نشان داد که با افزایش میزان تورق، میانگین استحکام کششی و نیروی نمونه سوراخ دار نسبت به نمونه سالم به اندازه 34% کاهش و میانگین ضریب تمرکز تنش نمونه سوراخ دار نسبت به نمونه سالم به اندازه 51.66% در اطراف سوراخ افزایش یافته است.

تحت آزمایش کشش قرار گرفتند تا دچار شکست شدند. پس از شکست نیرو و استحکام کششی آنها استخراج گردید. نتایج بدست آمده در جدول 7 نشان داده شده‌اند. همچنین استحکام کششی و نیروی نمونه سالم بدون سوراخ (که از آزمایش کشش بدست آمده‌اند) به ترتیب برابر 363MPa و 13612.5N می‌باشند. با توجه به جدول 7، مشاهده می‌شود که با افزایش تورق، استحکام کششی و نیرو نسبت به نمونه سالم (بدون سوراخ) کاهش یافته‌اند. میانگین استحکام کششی و نیروی نمونه های تورق دار به ترتیب برابر 239.52MPa و 8981.5N می‌باشند. بنابراین میانگین استحکام کششی و نیروی نمونه های تورق دار نسبت به نمونه سالم هر دو به اندازه 34% کاهش یافته‌اند. همچنین از جدول 7 مشاهده می‌شود که با افزایش تورق ضریب تمرکز تنش افزایش یافته است. با توجه به آنکه میانگین افزایش ضریب تمرکز تنش برابر 1.5166 می‌باشد، مقدار آن نسبت به نمونه سالم 51.66% افزایش یافته است.

همچنین اثر تورق بر ضریب تمرکز تنش و استحکام کششی به صورت نمودار به ترتیب در شکل‌های 15 و 16 رسم شده اند. همانطور که مشاهده می‌شود، با افزایش تورق ضریب تمرکز تنش افزایش و استحکام کششی کاهش یافته‌اند و نمونه زودتر دچار شکست می‌گردد. در هر دو نمودار مشاهده می‌شود که بعد از تورق 1.25 شیب نمودار افزایش زیادی یافته‌است.

جدول 7 نتایج آزمایش کشش درنمونه‌های سوراخ کاری شده

ردیف	کد نمونه	تورق ( $F_d$ )	استحکام کششی (MPa)	نیرو (N)	$K_t$
1	TH10-1	1.030	249.0	9324.4	1.4578
2	TH10-2	1.050	246.2	9235	1.4744
3	TH10-3	1.250	235.6	8837.2	1.5407
4	TH10-4	1.258	234.0	8778	1.5512
5	TH10-5	1.260	232.8	8733.0	1.5592
	میانگین	-----	239.52	8981.5	1.5166

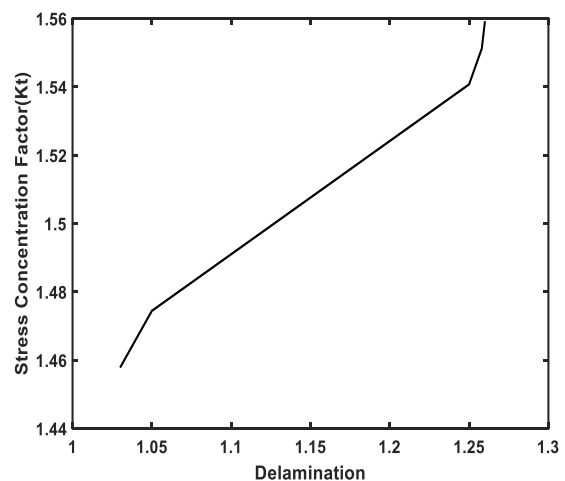


Fig. 15 Effect of delamination on stress concentration factor

شکل 15 اثر تورق بر ضریب تمرکز تنش

- in Drilling of GFRE Composites to Minimize Delamination”, *Polymer Testing*, Vol. 75, pp. 192-204, 2019.
- [18] Upputuri, H. B. and Nimmagadda, V. S., “Optimization of Drilling Process Parameters used in Machining of Glass Fiber Reinforced Epoxy Composite”, *Materials Today: Proceedings*, Vol. 23, No. 3, pp. 594-599, 2020.
- [19] Davim, j. P., Reis, P., and Antonio, C., “Drilling Fiber Reinforced Plastics (FRPs) Manufactured by Hand Lay-up: Influence of Matrix (Viapal VUP 9731 and ATLAC 382-05)”, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 1155-156, No. 30, pp. 1828-1833, 2004.

- 5- نتایج تجربی نشان داد که با 1.22 برابر شدن تورق نسبت به تورق نمونه اولیه، ضریب تمرکز تنش 6.9% افزایش و استحکام کششی 6.5% کاهش یافته اند.
- 6- با استفاده از نرم افزار مینی تب، تعیین معادله رگرسیون تورق بر حسب پارامترها استخراج شده و نتایج تورق پیش بینی شده با نتایج تورق تجربی مقایسه شدند که حداکثر خطا کمتر از 7٪ می باشد.

## 5- مراجع

- [1] Sheikh-Ahmad J, Y., “Machining Of Polymer Composites”, Chapter6, *Nontraditional Machining of FRPs*, Springer, 2012.
- [2] Singh, I., Bhatnagar, N. and Viswanath, P. “Drilling of Unidirectional Glass Fiber Reinforced Plastics: Experimental and Finite Element Study”, *Materials and Design*, Vol. 29, No. 2, pp. 546-553. 2008.
- [3] Khashaba, U. A., “Delamination in Drilling Polymeric Composites: a Review. In: Paulo Davim J, editor. *Drilling of Composite Materials*”, Nova Science Publishers., Inc. 2009.
- [4] Karimi, N. Z., Heidary, H. and Ahmadi, M., “Residual Tensile Strength Monitoring of Drilled Composite Materials by Acoustic Emission”, In Persian, *Material and Design*, Vol. 40, pp. 229-236, 2012.
- [5] Ogawa, K., Aoyama, E., Inoue, H. and Gunjima, M., “Investigation on Cutting Mechanism in Small Diameter Drilling for GFRP (Thrust Force and Surface Roughness at Drilled Hole Wall)”, *Composite Structures*, Vol. 38, No. 1-4, pp. 343-350, 1997.
- [6] Tsao, C. C., Hocheng, H., and Chen, Y. C., “Delamination Reduction in Drilling Composite Materials by Active Backup Force”, *Manufacturing Technology*, Vol. 61, NO. 1, pp. 91-94, 2012.
- [7] Jamal sheikh , Ahmad, “Machining of Polymer Composites”, The petroleum institute department of mechanical engineer in united arab Emirates, chapter 5, pp. 187- 219, 2009.
- [8] Taskesen, A. and Kutukde. K., “Analysis of Drilling Temperature When Drilling B4C Reinforced Aluminum Composites”, *Industrial Design Engineering*, Gazi university, Ankara, 2014.
- [9] Sahami poor Dehghan, M. and Heidary, H., “ Experimental Study in Drilling Composite Pipes Manufactured by Filament Winding Process Using Full Factorial Design Method”, In Persian, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, Vol. 50, No. 3, pp. 489-504, 2018.
- [10] Mohammadi, B., Kazemi, A. and Ghasemi, R., “Damage Analysis of Holed Composite Laminates using Continuum Damage Mechanics”, In Persian, *Journal of science and technology of composite of composite(JSTC)*, Vol. 2, No. 3, pp. 23-34, 2015.
- [11] Zuluaga,W., “Effect of cycle loading Amplitude Tension-Tension on Composite Laminated Plates with initial Delamination”, A Thesis presented to the Faculty of California polytechnic state University.,2013.
- [12] Sonbaty, El., khashaba, U. A. and Machaly, T., “Factors Affecting the Machine Ability of GFR/EPOXY Composites”, *Composite Structure*, Vol. 63, No. 3-4, pp. 329-338, 2004.
- [13] Amini, S. Baraheni, M. and Moeini Afzal, M., “Statistical Study of the Effect of Various Machining Parameters on Delamination in Drilling of Carbon Fiber Reinforced Composites”, In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 5, No. 1, pp. 41-50, 2018.
- [14] Capello,E., “Workpiece Damping and its Effects on Delamination Damage in Drilling thin Composite Laminates”, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 148, No. 2, pp. 186-19, 2004.
- [15] Hakimi, E. and Amini, S., “Study of Delamination in the Process Helical Milling of Carbon Fiber-Reinforced Polymer Composite”, In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 2, No. 4, pp. 51-58, 2016.
- [16] Saberi, M. Niknam, S.A. and Hashemi, R., “On the Effects of Cutting and Lubrication Parameters on the Surface Quality and Cutting Forces in Machining Ti-MMC-Experimental and Frequency Assessment”, In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 6, No. 1, pp. 143-150, 2019.
- [17] Agwa, M. A. and Megahed, A. A., “New Nonlinear Regression Modeling and Multi-Objective Optimization of Cutting Parameters





## مدلسازی و بهینه سازی خواص مکانیکی نانوکامپوزیت های PA6/NBR تقویت شده با نانو ذرات پرلیت

علی قربانخان<sup>1</sup>، محمد رضا نخعی<sup>2\*</sup>، پدram صفرپور<sup>2</sup>

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه شهید بهشتی، تهران

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه شهید بهشتی، تهران

\* تهران، صندوق پستی 16846-53571، sbu.ac.ir، m\_nakhaei

چکیده	اطلاعات مقاله
در این مقاله، نانوکامپوزیت پلی آمید 6 (PA6)/لاستیک آکریلونیتریل بوتادین (NBR)/پرلیت با استفاده از روش اختلاط مذاب در یک مخلوط کن داخلی تهیه شد. از روش سطح پاسخ (RSM) و طرح مرکب مرکزی (CCD) برای بررسی تأثیر دو متغیر موادی درصد وزنی نانوذره پرلیت و الاستومر NBR بر استحکام کششی و استحکام ضربه نانوکامپوزیت های PA6/NBR/Perlite استفاده شد. ریز ساختار نمونه های نانوکامپوزیتی نیز برای تأیید نتایج بدست آمده به وسیله تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی مورد بررسی قرار گرفت. براساس نتایج بدست آمده از روش بهینه سازی سطح پاسخ، در 20% وزنی الاستومر NBR، با افزایش نانوذره پرلیت از 3% به 7% وزنی، مقدار استحکام کششی 12.9% افزایش می یابد و از طرفی مقدار استحکام ضربه نیز 47.7% کاهش می یابد. تحت شرایط بهینه، مقادیر متغیرهای موادی نانوذره پرلیت و الاستومر NBR به ترتیب 4.37 و 34.83 درصد وزنی خواهد بود که در این صورت بیشینه مقادیر استحکام کششی (58.4 MPa) و استحکام ضربه (66.3 J/m) می تواند به طور همزمان بدست آید. مشاهدات تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی ثابت کرد که تفاوت در نتایج مکانیکی بدلیل اندازه متفاوت فاز الاستومری در ترکیبات مختلف است.	دریافت: 1400/01/10 پذیرش: 1400/03/30
	<b>کلیدواژگان:</b> پلی آمید 6 لاستیک آکریلونیتریل بوتادین پرلیت نانوکامپوزیت روش سطح پاسخ

## Modeling and Optimization of Mechanical Properties of PA6/NBR Nanocomposite Reinforced with Perlite Nanoparticles

Ali Ghorbankhan<sup>1</sup>, Mohammad Reza Nakhaei<sup>1\*</sup>, Pedram Safarpour<sup>1</sup>

1-Faculty of Mechanics and Energy, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

\* P.O.B. 16846-53571, Tehran, Iran, m\_nakhaei@sbu.ac.ir.

### Keywords

Polyamide 6  
Acrylonitrile butadiene rubber  
Perlite  
Nanocomposite  
Response surface methodology

### Abstract

In this paper, nanocomposites based on polyamide 6 (PA6)/acrylonitrile-butadiene rubber (NBR)/Perlite were prepared by melt mixing technique in an internal mixer. Response surface methodology (RSM) and central composite design (CCD) were used to study the influence of two material variables including perlite content and NBR content on tensile strength and impact strength of PA6/NBR/Perlite nanocomposites. The microstructure of nanocomposites samples was also examined to confirm the result obtained by scanning electron microscopy images. Based on the results obtained from the response surface methodology, when NBR phase content is 20% wt., with increasing perlite nanoparticles from 3% to 7% wt., the value of tensile strength increased by 12.9% and on the other hand, the value of impact strength decreased by 47.7%. Under optimal conditions of perlite content of 4.37 wt. and NBR content of 34.83 wt., the simultaneous maximization of the tensile strength (58.4 MPa) and impact strength (66.3 J/m) could be obtained. Observations of scanning electron microscopy images showed that the difference in mechanical results was due to the different sizes of the elastomeric phase in different compounds.

### 1- مقدمه

فاز (بستر)، می توان به سه نوع فلزی، سرامیکی و پلیمری تقسیم بندی کرد. در طول سالیان گذشته تعداد قابل توجهی پلیمر با ساختار شیمیایی متفاوت برای کاربردهای خاصی تولید و مورد مصرف قرار گرفته اند. اما امروزه با توجه به پیشرفت سریع تکنولوژی در زمینه های مختلف، پلیمرهای تولید شده هیچکدام به تنهایی قابلیت کاربردی لازم را ندارند. بنابراین تقویت پلیمرها و اصلاح خواص آنها مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته است. در این رابطه

امروزه اختلاط فیزیکی دو یا چند پلیمر به منظور بدست آوردن آلیاژهای پلیمری جدید، گسترش زیادی یافته است بطوریکه در حال حاضر آلیاژهای پلیمری سهم قابل توجهی از کل مصارف پلیمرها را به خود اختصاص داده اند. اختلاط پلیمرها با هدف پوشاندن ضعف های پلیمرهای خالص، ایده اولیه تولید آلیاژها و کامپوزیت های پلیمری بوده است. کامپوزیت ها را براساس ماده پایه

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Ghorbankhan, A, Nakhaei, M.R, and Safarpour, P., "Modeling and Optimization of Mechanical Properties of PA6/NBR Nanocomposite Reinforced with Perlite Nanoparticles", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1421-1430, 2021.

برخوردار است که معمولاً توسط هیدراتاسیون آسیدین تشکیل می شود. نانو ذرات پرلیت با روش های مختلفی از جمله روش های مکانیکی مثل آسیاب کردن ذرات میکرونی تولید می شوند. نانو ذرات پرلیت داری شکل چند وجهی هستند که از دی اکسید سیلیکون، اکسید آلومینیوم، اکسید سدیم، اکسید پتاسیم، اکسید منیزیم و اکسید کلسیم تشکیل شده است [13، 14]. از جمله تحقیقات انجام شده با پرلیت می توان به تحقیقی از صحرایان و همکارانش [13] اشاره کرد که در آن تاثیر افزودن نانوذرات پرلیت بر خواص مکانیکی ریز ساختار فیلم های نانوکامپوزیتی بر مبنای پلی اتیلن با چگالی کم بررسی شده است. آن ها نتیجه گرفتند که مدول کششی با افزایش درصد نانوذرات پرلیت افزایش و کرنش در شکست کاهش می یابد. در پژوهش دیگری از صحرایان و همکارانش [14]، خواص مکانیکی، رئولوژیکی، حرارتی و دینامیکی نانوکامپوزیت های پلی اتیلن با چگالی کم در حضور نانوذرات پرلیت مورد مطالعه قرار گرفت. آن ها نشان دادند که با افزایش درصد نانوذرات پرلیت ویسکوزیته مخلوط، مدول ذخیره، مدول الاستیک، دمای انتقال شیشه ای نانو کامپوزیت ها افزایش و فاکتور میرایی کاهش می یابد. با توجه به خواص منحصر بفرد ترکیب PA6/NBR و نانو ذرات پرلیت و همچنین کاربرد های صنعتی کامپوزیت ها و نانو کامپوزیت های بر پایه PA6/NBR، هدف اصلی این مطالعه بررسی تاثیر همزمان درصدهای مختلف نانو ذره پرلیت (1، 3، 5، 7 و 9) و لاستیک NBR (10، 20، 30، 40 و 50) بر خواص مکانیکی و ریزساختار نانو کامپوزیت های PA6/NBR/Perlite است. بهینه سازی چند متغیره خواص مکانیکی استحکام کششی و استحکام ضربه با روش سطح پاسخ انجام شده است. ریز ساختار نمونه های نانوکامپوزیتی نیز برای تایید نتایج بدست آمده به وسیله تصاویر میکروسکوپ الکترونی روبشی مورد بررسی قرار می گیرد.

## 2- تجربی

### 2-1- مواد اولیه و آماده سازی نمونه ها

در این پژوهش برای تهیه نانوکامپوزیت از پلی آمید 6 با کد تجاری کوپا کن، محصول شرکت کولون پلاستیک کره جنوبی، آکریلونیتریل بوتادین رابر با نام تجاری 35 ال، محصول شرکت کومپو کره جنوبی و پرلیت ساخت شرکت وارث سبز درفک استفاده شده است. برخی از خصوصیات مربوط به این مواد در جدول 1 نشان داده شده است. پیش از ساخت نمونه ها، رطوبت گیری پلی آمید 6 و نانوذرات پرلیت به مدت 24 h و در دمای 80 °C در کوره انجام گرفت. در ادامه، جهت اختلاط مواد از دستگاه مخلوط کن داخلی برابندر-مدل 50 w ساخت آلمان استفاده شد. سپس اختلاط مذاب با درصدهای مختلف وزنی نانوذره پرلیت (3 تا 9 درصد) و لاستیک آکریلونیتریل بوتادین رابر (10 تا 50 درصد) در دستگاه میکسر داخلی با سرعت مارپیچ 80 rpm و دمای 230 °C انجام شد. برای هر نمونه با درصدهای مختلف نانوذره پرلیت و لاستیک آکریلونیتریل بوتادین، مدت زمان انجام فرایند تا 2 دقیقه پس از پایدار شدن منحنی گشتاور پخت-زمان ادامه یافت. در انتها نیز جهت آماده سازی نمونه ها، از دستگاه قالب گیری فشاری نوع mini test press ساخت شرکت Toyo-seiki ژاپن مدل WCH در دمای 240 °C و به مدت 5 min استفاده شد.

سه راهکار تقویت پلیمرها با ذرات میکرونی و نانویی، کوپلیمریزاسیون یا پلیمریزاسیون همزمان دو مونومر با همدیگر و مخلوط کردن پلیمرها یا آلیاژسازی برای تقویت پلیمرها و اصلاح خواص آنها توسط محققان مطرح شده است [1]. نانوذرات به موادی گفته می شود که حداقل یکی از ابعاد آن در محدوده 1nm تا 100nm قرار گیرد [2]. این مواد بدلیل داشتن نسبت سطح به حجم بیشتر نسبت به ذرات میکرونی از انرژی سطحی بسیار زیادی برخوردارند. بنابراین با توجه به اینکه انرژی سطحی بالا باعث افزایش تمایل مواد به واکنش پذیری و تشکیل پیوندهای قوی بین اتم ها و مولکول ها می شود، نانوذرات خواص منحصر به فردی داشته و از جایگاه ویژه ای در بین مواد برخوردارند [3]. پلی آمیدها<sup>1</sup> (PAs) در بین ترموپلاستیک ها از اهمیت ویژه ای برخوردارند که ناشی از قابلیت فرایند پذیری، نقطه ذوب بالا، مقاومت مکانیکی بالا، شکل پذیری خوب، مقاومت عالی در برابر حلال ها، مقاومت سایشی و خستگی زیاد است. پلی آمید 6 (PA6) در بین پلیمرها به دلیل مصارف گسترده در الیاف، فیلم ها و همچنین دارا بودن خواصی مانند فرایند پذیری عالی، خواص الکتریکی و قابلیت جایگزینی با فلزات، در گروه پلاستیک های مهندسی تقسیم بندی می شود. پلی آمید 6 چکش خوار است و همچنین انرژی رشد ترک و کرنش در نقطه شکست در آن زیاد است و در محیط های مرطوب به دلیل تغییر شکل پلاستیک چقرمگی زیادی دارد ولی در حالت خشک و قالب گیری شده، احتمال شکست این پلیمر زیاد است. پلیمر PA6 با وجود تمام موارد ذکر شده، در دماهای پایین تر از دمای اتاق رفتار شکننده از خود نشان می دهد [1، 4]. از معایب دیگر پلی آمیدها می توان به جذب آب توسط آن ها اشاره کرد که باعث اثرگذاری بر پایداری ابعادی و تغییر در خواص مکانیکی می شود و کاربرد این مواد را در محیط های مرطوب با مشکل مواجه می سازد [5]. در سال های اخیر با توجه به خواص مکانیکی، حرارتی و سایشی خوب پلی آمید 6، این مواد مورد توجه بسیاری از صنایع قرار گرفته و تحقیقات وسیعی روی آن صورت گرفته است. سرآغاز این پژوهش ها استفاده از خاک رس توسط شرکت تویوتا برای تقویت این مواد و بهبود کیفیت آن بوده است [6]. همچنین تقویت این مواد با نانوذراتی همچون هالوسیت، نانوتیوپ های کربنی، نانوذرات فلزی و گرافن نیز پیشرفت های زیادی را در تولید با کیفیت این مواد و برطرف ساختن نیازهای صنایع گوناگون به همراه داشته است [7-9]. از مطالعات صورت گرفته درخصوص پلی آمید 6 می توان به پژوهشی از فوگاندس و همکارانش [10] اشاره کرد که در آن تاثیر غلظت فاز الاستومر بر خواص مکانیکی نانوکامپوزیت PA6/NBR بررسی شده است. نتایج آن ها حاکی از آن بود که خواص مکانیکی وابسته به سامانه پخت و خواص ریز ساختار است. مهرباب زاده و همکارانش [11] تاثیر مقدار عوامل پخت و پاسخ سامانه های مختلف پخت را بر ریز ساختار و خواص حرارتی کامپوزیت NBR/PA6 گزارش کردند. نتایج بدست آمده نشان داد که سامانه پخت فنولیک و نسبت 40/60 برای ترموپلاستیک الاستومر NBR/PA6 بهترین تاثیر را بر خواص مکانیکی و حرارتی الاستومر دارند. پرن و همکارانش [12] تاثیر افزودن نانوتیوپ هالوسیت (HNT) بر ریز ساختار و خواص مکانیکی نانوکامپوزیت ولکانیزه شده دینامیکی PA6/NBR مورد بررسی قرار گرفت. نتایج آزمایش آن ها حاکی از آن بود که مدول یانگ، مدول ذخیره، و تنش تسلیم با افزایش درصد HNT، افزایش می یابد. پرلیت از جمله موادی است که تاکنون تحقیقات کمی روی آن در ابعاد نانویی صورت گرفته است. این ماده که از سنگ های آتشفشانی بدست می آید دارای بافتی شیشه ای است و از آب نسبتاً زیادی

<sup>1</sup> Polyamides

جدول 1 خصوصیات مواد اولیه

Table 1 Characterization of row materials.

مواد	خصوصیات
چگالی	1.14 g/cm <sup>3</sup>
پلی آمید 6	شاخص جریان مذاب 31.4 g/10min
دمای ذوب	220°C
مقدار آکریلونیتریل	34 wt.%
آکریلونیتریل بوتادین رابر	چگالی 0.98 g/cm <sup>3</sup>
ویسکوزیته	41 (ML (1+4), 100°C)
چگالی	2.2 g/cm <sup>3</sup>
پرلیت	شاخص سختی 5.5 Mohs
ابعاد	70-100 nm

سطح تعیین شد (جدول 3). سپس ماتریس طراحی براساس محدوده های تعیین شده در طراحی CCD و سه نقطه تکرار مرکزی شکل گرفت و مقادیر تجربی استحکام کششی و استحکام ضربه براساس این محدوده ها در هر آزمایش محاسبه شد. برای اطمینان از نتایج بدست آمده هر آزمایش 3 بار تکرار گردید. بعد از انجام آزمایشات، با استفاده از جدول آنالیز واریانس تاثیر متغیرهای موادی بر پاسخ های بدست آمده و همچنین صحت مدل ریاضی مورد بررسی قرار گرفت.

جدول 2 متغیرهای موادی و محدوده عملکرد آن ها بر اساس مدل پنج سطحی CCD

Table 2 Material variables and their performance range based on five-level CCD design

متغیر	واحد	علامت اختصاری	سطح				
			-2	-1	0	1	2
Perlite content	Wt %	P	1	3	5	7	9
NBR content	Wt %	N	10	20	30	40	50

## 2-2- تهیه نمونه های آزمون های کشش و ضربه

به منظور تحلیل خواص مکانیکی و استحکام ضربه ترکیبات PA6/NBR/Perlite با درصد های مختلف وزنی نانوذره پرلیت و لاستیک آکریلونیتریل بوتادین، آزمون های کشش و ضربه ایزود مطابق با استانداردهای ASTM D638 و ASTM D256 انجام گرفت. بدین منظور، نمونه های کششی دمبلی شکل و نمونه های ضربه مطابق با استانداردهای مذکور آماده گردید. آزمون کشش با استفاده از دستگاه تست کشش زوکر ساخت شرکت زیویک آلمان در دمای اتاق و سرعت فک 1mm/min انجام گرفت. همچنین استحکام ضربه نیز توسط دستگاه تست ضربه زیویک ساخت کشور آلمان با انرژی 1J اندازه گیری شد. برای اطمینان از نتایج بدست آمده، آزمون های کشش و ضربه برای هر نمونه سه بار تکرار گردید.

## 3- بحث و نتیجه گیری

### 3-1- نتایج آزمون کشش و ضربه

پس از طراحی آزمایشات به وسیله نرم افزار طراحی آزمایش، برای بررسی تاثیر متغیرهای موادی درصد نانوذرات پرلیت و الاستومر NBR بر خواص مکانیکی استحکام کششی<sup>1</sup> (TS) و استحکام ضربه<sup>2</sup> (IS) نمونه های نانوکامپوزیت، آزمون های کشش و ضربه براساس محدوده های تعیین شده برای متغیرهای موادی (جدول 2)، انجام شد. نتایج حاصل از تست های کشش و ضربه نمونه های تهیه شده نانوکامپوزیت PA6/NBR/Perlite در جدول 3 نشان داده شده است که هرکدام میانگین سه بار تکرار هر آزمایش با شرایط یکسان است.

### 3-2- آماده سازی نمونه ها برای انجام بررسی ریز ساختار

برای بررسی میکروساختار سطح شکست نمونه ها و اندازه فاز NBR، از دستگاه Tescan-Vage ساخت کشور جمهوری چک در دمای اتاق استفاده شد. شایان ذکر است، برای تشخیص اندازه فاز الاستومری NBR، نمونه های تهیه شده بعد از شکست در نیتروژن مایع، به مدت 24 h در محلول تولوئن قرار گرفتند تا فاز الاستومری NBR در آن حل شود. همچنین برای ایجاد رسانایی الکتریکی مناسب برای جذب الکترون از سطح نمونه ها و بدست آوردن تصاویر با کیفیت بالاتر توسط میکروسکوپ الکترونی روبشی، سطح شکست نمونه ها با لایه بسیار نازکی از طلا پوشانیده شدند.

### 4-2- طراحی آزمایش

بهینه سازی تست های مکانیکی براساس 2 متغیر مقدار درصد وزنی نانوذره پرلیت و الاستومر آکریلونیتریل بوتادین رابر با استفاده از روش سطح پاسخ و نرم افزار طراحی آزمایش انجام شد (جدول 2). در این آزمایشات محدوده متغیرهای موادی براساس طراحی CCD و با در نظر گرفتن هر متغیر در 5

<sup>4</sup> Fisher test

<sup>1</sup> Tensile strength

<sup>2</sup> Impact strength

<sup>3</sup> Analysis of Variance

(استحکام کششی و استحکام ضربه) نمونه های نانو کامپوزیت PA6/NBR/Perlite استفاده کرد، براساس نتایج تجربی و پیش بینی شده در محدوده تعیین شده برای متغیرها عبارتند از:

جدول 4 آنالیز واریانس برای استحکام کششی

پارامترها	مجموع مربعات	درجه آزادی	مربعات اصلی	ضریب F	ضریب پی
رابطه	1022.82	5	204.56	142.42	0.0001 <
N-NBR	801.97	1	801.97	558.34	0.0001 <
P-Perlite	21.07	1	21.07	14.67	0.0123
P×N	30.80	1	30.80	21.45	0.0057
N <sup>2</sup>	5.15	1	5.15	3.59	0.1167
P <sup>2</sup>	160.01	1	160.01	111.40	0.0001
باقیمانده	7.18	5	1.44	-----	-----
عدم تناسب	7.06	3	2.35	37.13	0.0263

جدول 3 ماتریس طراحی و مقادیر پاسخ ها

Table 3 Design matrix and values of responses

شماره آزمایش	کد نمونه ها	Perlite (wt.)	NBR (wt.)	TS (MPa)	IS (J/m)
1	PN30P5	5	30	62.4±1.2	49.1±0.3
2	PN30P5	5	30	62.2±0.9	48.5±0.7
3	PN10P5	5	10	75.1±0.5	19.3±0.3
4	PN30P9	9	30	52.7±0.8	24.8±0.6
5	PN50P5	5	50	43.3±0.9	124.5±1.1
6	PN20P7	7	20	72.2±0.3	22.1±0.8
7	PN30P1	1	30	48.8±1.1	58.4±0.9
8	PN40P7	7	40	51.4±0.6	73.2±0.4
9	PN30P5	5	30	61.9±0.7	50.3±1.0
10	PN40P3	3	40	52.9±0.4	87.1±1.2
11	PN20P3	3	20	62.6±1.0	38.6±0.2

جدول 5 آنالیز واریانس برای استحکام ضربه

پارامترها	مجموع مربعات	درجه آزادی	مربعات اصلی	ضریب F	ضریب P
رابطه	9811.86	5	1962.37	464.57	0.0001 <
N-NBR	8000.33	1	8000.33	1895.90	0.0001 <
P-Perlite	793.81	1	793.81	187.93	0.0001 <
P×N	1.69	1	1.69	0.4001	0.5548
N <sup>2</sup>	603.45	1	603.45	142.86	0.0001 <
P <sup>2</sup>	75.94	1	75.94	17.98	0.0082
باقیمانده <sup>1</sup>	21.12	5	4.22	-----	-----
عدم تناسب <sup>2</sup>	19.44	3	6.48	7.71	0.1169

(الف) روابط ریاضی نهایی براساس نتایج تجربی:

$$\text{Tensile strength (MPa)} = 40.32 + 0.186 \times N + 12.02 \times P - 0.138 \times N \times P - 0.719 \times P^2 \quad (1)$$

$$\text{Impact strength (MPa)} = 35.87 - 0.934 \times N - 0.082 \times P + 0.495 \times N^2 - 0.495 \times P^2 \quad (2)$$

(ب) روابط ریاضی نهایی براساس نتایج پیش بینی شده در محدوده مقادیر متغیرها:

$$\text{Tensile strength (MPa)} = 62.57 - 8.18 \times N + 1.33 \times P - 2.78 \times N \times P - 2.088 \times P^2 \quad (3)$$

$$\text{Impact strength (MPa)} = 50.24 + 25.83 \times N - 8.13 \times P + 5.59 \times N^2 - 1.98 \times P^2 \quad (4)$$

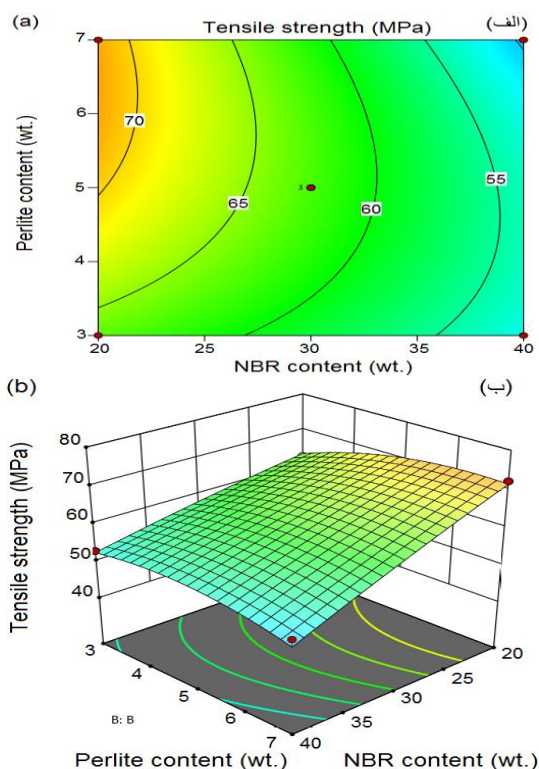
### 3-3- اعتبارسنجی مدل های ریاضی

برای اعتبارسنجی روابط ریاضی بدست آمده از نمودارهای مقایسه ای بین نتایج تجربی و مقادیر پیش بینی شده استفاده شده است. این مقایسه در شکل 1 (الف و ب) برحسب نزدیکی نتایج تجربی و پیش بینی شده به خط 45° نشان داده شده است. براساس این اشکال، مقادیر پیش بینی شده خواص مکانیکی (استحکام کششی و استحکام ضربه) توسط مدل های ریاضی تطابق خوبی با نتایج تجربی دارند. بنابراین می توان گفت روابط ریاضی بدست آمده در محدوده متغیرهای موادی، از قابلیت اطمینان مناسبی برخوردارند و می توان از آن ها در پیش بینی خواص مکانیکی استفاده کرد.

<sup>2</sup> Lack of Fit

<sup>1</sup> Residual

NBR از 20% به 40%، از 63.2 MPa به 52.4 MPa کاهش می یابد. بنابراین می توان با توجه به سطوح پاسخ دوبعدی و سه بعدی پیش بینی شده برای استحکام کششی نشان داد که رفتار مکانیکی نانوکامپوزیت PA6/NBR/Perlite به شدت به انتخاب مقادیر متغیرهای موادی وابسته است به نحویکه هر کدام از آن ها می تواند تاثیرات مثبت و یا منفی در خصوصیات رفتاری فازها و فصل مشترک بین آن ها داشته باشد. براساس تحقیقات انجام شده، نفوذ بهتر فاز بستر پلیمری در بین نانوذرات، عدم کلوخه شدن نانوذرات در درصدهای بالای وزنی و ریزتر بودن اندازه فاز الاستومری باعث ایجاد پیوندهای قوی بین نانوذرات و فاز الاستومری با فاز بستر پایه می شود که این موضوع به بهبود استحکام کششی کمک می کند [15, 16].

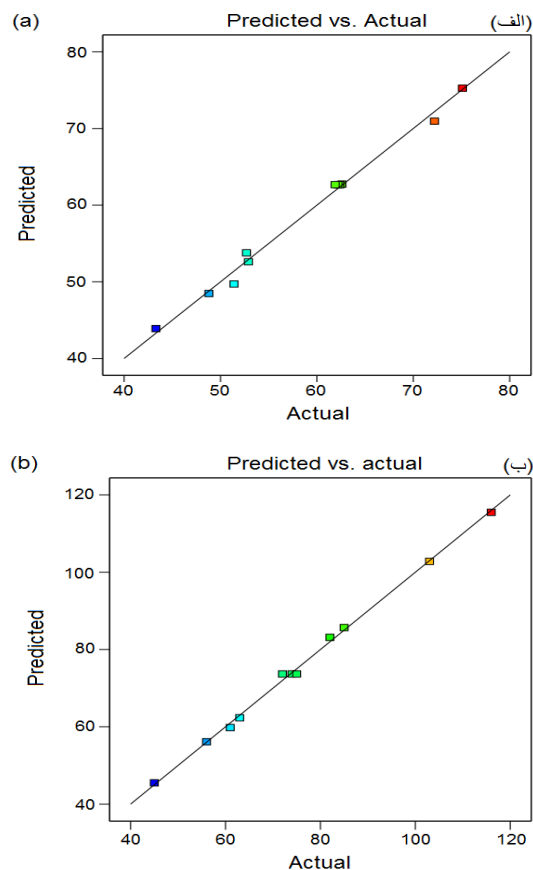


**Fig. 2** Plot of a) 2D and b) 3D of effect of interaction between material variables on tensile strength

شکل 2 نمودار الف) دوبعدی و ب) سه بعدی اثر برهمکنش متغیرهای موادی بر استحکام کششی

#### 3-4-2- تاثیر متغیرهای موادی بر استحکام ضربه

شکل 3 سطوح پاسخ دو بعدی و سه بعدی استحکام ضربه نمونه های نانوکامپوزیت PA6/NBR/Perlite را برحسب تغییرات دو متغیر موادی درصد نانوذرات پرلیت و الاستومر NBR نشان می دهد. با توجه به این نمودارها می توان استنباط کرد در مقدار ثابت 3 درصد وزنی نانوذره پرلیت، استحکام ضربه نمونه های نانوکامپوزیتی با افزایش درصد الاستومر NBR افزایش می یابد تا به مقدار بیشینه خود یعنی 87.1 J/m برسد. اما تاثیر افزایش درصد نانوذرات پرلیت بر استحکام ضربه منفی است و موجب کاهش آن می شود. این رفتار مکانیکی را هم می توان به کلوخه شدن نانوذرات پرلیت و عدم نفوذ مناسب فاز بستر در بین آن ها نسبت داد که باعث ایجاد نقاط تمرکز تنش در ماده می شود [15, 17].



**Fig. 1** Plot of actual values versus predicted values for a) tensile strength b) impact strength

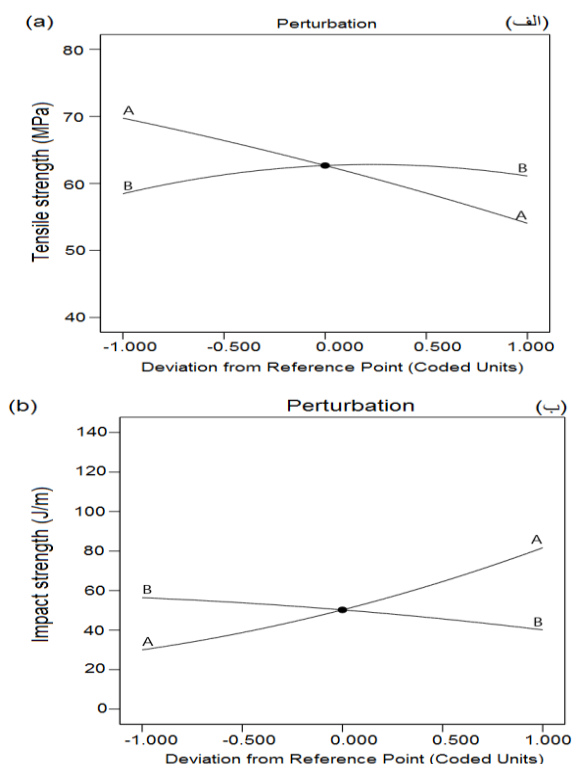
شکل 1 نمودار مقادیر واقعی به مقادیر پیش بینی برای الف) استحکام کششی ب) استحکام ضربه

#### 3-4-4- تاثیر متغیرهای موادی بر خواص مکانیکی

با توجه به مطلوب بودن نتایج اعتبارسنجی مدل های پیش بینی شده در مرحله قبل، از مدل های بدست آمده برای نشان دادن تاثیر متغیرهای موادی بر پاسخ ها استفاده شده است. در این بخش، با توجه به نتایج جداول آنالیز واریانس، تاثیر هر کدام از متغیرهای موادی که در مدل های ریاضی و پاسخ ها موثر بودند، بر خواص مکانیکی (استحکام کششی و استحکام ضربه)، به وسیله نمودارهای دوبعدی و سه بعدی مورد بررسی قرار گرفته است.

#### 3-4-1- تاثیر متغیرهای موادی بر استحکام کششی

تاثیر دو متغیر موادی درصد وزنی نانوذرات پرلیت و الاستومر NBR بر تغییرات استحکام کششی نمونه های نانوکامپوزیت PA6/NBR/Perlite در تصاویر دوبعدی و سه بعدی (شکل 2 الف و ب) نشان داده شده است. همانطور که در این اشکال نشان داده شده است، در مقادیر ثابت درصد وزنی نانوذره پرلیت، استحکام کششی با افزایش درصد وزنی الاستومر NBR در ترکیب کاهش می یابد. در صورتیکه مقادیر آن در درصدهای ثابت الاستومر NBR با افزایش درصد نانوذره پرلیت افزایش می یابد. مقدار استحکام کششی با افزایش درصد وزنی نانوذره پرلیت از 3% به 7% وزنی، هنگامی که مقدار الاستومر NBR در 20% وزنی باشد، از 63.2 MPa به مقدار بیشینه خود یعنی 71.4 MPa افزایش می یابد. اما مقدار آن در 3% وزنی نانوذره پرلیت با افزایش درصد وزنی الاستومر



**Fig. 4** Effect of material variables on a) tensile strength b) impact strength

شکل 4 تاثیر متغیرهای موادی بر الف) استحکام کششی ب) استحکام ضربه

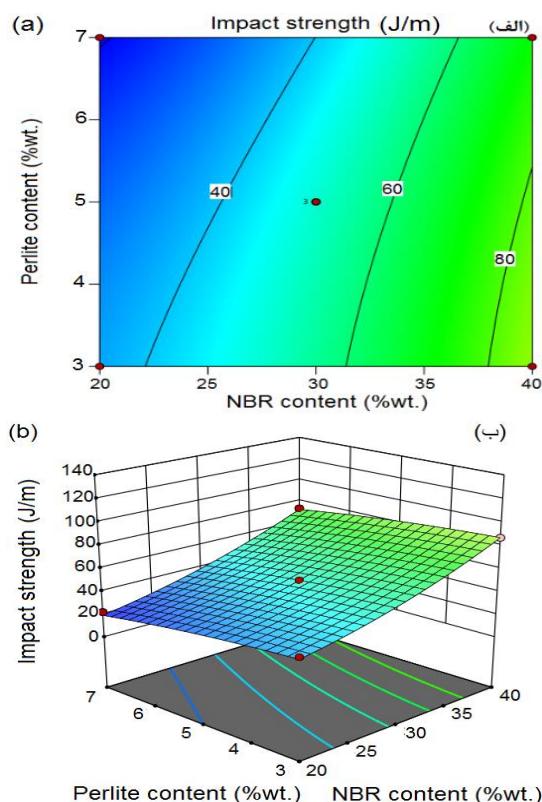
جدول 6 متغیرهای موادی برای بیشینه شدن همزمان خواص مکانیکی

**Table 6** Material variables for simultaneous maximization of mechanical properties

TS (MPa)	درصد وزنی NBR (wt.)	درصد وزنی پرلیت (wt.)
58.4	34.83	4.37
66.3		

### 6-3- نتایج میکروسکوپ الکترونی روبشی (SEM)

تغییرات اندازه فاز الاستومری NBR مربوط به نمونه ترموپلاستیک الاستومر PA6/NBR و نمونه های نانوکامپوزیت PN30P5 و PN30P9 در شکل 5 نشان داده شده است. در این تصاویر فاز NBR که توسط محلول تولون از ترکیب خارج شده است به صورت حفره های تاریک در بین فاز PA6 پخش شده است. همانطور که در تصاویر نشان داده شده است، اندازه فاز NBR با افزودن نانوذرات پرلیت به ترکیب کاهش یافته است. براساس تحقیقات انجام شده، اندازه فاز الاستومری در این ترکیب به نسبت ویسکوزیته و همچنین برهمکنش های بین سطحی فازهای NBR و PA6 بستگی دارد [18]. همچنین جایگیری و توزیع متفاوت نانوذرات پرلیت بین دو فاز پلیمری PA6 و NBR، قرارگیری نانوذرات در فصل مشترک بین این دو فاز و کلوخه شدن نانوذرات در فاز بستر پلیمری باعث تغییر در نسبت ویسکوزیته و الاستیسیته دو فاز پلیمری، تنش بین سطحی فاز بستر و فاز متفرق می شود. بنابراین با توجه به نکات گفته شده، پدیده شکست قطرات فاز لاستیک و ائتلاف آنها حین اختلاط مذاب در این ترکیب تحت تاثیر قرار گرفته و باعث تغییر در ریز ساختار و اندازه متفاوت فاز الاستومری NBR در این تصاویر میکروسکوپی شده است



**Fig. 3** Plot of a) 2D and b) 3D of effect of interaction between material variables on impact strength

شکل 3 نمودار الف) دوبعدی و ب) سه بعدی اثر برهمکنش متغیرهای موادی بر استحکام ضربه

### 5-3- بهینه سازی چند متغیره

شکل 4 الف و ب) تاثیرات متغیرهای موادی را بر استحکام کششی و استحکام ضربه نشان می دهد. همانطور که در این اشکال نشان داده شده است، اثر افزایش الاستومر NBR بر استحکام کششی منفی است (شکل 4 الف) اما این افزایش برای استحکام ضربه اثر مثبت دارد (شکل 4 ب). بعلاوه، شکل 4 الف نشان می دهد که منحنی تغییرات استحکام کششی برحسب تغییرات درصد وزنی بارگذاری نانوذره پرلیت دارای یک مقدار میانی بیشینه است اما با افزایش بیشتر درصد وزنی نانوذره پرلیت شیب منحنی نزولی شده است و مقادیر استحکام کششی کاهش یافته است. این نتیجه به دلیل کلوخه شدن نانوذرات پرلیت در درصد های بالای وزنی است که باعث ایجاد نقاط تمرکز تنش می شود. بعلاوه، شکل 4 ب نیز نشان می دهد که افزایش درصد وزنی نانوذره پرلیت موجب کاهش استحکام ضربه می شود. بنابراین می توان گفت که اثر متغیرهای موادی بر روی تمام خواص مکانیکی یکسان نخواهد بود. در این حالت برای اینکه مقادیر خواص مکانیکی (استحکام کششی و استحکام ضربه) به طور همزمان در حداکثر مقدار ممکن خود باشند، بهینه سازی چند متغیره مقادیر متغیرهای موادی صورت می گیرد. جدول 6 مقادیر متغیرهای موادی را برای بیشینه کردن همزمان خواص مکانیکی با توجه به آنالیز مدل های ریاضی نشان می دهد. براساس داده های این جدول، مقادیر بهینه متغیرهای موادی نانوذره پرلیت و الاستومر NBR به ترتیب 4.37 و 34.83 درصد وزنی است که در این صورت مقادیر استحکام کششی و استحکام ضربه به ترتیب 58.4 MPa و 66.3 J/m خواهند بود.

مکانیکی مانند استحکام کششی می شود که این موضوع با نتایج تجربی بدست آمده در طی آزمون کشش مطابقت دارد. اما همانطور که در تصاویر EDAX مربوط به سطح شکست نمونه نانو کامپوزیت PN30P9 نشان داده شده است، توزیع یکنواخت نانوذرات پرلیت صورت نگرفته است که این موضوع باعث کاهش استحکام کششی و استحکام ضربه در این نمونه شده است. تصاویر SEM نمونه PN30P1 توزیع یکنواخت نانوذرات پرلیت را نشان می دهد. براساس نتایج تجربی بدست آمده از آزمون کشش، اگرچه استحکام کششی این نمونه در مقایسه با نمونه های PN30P5 و PN30P9 کمتر است، اما این نمونه استحکام ضربه بیشتری نسبت به دو نمونه دیگر دارد. این نتیجه به این دلیل است که با افزودن بیشتر نانوذرات به ماتریس و کلوخه شدن آن باعث افت شدید خواص مکانیکی خواهد شد [21]. بعلاوه، کلوخه شدن نانوذرات در درصد های بالای وزنی نیز دلیلی بر کاهش استحکام ضربه در نمونه PN30P9 نسبت به نمونه PN30P1 است [1517].

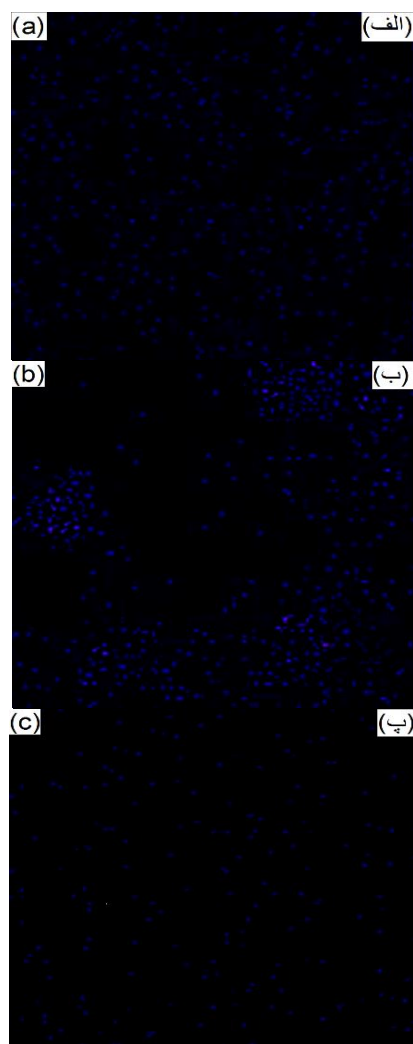


Fig. 6 EDAX images of a) PN30P5 b) PN30P9 c) PN30P1  
شکل 6 تصاویر EDAX نمونه های الف) PN30P5 ب) PN30P9 پ) PN30P1

(شکل 5 ب و پ [19, 20]). با مقایسه تصویر SEM گرفته شده از نمونه نانو کامپوزیت PN30P5 و تصویر SEM نمونه PN30P9 می توان گفت اندازه فاز الاستومری NBR در نمونه نانو کامپوزیت PN30P5 کوچکتر از نمونه نانو کامپوزیت PN30P9 است و این تفاوت در به وجود آمدن خواص مکانیکی متفاوت در این دو نمونه تاثیر گذار بوده است. به نحویکه اندازه کوچکتر فاز NBR باعث بهبود استحکام کششی شده است.

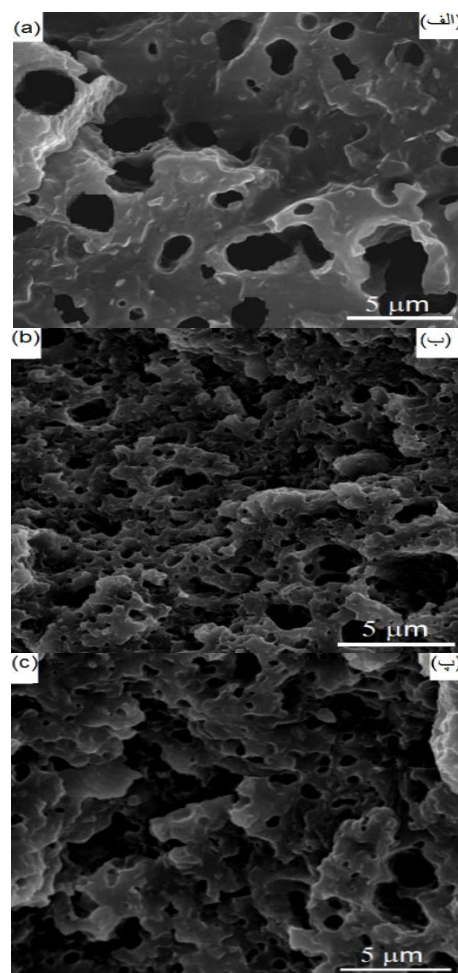


Fig. 5 SEM images of a) PA6/NBR weight ratio 70/30 b) PN30P5 c) PN30P9

شکل 5 تصاویر SEM نمونه های الف) PA6/NBR با نسبت وزنی 70/30 ب) PN30P5 پ) PN30P9

تصاویر EDAX<sup>1</sup> نمونه های نانو کامپوزیت با درصد های مختلف نانوذره پرلیت و الاستومر NBR در شکل 6 نشان داده شده است. این تصاویر نحوه توزیع نانوذرات پرلیت را در ماتریس پلیمری نشان می دهند. از مقایسه این تصاویر می توان استنباط کرد که در نمونه نانو کامپوزیت PN30P5، نانوذرات پرلیت که به صورت ذرات ریز در شکل نشان داده شده است، توزیع بهتری را نسبت به دیگر نمونه ها دارد (شکل 6 الف). همانطور که در بخش های قبل نیز گفته شد، توزیع یکنواخت و از هم باز شدگی نانوذرات در ماتریس باعث بهبود خواص

<sup>1</sup> Energy Dispersive X-ray

## 4- نتیجه گیری

## 5- مراجع

در این پژوهش، نمونه های نانو کامپوزیت PA6/NBR/Perlite با درصد های مختلف نانوذرات پرلیت و الاستومر NBR به وسیله اختلاط مذاب در دستگاه مخلوط کن داخلی تهیه شد. در ادامه، از روش بهینه سازی سطح پاسخ (RSM) و طراحی پنج سطحی CCD، برای بررسی اثر متغیرهای موادی درصد وزنی نانوذرات پرلیت و الاستومر NBR بر خواص مکانیکی (استحکام کششی و استحکام ضربه) و همچنین بدست آوردن مدل های ریاضی بین متغیرهای موادی و پاسخ های مکانیکی استفاده شد. بهینه سازی چند متغیره نیز به منظور پیدا کردن متغیرهای بهینه موادی که باعث بیشینه کردن همزمان خواص مکانیکی می شوند، به کمک مدل های ریاضی انجام گرفت. برای تایید نتایج مکانیکی بدست آمده، خواص ریز ساختار نمونه های نانو کامپوزیت با استفاده از عکس برداری میکروسکوپ الکترونی روبشی (SEM) مورد بررسی قرار گرفت. نتایج بدست آمده از این پژوهش را می توان به صورت موارد زیر طبقه بندی کرد:

- [1] Esmizadeh, E., Irani, A., Naderi, G., Ghoreishy, M. H. R. and Dobious, C., "Effect of Carbon Nanotube on Pa6/Eco Composites: Morphology Development, Rheological, and Thermal Properties" Journal of Applied Polymer Science, Vol. 135, No. 12, pp. 45977, 2018.
- [2] Nakhaei, M.R. Mohammadi, Sh. Naderi, Gh. and Ghoreishy, M.H.R. "Experimental Study of Microstructure, Thermal and Mechanical Properties of PA6/NBR Nanocomposites Reinforced with Graphene Nanoparticle", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 6, No.3, pp. 419-426, 2019.
- [3] Malek-Mohammadi, H. Majzooobi, G.H. and Payandehpeyman, J., "Experimental and Analytical Study of the Compression Behavior of Graphene Oxide and Nano-clay Reinforced Polycarbonate Nanocomposites at Low Strain Rates", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 6, No. 3, pp. 427-434, 2019
- [4] Mohsenzadeh, R. and Shelesh-Nezhad, K., "Experimental Studies on the Durability of PA6-PP-CaCO3 Nanocomposite Gears," In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 3, No. 2, pp. 147-156, 2016.
- [5] Jiri, G., Handbook of Thermoplastic Elastomer, William Andrew Publishing, New York, 2007 .
- [6] Taghizadeh, E., Naderi, G. and Dubois, C., "Rheological and Morphological Properties of Pa6/Eco Nanocomposites "Rheologica acta, Vol. 49, No. 10, pp. 1015-1027, 2010.
- [7] Paran, S., Naderi, G., Ghoreishy, M. and Dubois, C., "Essential Work of Fracture and Failure Mechanisms in Dynamically Vulcanized Thermoplastic Elastomer Nanocomposites Based on Pa6/Nbr/Xnbr-Grafted Hnts" Engineering Fracture Mechanics, Vol. 200, pp. 251-262, 2018.
- [8] Nakhaei, M.-R., Mohammadi, S., Naderi, G. and Ghoreishy, M.-H., "Experimental Study of Microstructure, Thermal and Mechanical Properties of Pa6/Nbr Nanocomposites Reinforced with Graphene Nanoparticle" Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 6, No. 3, pp. 419-426, 2019.
- [9] Haghgoo, M. Ansari Khalkhali, R. and Hassanzadeh-Aghdam, M. K., "Micromechanical Analysis of Electro-Elastic Response of Polymer Composites Reinforced With Fuzzy Fiber Containing CNTs", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 5, No. 4, pp. 485-498, 2019.
- [10] Fagundes, E. and Jacobi, M. A., "Pa/Nbr Tpv: Cross Link System and Properties" POLIMEROS-CIENCIA E TECNOLOGIA, Vol. 22, No. 2, pp. 212-216, 2012.
- [11] Mehrabzadeh, M. and Delfan, N., "Thermoplastic Elastomers of Butadiene-Acrylonitrile Copolymer and Polyamide. Vi. Dynamic Crosslinking by Different Systems" Journal of applied polymer science, Vol. 77, No. 9, pp. 2057-2066, 2000.
- [12] Paran, S. R., Naderi, G. and Ghoreishy, M. R., "Effect of Halloysite Nanotube on Microstructure, Rheological and Mechanical Properties of Dynamically Vulcanized Pa6/Nbr Thermoplastic Vulcanizates" Soft Materials, Vol. 14, No. 3, pp. 127-139, 2016.
- [13] Sahraeian, R. and Esfandeh, M., "Mechanical and Morphological Properties of Ldpe/Perlite Nanocomposite Films" Polymer Bulletin, Vol. 74, No. 4, pp. 1327-1341, 2017.
- [14] Sahraeian, R., Hashemi, S., Esfandeh, M. and Ghasemi, I., "Preparation of Nanocomposites Based on Ldpe/Perlite: Mechanical and Morphological Studies" Polymers and Polymer Composites, Vol. 20, No. 7, pp. 639-646, 2012.
- [15] Haghnegahdar, M., Naderi, G. and Ghoreishy, M., "Fracture Toughness and Deformation Mechanism of Un-Vulcanized and Dynamically Vulcanized Polypropylene/Ethylene Propylene Diene Monomer/Graphene Nanocomposites" Composites Science and Technology, Vol. 141, pp. 83-98, 2017.
- [16] Nakhaei, M., Naderi, G. and Mostafapour, A., "Effect of Processing Parameters on Morphology and Tensile Properties of Pp/Epdm/Organoclay Nanocomposites Fabricated by Friction Stir Processing" Iranian Polymer Journal, Vol. 25, No. 2, pp. 179-191, 2016.

- نتایج آنالیز واریانس برای غربالگری متغیرهای موادی و پیدا کردن ضرایب رگرسیون مناسب برای مدل های ریاضی نشان داد که دو مولفه  $N^2$  (توان دوم متغیر موادی درصد الاستومر NBR) برای استحکام کششی و  $N \times P$  (تقابل بین دو متغیر) برای استحکام ضربه دارای ضرایب پی بزرگتر از 0.05 و مقادیر کم تست فیشر هستند. بنابراین این مولفه ها کمترین تاثیر را در پیش بینی خواص مکانیکی خواهند داشت.
- بررسی نمودارهای اعتبارسنجی بین پاسخ های پیش بینی شده و نتایج تجربی نشان داد که نتایج پیش بینی شده از روش سطح پاسخ تطابق خوبی را با نتایج تجربی دارند که این موضوع درستی مدل های ریاضی بدست آمده را تایید می کند.
- براساس دیاگرام های دوعبده و سه بعدی برای پیش بینی تاثیر متغیرهای موادی بر خواص مکانیکی، مقدار استحکام کششی با افزایش نانوذره پرلیت از 63.2 MPa به مقدار بیشینه خود یعنی 71.4 MPa افزایش می یابد. اما مقدار آن با افزایش الاستومر NBR در درصد های ثابت وزنی نانوذره پرلیت کاهش می یابد.
- تاثیر افزایش درصد وزنی الاستومر NBR بر مقدار استحکام ضربه مثبت است اما تاثیر افزایش درصد وزنی نانوذره پرلیت بر آن منفی است. استحکام ضربه در 3% وزنی نانوذره پرلیت با افزایش مقدار الاستومر NBR از 20% به 40% وزنی، به حداکثر مقدار خود یعنی 87.1 J/m می رسد.
- نتایج بهینه سازی چند متغیره نشان داد هنگامی که مقدار نانوذره پرلیت و الاستومر NBR به ترتیب 4.37 و 34.83 درصد وزنی انتخاب شوند، خواص مکانیکی استحکام کششی و استحکام ضربه به طور همزمان در بیشینه مقدار خود قرار خواهند داشت. مقادیر بیشینه برای استحکام کششی و استحکام ضربه با بهینه سازی چند متغیره به ترتیب 58.4 MPa و 66.3 J/m است.
- مقایسه تغییرات اندازه فاز الاستومری در تصاویر SEM نشان داد که اندازه فاز الاستومری ترموپلاستیک الاستومر PA6/NBR با افزودن نانوذرات پرلیت کاهش پیدا می کند. همچنین، اندازه فاز الاستومری نمونه PN30P5 از بقیه نمونه ها کوچکتر بود که این امر منجر به افزایش استحکام کششی در این نمونه شده است که با نتایج تجربی بدست آمده مطابقت دارد.

- [17] Nakhaei, M. R., Mostafapour, A. and Naderi, G., "Optimization of Mechanical Properties of Pp/Epdm/Clay Nanocomposite Fabricated by Friction Stir Processing with Response Surface Methodology and Neural Networks" *Polymer Composites*, Vol. 38, pp. E421-E432, 2017.
- [18] Naderi, G., Lafleur, P. G. and Dubois, C., "The Influence of Matrix Viscosity and Composition on the Morphology, Rheology, and Mechanical Properties of Thermoplastic Elastomer Nanocomposites Based on Epdm/Pp" *Polymer composites*, Vol. 29, No. 12, pp. 1301-1309, 2008.
- [19] Khodabandelou, M., Aghjeh, M. K. R. and Mazidi, M. M., "Fracture Toughness and Failure Mechanisms in Un-Vulcanized and Dynamically Vulcanized PP/EPDM/MWCNT Blend-Nanocomposites" *RSC Advances*, Vol. 5, No. 87, pp. 70817-70831, 2015 .
- [20] Jalilian, H. Naderi, G. and Shokoohi, S., "Investigation on the Microstructure and Properties of PVC Toughened with DOP/PMMA/Nano-Graphene", In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 5, No. 3, pp. 451-456, 2018.
- [21] Nakhaei, M., Arab, N.B, Naderi, G and Gollo, H., "Experimental study on optimization of CO<sub>2</sub> laser welding parameters for polypropylene-clay nanocomposite welds", *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 27, No. 3, pp. 843-848, 2013.





## بررسی جذب انرژی ساختارهای آگزتیک الاستومری در بارگذاری‌های شبه‌استاتیک و ضربه‌ای

مجید پرورش<sup>1</sup>، حامد احمدی<sup>2\*</sup>، غلامحسین لیاقت<sup>3</sup>

1-دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

3- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

\* تهران، صندوق پستی 14115-111، h\_ahmadi@modares.ac.ir

### چکیده

در این مقاله به دسته جدیدی از ساختارهای مشبک تحت عنوان ساختارهای آگزتیک پرداخته شده است که به دلیل وزن پایین، سفتی و مقاومت برشی بالا کاربردهای مختلفی در انواع سازه‌ها از جمله سازه‌های جذب انرژی دارند. ویژگی‌های منحصر به فرد این ساختارهای مشبک را می‌توان به هندسه خاص و منفی بودن ضریب پواسون آنها مرتبط دانست. در این مطالعه، به بررسی تجربی رفتار سه سازه آگزتیک الاستومری از جنس تی‌پی‌یو با هندسه‌های آنتی‌تتراکایرال، آرهد (سرنیزه‌ای)، ری‌اینترنت در بارگذاری شبه‌استاتیکی و ضربه‌ای و مقایسه آن‌ها با یک سازه غیرآگزتیک لانه‌زنبوری پرداخته شده است. نمونه‌ها با استفاده از روش ساخت افزایشی (پرینت سه بعدی) تهیه شده و پارامترهایی مانند میزان جذب انرژی و میزان جذب انرژی بر واحد طول فشردگی برای ارزیابی این ساختارها مورد استفاده قرار گرفته است. بارگذاری ضربه‌ای در دو سطح انجام شده تا قابلیت جذب انرژی و مکانیزم‌های تغییرشکل هر سازه در سطوح مختلف انرژی بررسی شود. نتایج حاکی از آن است که ساختارهای آگزتیک در بارگذاری شبه‌استاتیکی به مراتب جذب انرژی بیشتری داشته و در بارگذاری ضربه‌ای قابلیت جذب انرژی بر واحد طول فشردگی بیشتری نسبت به سازه غیرآگزتیک لانه‌زنبوری از خود نشان می‌دهند.

### اطلاعات مقاله

دریافت: 1400/02/04

پذیرش: 1400/04/17

### کلیدواژگان:

ساختارهای آگزتیک الاستومری  
جذب انرژی  
انرژی جذب شده بر واحد طول فشردگی  
بارگذاری شبه‌استاتیکی  
بارگذاری ضربه‌ای

## Investigation on the Energy Absorption of Elastomeric Auxetic Structures in Quasi-static and Impact Loading

Majid Parvaresh, Hamed Ahmadi\*, Gholamhossien Liaghat

Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

\*P.O.B, 14115-111 Tehran, Iran, h\_ahmadi@modares.ac.ir

### Keywords

Elastomeric Auxetic Structures  
Cobalt Energy Absorption  
absorbed Energy Per Unit length of compaction  
Mechanical milling  
Quasi-Static Loading  
Impact Loading

### Abstract

In this paper, a new category of lattice structures called auxetic structures has been studied, which due to low weight, high stiffness and shear strength, have various applications including energy absorption. The unique features of these lattice structures can be related to their special geometry and the Negative Poisson's ratio. In this study, three elastomeric auxetic structures made of TPU with geometries of Anti-tetra chiral, Arrowhead and Reentrant were investigated experimentally at quasi-static and impact loading and compared with a non-auxetic Honeycomb structure. The specimens were fabricated by additive manufacturing method and evaluated using the parameters such as the absorbed energy and the energy per unit length of compaction. Impact loading was performed at two level to investigate the energy absorption capability and deformation mechanisms of the structures in different level of loading. The results show that the auxetic structures absorb much more energy than non-auxetic conventional ones in quasi-static loading and absorb more energy per unit length compaction in impact loading.

### 1- مقدمه

تکرار شونده تشکیل شده‌اند و اغلب آنها مانند ساختار لانه‌زنبوری از ساختار سلولی مواد مشبک طبیعی مانند چوب پنبه تقلید کرده‌اند [2]. رفتار تغییرشکل ساختارهای سلولی به این معناست که آن‌ها برای کاربردهای متفاوتی از جمله جذب انرژی مفید هستند [3].

در طول سه دهه گذشته، تحولات زیادی در ساختارها و طراحی مهندسی سازه در صنعت هوافضا، خودرو، پزشکی و ورزشی صورت گرفته است تا خصوصیات فیزیکی و مکانیکی تجهیزات را بهبود بخشند [1]. از جمله این ساختارهای نوظهور و پرکاربرد، ساختارهای مشبک هستند که از یک یا چندین سلول واحد

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Parvaresh, M, Ahmadi, H and Liaghat, Gh., "Investigation on the Energy Absorption of Elastomeric Auxetic Structures in Quasi-static and Impact Loading", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1431-1442, 2021.

الاستومر ها موادی هستند که میتوانند با خاصیت الاستیک فوق العاده ای که دارند این هدف را پوشش دهند.

اریک و همکاران [14] طی مطالعه‌ای بر روی ضربه‌گیرهای میکروشبکه‌ای ساخته شده از رزین‌های الاستومری به این نتیجه رسیدند که با طراحی بهینه، پاسخ تنش- کرنش دینامیکی شبکه‌های الاستومری می‌تواند برای دسترسی بهتر به عملکرد ضربه‌گیرها از جمله کلاه ایمنی بیش از فوم‌های پیشرفته در سناریوهای تک و چند ضربه‌ای باشد. پیتر وویک و رایبل هارن [15] در تحقیقی میزان کاهش شوک در ساختارهای مشبک الاستومری را با داده‌های ویدیویی با سرعت بالا و اندازه‌گیری همزمان نیرو به اثبات رساندند. شانگقین یوان و همکاران [16] مطالعه‌ای بر روی ساختارهای آگزتیک نرم مشبک (فوم‌های آگزتیک) سه بعدی ساخته شده از پودرهای تی‌پی‌یو<sup>1</sup> (TPU) انجام دادند که پتانسیل زیاد این ساختارها را برای جذب انرژی نشان دادند.

مطالعه دیگری که توسط فی شن و همکاران [17] صورت گرفت به مدل‌سازی و پیش‌بینی میزان جذب انرژی ساختارهای مشبک پلیمری ساخته شده با تی‌پی‌یو پرداخته شد و پیش‌بینی‌ها نشان داد که ارتباط غیرخطی بین ظرفیت جذب انرژی و کرنش فشاری وجود دارد. همچنین ظرفیت جذب انرژی با افزایش تخلخل کاهش می‌یابد.

اگرچه تحقیقات زیاد و متنوعی روی ساختارهای آگزتیک صورت گرفته ولی تاکنون پژوهشی روی میزان جذب انرژی ساختارهای آگزتیک از جنس الاستومر انجام نشده است. با توجه به خواص و رفتار فوق‌العاده ساختارهای آگزتیک به منظور استفاده در جاذب‌های انرژی و ضربه‌گیرها، در کار حاضر برای اولین بار سه ساختار آگزتیک ری اینترنت<sup>2</sup>، آرهد<sup>3</sup> و آنتی تتراکایرال<sup>4</sup> و یک ساختار غیرآگزتیک لانه زنبوری با الاستومری از جنس تی‌پی‌یو بوسیله فرایند ساخت افزایشی (چاپ 3 بعدی) ساخته شده و تحت بارگذاری شبه استاتیک و ضربه‌ای قرار گرفته است تا رفتار آنها در جذب انرژی مورد بررسی قرار گیرد.

## 2- ساخت نمونه‌ها و آزمایش‌ها

### 2-1- هندسه و طراحی نمونه‌ها

در کار حاضر، سه نوع ساختار هندسی آگزتیک ری اینترنت، آرهد (سرنیزه‌ای)، آنتی تتراکایرال و یک نوع ساختار هندسی غیرآگزتیک لانه زنبوری مطابق شکل 1 نشان داده شده است.

همانطور که در شکل 1 می‌بینید در سلول واحد سازنده هریک از مدل‌ها، پارامترهایی وجود دارند که عبارت اند از:

h: طول ضلع عمودی سلول واحد

l: طول ضلع مورب سلول واحد

a: طول ضلع مربع موجود در سازه آنتی تتراکایرال

t: ضخامت اضلاع سلول واحد

a: زاویه ضلع مورب با افق

این ابعاد برای هر سلول واحد سازنده هریک از مدل‌ها در جدول 1 آمده است. لازم به ذکر است که ارتفاع و طول و عرض تمامی سازه‌ها 45 میلی‌متر در نظر گرفته شده است. طراحی نهایی سازه‌ها در شکل 2 مشاهده می‌گردد.

یکی از انواع این ساختارهای مشبک، ساختارهای آگزتیک بوده که خاصیت ویژه آنها ضریب پواسون منفی است [4]. اگرچه سالها وجود موادی با ضریب پواسون منفی امری بعید تلقی می‌شد اما در سال 1987، لیکس برای نخستین بار فوم‌هایی با ضریب پواسون منفی را ارائه داد [5].

ساختارهای آگزتیک ساختارهای مشبکی هستند که وقتی در جهت طولی کشیده می‌شوند در جهت جانبی گسترش پیدا می‌کنند. به زبان ساده‌تر وقتی کشیده می‌شوند، چاق‌تر می‌شوند و یا اینکه در اثر نیروی فشاری در جهت طولی، در جهت جانبی منقبض می‌شوند [6]. ساختارهای آگزتیک خواصی چون مدول برشی بالا [5]، مقاومت در برابر شکست و دیگر خصوصیات مکانیکی و فیزیکی بهبود یافته را برای طراحی بهتر به نمایش می‌گذارد [1].

دنگبائو شیائو و همکاران [7] در مطالعه‌ای در سال 2019 از سازه آگزتیک ری اینترنت برای مقایسه میزان هدر رفت انرژی و مقایسه آن با یک سازه لانه زنبوری استفاده کرد که برتری جذب انرژی سازه آگزتیک را اثبات کرد. اینگرو و همکاران [8] در سال 2017 مطالعه‌ای بر روی میزان جذب انرژی 5 نوع ساختار آگزتیک ری اینترنت اصلاح شده انجام دادند و مقایسه آنها با سازه لانه زنبوری به نتیجه جذب انرژی بیشتر سازه‌های آگزتیک رسید. شکری راد و همکاران [9] در سال 2018 مطالعه‌ای بصورت آزمایشگاهی و عددی بر روی جذب انرژی ساختار ری اینترنت و مقایسه آن با هندسه‌های اصلاح شده آن پرداختند و به این نتیجه رسیدند که با تغییر و اصلاح هندسه ری اینترنت می‌توان جذب انرژی بیشتری از حالت مرسوم آن را شاهد بود.

عامر الومرا و همکاران [10] مطالعه‌ای بر روی خواص فشاری و جذب انرژی ساختار ری اینترنت و کایرال ری اینترنت (ترکیب ری اینترنت و کایرال لانه زنبوری) انجام دادند که به استحکام و جذب انرژی سازه‌های آگزتیک در بارگذاری محوری در راستای y پرداختند. آنها به این نتیجه رسیدند که با ترکیب سازه‌های مشبک می‌توان رفتار متفاوت در استحکام و جذب انرژی سازه‌ها بوجود آورد و علاوه بر آن ساختارهای آگزتیک خواص مکانیکی بهتری نسبت به سازه‌های غیرآگزتیک دارند.

توماس استرک و همکاران [11] ساختاری آگزتیک را به عنوان هسته ساندویچ پل‌ها بین دو صفحه صلب شبیه سازی کردند و به افزایش خواص مانند مدول یانگ دست یافتند. نجفی و همکاران [12] در مطالعه‌ای که بصورت تجربی و عددی انجام دادند، به مقایسه جذب انرژی ساختارهای آگزتیک و غیرآگزتیک به منظور مقایسه جذب انرژی آنها پرداختند. نتایج آزمایش تجربی و تحلیل المان محدود حاکی از آن بود که ساختارهای آگزتیک به مراتب جذب انرژی بیشتری نسبت به ساختار غیرآگزتیک دارند به طوری که یکی از ساختارهای آگزتیک، 161٪ جذب انرژی بیشتری نسبت به سازه غیرآگزتیک جذب کرده بود.

حبیب و همکاران [13] مطالعه‌ای در سال 2018 بصورت تجربی و تحلیل المان محدود بر روی ساختارهای مشبک پلیمری انجام دادند که نتایج بدست آمده حاکی از آن بود که ساختارهای مشبک پلیمری به مراتب از فوم جذب انرژی بیشتری دارند و ادعان کردند که جذب انرژی این شبکه‌ها با تغییر و دستکاری میکروتوپولوژی آنها بهبود می‌یابد. از آنجا که عمده ساختارها تحت ضربات چندباره قرار میگیرند، استفاده از ماده‌ای که بتواند هم جاذب انرژی باشد و هم تخریب قابل ملاحظه‌ای نداشته باشد حائز اهمیت است.

<sup>3</sup> Arrowhead

<sup>4</sup> Anti-tetra chiral

<sup>1</sup> Thermoplastic Poly Urethane

<sup>2</sup> Re-entrant

## 2-2- ساخت نمونه‌ها

مطابق شکل 3 چهار نوع هندسه ری اینترنت، آرهد، آنتی تتراکایرال و لانه زنبوری را با اندازه‌های مشخص شده در جدول 1 بوسیله نرم افزار کتیا طراحی شدند و فایل ذخیره شده با فرمت (STL) را درون نرم افزار سیمپلی فای سه بعدی که یکی از نرم افزارهای رایج در چاپ سه بعدی است قرار داده و فایل خروجی آن مطابق شکل 3 بوسیله چاپگر سه بعدی (فرایند ساخت افزایشی) چاپ شدند. پرینتر سه بعدی استفاده شده برای چاپ سازه‌ها Quantum-2025 و فیلامنت استفاده شده برای ساخت، تی بی یو (ترموپلاستیک پلی اورتان) بوده است. ارتفاع لایه‌های مورداستفاده برای چاپ هرکدام از نمونه‌ها برابر با 0.2 میلی‌متر در نظر گرفته شد تا اثر لایه‌لایه بودن قطعه‌ها تا حد امکان کمتر شود و سازه نهایی بیشترین قرابت را باحالت همسانگرد داشته باشد. درصد خروج ماده 100٪ بوده و قطر ماده مذاب خروجی 0.51 میلی‌متر در نظر گرفته شده است. تعداد 24 نمونه در این فرایند ساخته شدند و مورد مطالعه قرار گرفتند.

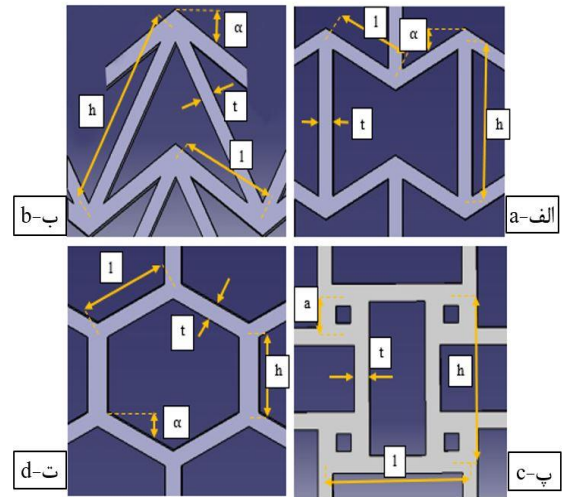


Fig. 1 Cell unit of the structures: a- reentrant, b- arrowhead, c- anti-tetra chiral, d- honeycomb

شکل 1 سلول واحد سازنده سازه‌ها، الف- ری اینترنت، ب- سرنیزه ای، پ- آنتی تتراکایرال، ت- لانه زنبوری

جدول 1 ابعاد سلول واحد‌ها برای طراحی سازه‌ها

Table 1 Cell dimensions for structures' pattern

وزن (گرم)	a (mm)	l (mm)	h (mm)	t (mm)	$\alpha$ (°)	ساختار
32	-	5	10	1	-30	ری اینترنت
34	-	8.40	13.5	1	30	آرهد
32	2	9.80	9.80	1	-	آنتی تتراکایرال
24	-	5.20	5.20	1	30	هانی کمب

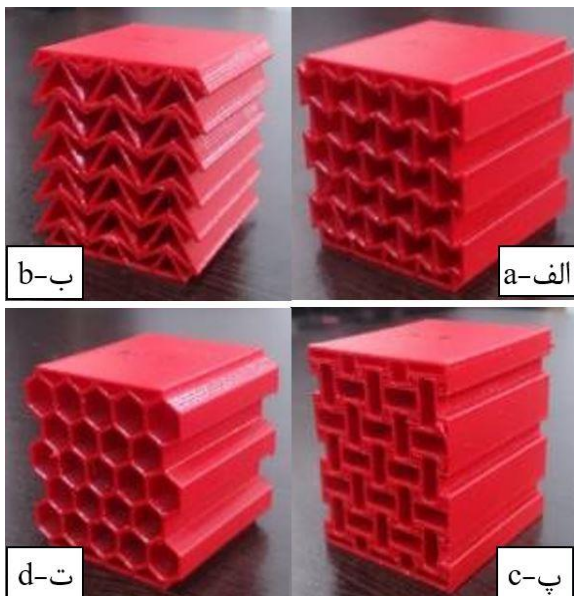


Fig. 3 final printed specimens: a- reentrant, b- arrowhead, c- anti-tetra chiral, d- honeycomb

شکل 3 سازه‌های چاپ شده توسط پرینتر سه بعدی، الف- ری اینترنت، ب- سرنیزه ای، پ- آنتی تتراکایرال، ت- لانه زنبوری

## 2-3- دستگاه‌ها و آزمایش‌ها

آزمون فشار شبه استاتیکی بوسیله دستگاه یونیورسال سروو هیدرولیک انجام گرفت. صفحه متصل به فک فوقانی با سرعت 10 میلی‌متر بر دقیقه سازه‌های ثابت شده را به میزان 25 میلی‌متر (50 درصد طول اولیه فشرده می‌نماید (شکل 4).

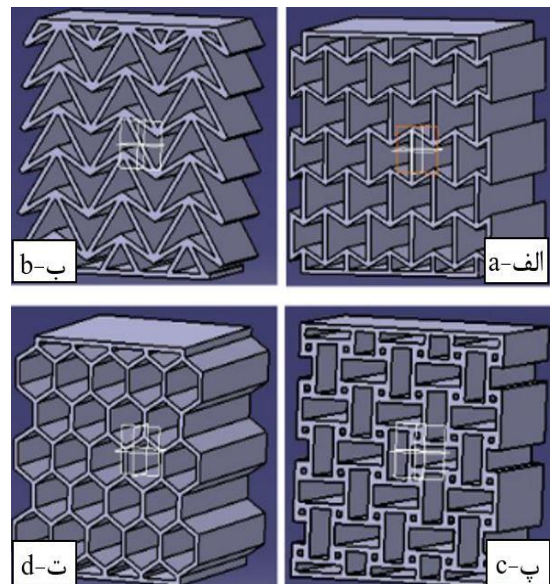


Fig. 2 final designed structures: a- reentrant, b- arrowhead, c- anti-tetra chiral, d- honeycomb

شکل 2 سازه‌های طراحی شده، الف- ری اینترنت، ب- سرنیزه ای، پ- آنتی تتراکایرال، ت- لانه زنبوری

بارگذاری ضربه ای بوسیله دستگاه دراپ همر در دو آزمایش مجزا در ارتفاع های 25 سانتی متری و 75 سانتی متری صورت گرفت. در این آزمایش از وزنه ثابت 9 کیلوگرمی برای ضربه استفاده گردید (شکل 5). در طی آزمایش زمان و شتاب برخورد بوسیله شتاب سنج متصل به ضربه زننده اندازه گیری شدند و نمودارهای شتاب زمان حاصل شدند. از طریق انتگرال گیری و قانون دوم نیوتن ( $F = ma$ ) نمودارهای نیرو جابه جایی بدست آمده و با انتگرال گیری مساحت زیر نمودار به انرژی جذب شده توسط سازه دست پیدا شده است.

### 3- نتایج و بحث

#### 1-3- بارگذاری شبه استاتیکی

نتایج آزمایش فشار شبه استاتیکی روی نمونه های ساخته شده، نمودار نیرو-جابجایی، در شکل 7 مشاهده میشود. با تقسیم نیرو بر سطح اولیه نمونه و با تقسیم میزان جابجایی بر طول اولیه نمونه، به ترتیب میزان تنش و کرنش معادل روی سازه بدست می‌آید. نتایج مزبور در شکل 8 آمده است.

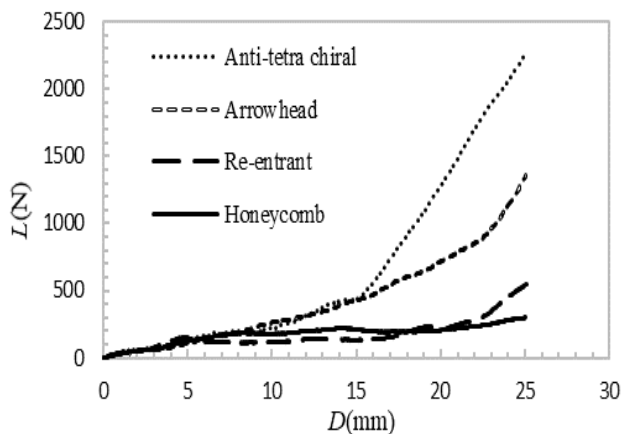


Fig. 6 Load-displacement diagrams of specimens under quasi-static loading

شکل 6 نمودار نیرو-جابه جایی سازه ها تحت بارگذاری شبه استاتیکی

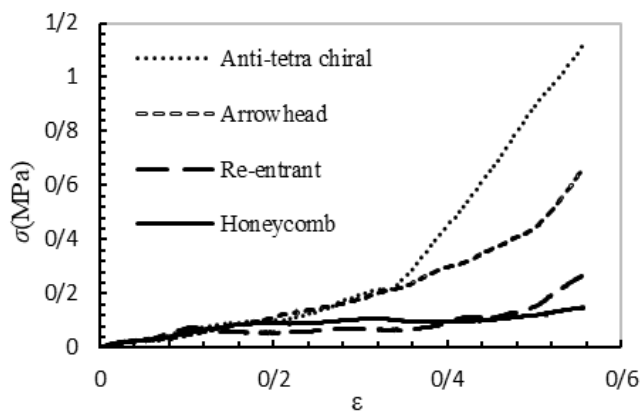


Fig. 7 Stress-Strain diagrams of specimens under quasi-static loading

شکل 7 نمودار تنش-کرنش سازه ها در بارگذاری شبه استاتیکی



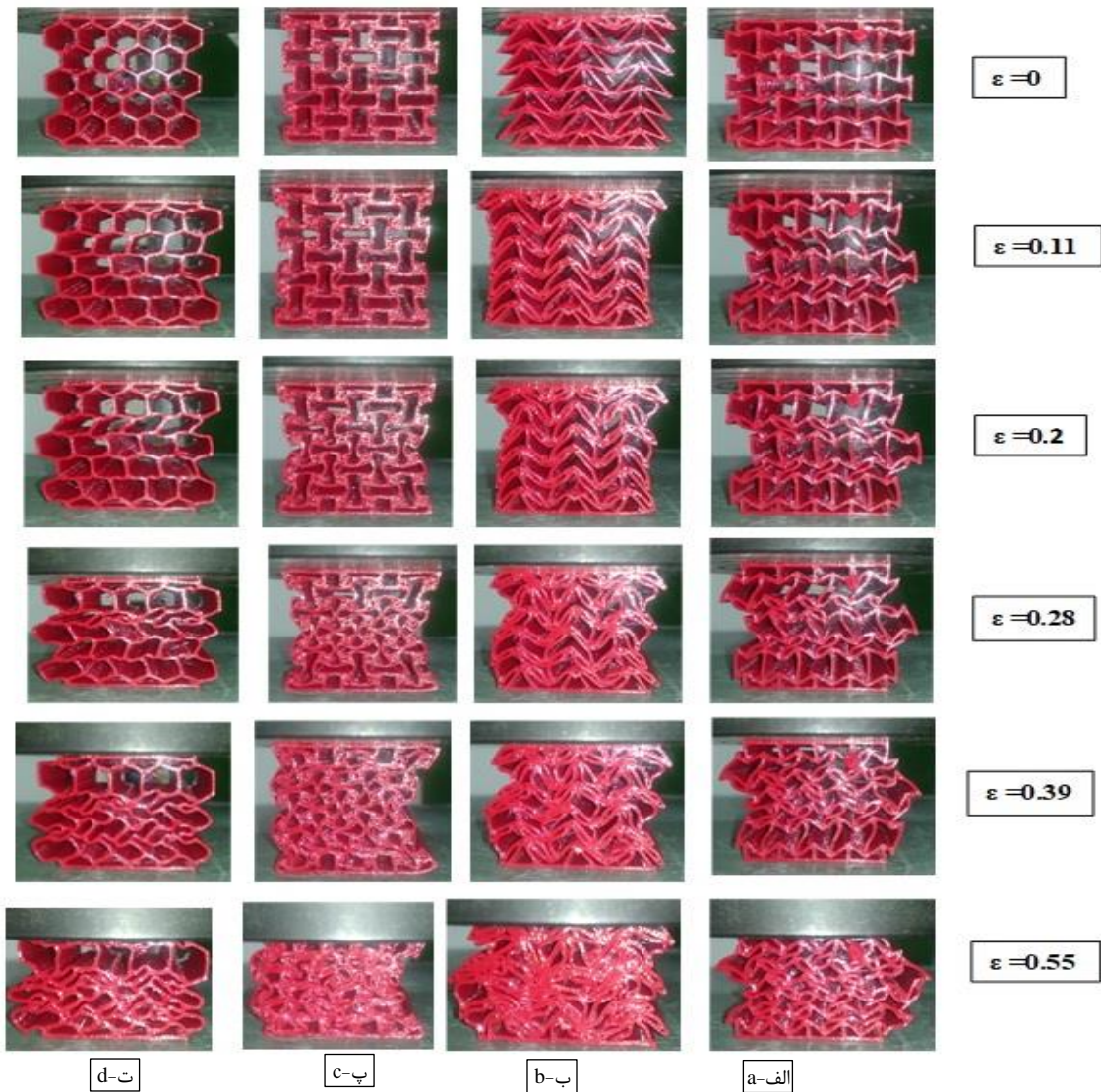
Fig. 4 universal test apparatus for quasi-static test

شکل 4 دستگاه یونیورسال برای تست شبه استاتیکی



Fig. 5 Drop hammer test apparatus for impact test

شکل 5 دستگاه دراپ همر برای بارگذاری ضربه ای



**Fig. 8** deflection mechanisms of specimens under quasi-static compression test: a- reentrant, b- arrowhead, c- anti-tetra chiral, d- honeycomb

شکل 8 نحوه تغییر شکل سازه‌ها تحت آزمون فشاری شبه استاتیک: الف- ری اینترنت، ب- سرنیزه ای، پ- آنتی تتراکایرال، ت- لانه زنبوری

نداشته و ردیف مجاور در خلاف جهت خود دچار برش می‌شود. به عبارتی ردیف‌های سلول واحد یک در میان در یک جهت مانند حالت مارپیچ دچار برش می‌شوند. روند افزایش نیرو و کاهش مقاومت دیواره‌ها و تخریب ردیف به ردیف سلول‌ها تا کرنش 0.55 ادامه می‌یابد تا اینکه سازه در بیشترین فشردگی خود قرار دارد که با افزایش نیرو بیش از این حالت، به دلیل صلب شدن سازه به صورت صعودی در حال نزدیک شدن به بینهایت می‌باشد. در این حالت جذب انرژی اتفاق نمی‌افتد و افزایش نیرو باعث چگال‌تر شدن سازه می‌گردد که با افزایش سفتی سازه همراه است. همانطور که گیسون و اشبی [18] در مطالعه‌ای بر روی تغییر شکل داخل صفحه لانه زنبوری آلومینیومی به اثبات رساندند زمانیکه تمامی سلول‌ها و واحدها دچار فروریزی شدند افزایش انرژی به چگال شدن سازه می‌انجامد و شیب نیرو به بینهایت میل می‌کند.

دربارگذاری شبه استاتیکی ساختار ری اینترنت در کرنش‌های کمتر از 0.11 دو ردیف غیرمجاور از سلول‌ها و واحدها دچار برش شده و ردیف بین این دو دست نخورده باقی می‌ماند. با ادامه بارگذاری تا کرنش‌های حدود 0.2، برش دو ریف

یکی از روش‌های بررسی و درک بهتر مسائل جذب انرژی نحوه فروریزی سازه‌ها است؛ زیرا که نحوه تغییر شکل سازه‌ها تحت بارگذاری، میزان جذب انرژی را تعیین می‌کنند و این نکته بسیار حائز اهمیت است که نحوه فروریزی‌ها بسته به جنس سازه‌ها متفاوت می‌باشد [8]. شکل 8 نحوه تغییر شکل سازه‌ها تحت بارگذاری فشاری شبه استاتیک را نشان می‌دهد. ساختار لانه زنبوری هنگامی که تحت بارگذاری شبه استاتیکی قرار می‌گیرد، از ابتدا تا کرنش‌های کمتر از 0.11 انبساط دیواره‌های سلولی مورب در جهت جانبی دیده می‌شود (به علت غیرآگزتیک بودن). با افزایش نیرو تا کرنش حدود 0.11 دیواره‌های عمودی سلولی یکی از ردیف‌ها دچار برش شده و ردیف مجاور نیز در خلاف جهت آن دچار برش می‌شود. در واقع فروریزی ساختار لانه زنبوری به دلیل برش دیواره‌های عمودی سلول‌ها اتفاق می‌افتد. هنگامیکه دیواره عمودی اولین ردیف از سلول‌ها و واحدها دچار برش می‌شود، با افزایش نیرو مقاومت دیواره عمودی رفته رفته کاهش یافته تا اینکه دیواره‌های سلولی به یکدیگر رسیده و همدیگر را لمس می‌کنند (کرنش حدود 0.28). در این هنگام دیگر مقاومتی در برابر نیرو

در مواقعی که وزن سازه نیز مهم باشد پارامتر دیگری به نام جذب انرژی ویژه نمایان می‌شود که از تقسیم انرژی کل بر روی وزن سازه محاسبه می‌گردد. انرژی ویژه نمونه‌ها در شکل 10 نشان داده شده است.

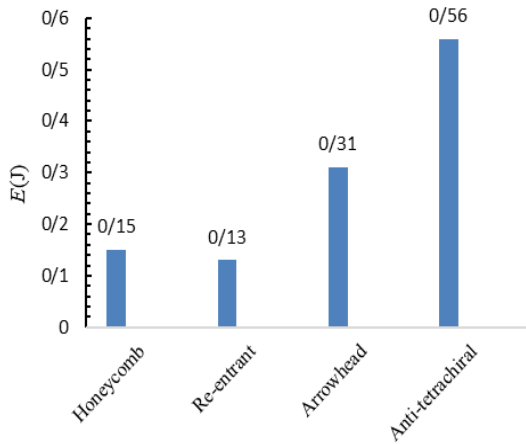


Fig. 10 Specific Absorbed energy of specimens

شکل 10 مقادیر جذب انرژی ویژه سازه‌ها

از شکل 9 مشخص می‌شود که جذب انرژی هر سه سازه آگزتیک ری اینترنت، سرنیزه ای و آنتی تتراکایرال از سازه غیرآگزتیک لانه زنبوری بیشتر است که از این بین، سازه آنتی تتراکایرال با 247٪ نسبت به سازه لانه زنبوری بیشترین جذب انرژی را در بین سازه‌های آگزتیک و سازه سرنیزه ای با 147٪ و سازه ری اینترنت با 57٪ نسبت به سازه لانه زنبوری را دارا می‌باشند. از شکل 10 نیز مشخص می‌شود که بیشترین جذب انرژی ویژه مربوط به سازه آنتی تتراکایرال با مقدار 186٪ نسبت به سازه لانه زنبوری می‌باشد و بعد از آن سازه سرنیزه ای با مقدار 103٪ نسبت به سازه لانه زنبوری بهترین عملکرد را داشته است.

### 2-3- بارگذاری ضربه ای در ارتفاع 25 سانتی متر

در این آزمون ضربه زننده 9 کیلوگرمی از ارتفاع 25 سانتی متری رها شده تا به سازه‌های ثابت شده در زیر ضربه زننده، برخورد کند و از لحظه رهاشدن ضربه زننده تا توقف کامل آن مقدار شتاب و زمان اندازه‌گیری شده‌اند. خروجی این آزمایش مقادیر شتاب-زمان بودند که با زوم کردن نمودار شتاب-زمان لحظه برخورد را پیدا و با عمل انتگرال گیری و قانون دوم نیوتن میزان جذب انرژی برای هر چهار سازه مطابق نمودارهای شکل 11 بدست آمده است.

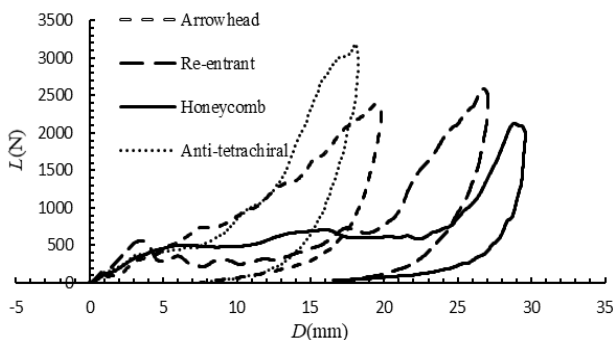


Fig. 11 Load-displacement diagrams of specimens at 20 J impact loading

شکل 11 نمودار نیرو-جابجایی سازه‌ها در بارگذاری ضربه با انرژی 20 ژول

غیرمجاور تاجایی ادامه می‌یابد که دیواره‌های سلولی به یکدیگر می‌رسند. در این حالت به دلیل عدم مقاومت دیواره‌های سلولی به هم رسیده امکان جذب انرژی در این دو ردیف وجود نداشته و دو ردیف غیر مجاور دیگر شروع به برش می‌کنند و روند جذب انرژی برای این دو ردیف تا جایی ادامه می‌یابد که در برابر تنش برشی دچار تسلیم شده و ردیف‌های بعدی شروع به تخریب کنند. در واقع می‌توان گفت که عامل تخریب سازه‌های لانه زنبوری و ری اینترنت به دلیل برش دیواره‌های عمودی سلول واحد‌ها اتفاق می‌افتد. در عین حال نتایج آزمایش فشاری شبه‌استاتیک حاکی از آن است که فروریزی دیواره‌های عمودی در سازه ری اینترنت نیروی بیشتری نسبت به سازه لانه زنبوری می‌طلبد که به دلیل خاصیت آگزتیک بودن سازه است.

رفتار سازه‌های سرنیزه‌ای و آنتی تتراکایرال در بارگذاری شبه‌استاتیکی با سازه‌های لانه زنبوری و ری اینترنت متفاوت می‌باشد و علت این تفاوت‌ها بدین شکل است که اولاً در سازه لانه زنبوری و ری اینترنت فروریزی سازه بصورت ردیف به ردیف می‌باشد ولی در سازه‌های آنتی تتراکایرال و سرنیزه ای کل سازه باهم دچار فروریزی می‌گردد. دوماً علت فروریزی در سازه لانه زنبوری و ری اینترنت، برش ولی سازه‌های آنتی تتراکایرال و سرنیزه ای کمانش دیواره‌ی سلول واحدها می‌باشد. سوماً چون که کل دیواره‌های سلولی سازه‌های آنتی تتراکایرال و سرنیزه‌ای از همان کرنش‌های ابتدائی تا کرنش 0.55 دچار کمانش می‌شوند و این روند تا فشردگی نهایی ادامه می‌یابد که بعد از این حالت بارگذاری به چگال شدن سازه و سفتی خیلی زیاد سازه می‌انجامد و سازه دیگر قادر به جذب انرژی نخواهد بود. ولی در ری اینترنت و لانه زنبوری جذب انرژی ردیف به ردیف جذب می‌شود و بعد از تخریب کامل هر ردیف توانایی جذب انرژی نداشته و ردیف بعد شروع به جذب انرژی می‌کند. درحقیقت در سازه آنتی تتراکایرال و سرنیزه‌ای جذب انرژی را می‌توان به جذب همزمان همه سلول واحدها دانست ولی در سازه‌های ری اینترنت و لانه زنبوری جذب انرژی را می‌توان به جذب ردیف به ردیف سلول واحد‌ها دانست. همانطور که قبلاً اشاره شد در تغییرشکل‌ها بر اثر بارگذاری میزان جذب انرژی مهمترین پارامتر در مقایسه بین سازه‌ها و هندسه برای انتخاب بهترین سازه می‌باشد. در آزمایش فوق که به وسیله دستگاه یونیورسال انجام گرفت بعد از بارگذاری سازه‌ها و فشرده سازی آن‌ها تا حدود نصف طول اولیه‌شان (25 میلی متر) نمودارهای نیرو-جابجایی و تنش-کرنش (شکل 6 و 7) حاصل شدند. همانطور که مشخص است سطح زیر نمودار نیرو-جابجایی برابر با کل انرژی جذب شده می‌باشد که با انتگرال گیری از این نمودار مساحت سطح زیرین این نمودار یعنی ظرفیت جذب انرژی سازه‌ها بدست آمدند (شکل 9).

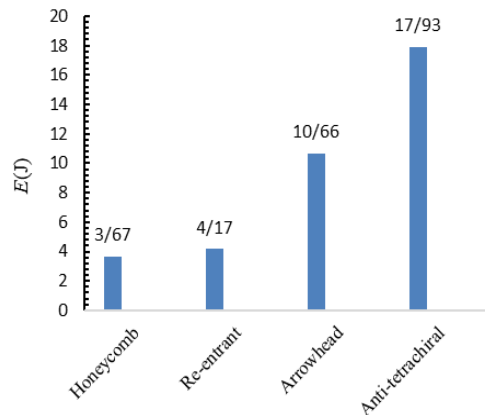


Fig. 9 Absorbed energy of specimens

شکل 9 میزان جذب انرژی سازه‌ها

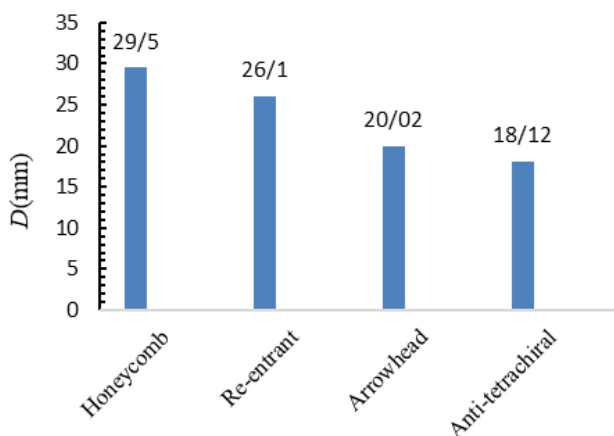


Fig. 13 Maximum deflection of specimens at 20J impact loading

شکل 13 حداکثر فشردگی نمونه‌ها در اثر ضربه ۲۰ ژول

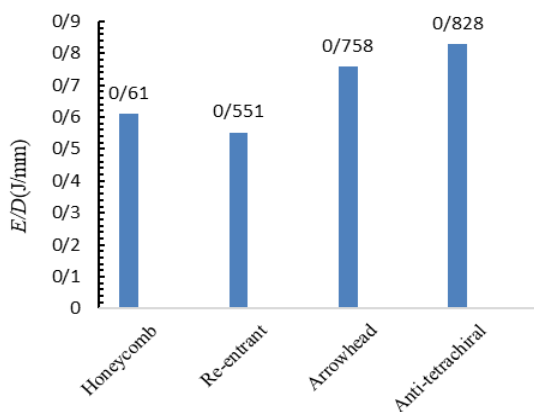


Fig. 14 Absorbed energy per unit length of deflection at 20J impact loading

شکل 14 انرژی بر واحد طول فشردگی برای سازه‌ها در اثر ضربه ۲۰ ژول

همانطور که نتایج شکل 13 نشان می‌دهد، سازه لانه زنبوری بیشترین فشردگی و سازه آنتی تتراکایرال کمترین فشردگی را داراست. همچنین مطابق با نتایج شکل 14، سازه آنتی تتراکایرال بیشترین مقدار انرژی را به ازای یک میلیمتر فشردگی جذب کرده است که نشان از بالا بودن میزان ظرفیت جذب انرژی این سازه دارد. این سازه 67 درصد نسبت به سازه غیر آگزتیک لانه زنبوری ظرفیت جذب انرژی بیشتری دارد.

علاوه بر دو پارامتر مهم میزان جذب انرژی و ظرفیت جذب انرژی بر واحد طول هر سازه، میزان پیک نیرویی در حین آزمایش نیز از موارد مهم در ارزیابی ضربه‌گیرها هستند. حداکثر نیرو در حین آزمایش مشخص کننده میزان شوکی است که ضربه گیر به سازه یا سرنشینانی که از آنها محافظت میکند وارد مینماید. بنابراین هرچه این میزان کمتر باشد، شوک وارد شده کمتر خواهد بود و سازه قابلیت جذب ضربه بهتری را خواهد داشت. حداکثر نیروی ثبت شده در حین آزمایش ضربه 20 ژول در شکل 15 نمایش داده شده است. همانطور که از نتایج پیداست، حداکثر نیرو متعلق به سازه لانه زنبوری بوده و حداکثر نیرو متعلق به سازه آنتی تتراکایرال است. این بدان معناست که سازه لانه زنبوری قابلیت دمپ نیرویی بیشتری نسبت به بقیه سازه‌ها در ضربه 20 ژولی دارد. با توجه به موارد گفته شده، نتیجه می‌شود که سازه لانه زنبوری علی‌رغم ظرفیت

سرعت لحظه برخورد و همینطور مقدار انرژی وارده به سازه‌ها به ترتیب برابر با 2.11 متر بر ثانیه و 20 ژول محاسبه گردید. باتوجه به جنس لاستیکی و الاستومری سازه‌ها هیچگونه تغییرشکل پلاستیکی مشاهده نشده و همه تغییرشکل‌ها در فاز الاستیک بوده که بعد از ضربه و برخورد ضربه زننده به سازه‌ها و تا حد اکثر میزان فشردگی، نمودار نیرو-جابجایی به پیک نیرویی رسیده و به علت انعطاف پذیر بودن جنس نمونه‌ها سازه به حالت قبل از ضربه برگشته است.

در این پروسه مقداری از انرژی وارده به سازه بصورت انرژی ریباند<sup>1</sup> (انرژی برگشتی) به ضربه زننده وارد می‌شود. از نتایج و نمودارها می‌توان استنباط کرد که ضربه در ارتفاع 25 سانتی متری رفتار متفاوتی از سازه‌های آگزتیک و غیر آگزتیک از خود نشان می‌دهد. به طوریکه در انرژی ثابت 20 ژول پیک نیرویی و میزان فشردگی برای هر سازه متفاوت خواهد بود. به عنوان مثال سازه آنتی تتراکایرال دارای پیک نیرویی 3200 نیوتن در مقدار فشردگی 17 میلی متر را دارد در صورتیکه سازه لانه زنبوری پیک نیرویی 2100 نیوتن را در فشردگی 28 میلی متر دارا می‌باشد.

همینطور سازه ری اینترنت در پیک نیرویی 2600 نیوتن مقدار فشردگی 26 میلی متر و سازه سرنیزه ای در پیک نیرویی 2400 نیوتن مقدار فشردگی 20 میلی متر را دارا می‌باشد. باتوجه به کاربرد ضربه گیرها انتخاب بهترین سازه ممکن است متفاوت باشد. کل انرژی خالص جذب شده توسط سازه‌ها از تفریق انرژی وارد شده به سازه‌ها و انرژی برگشتی محاسبه می‌گردد (شکل 12).

شکل 12 فقط بیانگر انرژی خالص جذب شده توسط سازه‌ها بدون احتساب میزان فشردگی می‌باشد. بر این اساس تمامی نمونه‌ها انرژی ضربه زننده را تقریباً به یک اندازه جذب کرده‌اند. برای مقایسه بهتر و درست‌تر انرژی جذب شده، پارامتر فشردگی سازه‌ها در حین جذب انرژی باید لحاظ گردد. این پارامتر حداکثر فشردگی سازه را در حین جذب انرژی نشان می‌دهد (شکل 13). با در نظر گرفتن این پارامتر ظرفیت جذب انرژی هر سازه به ازای طول واحد فشردگی محاسبه خواهد شد. نتایج در شکل 14 آمده است.

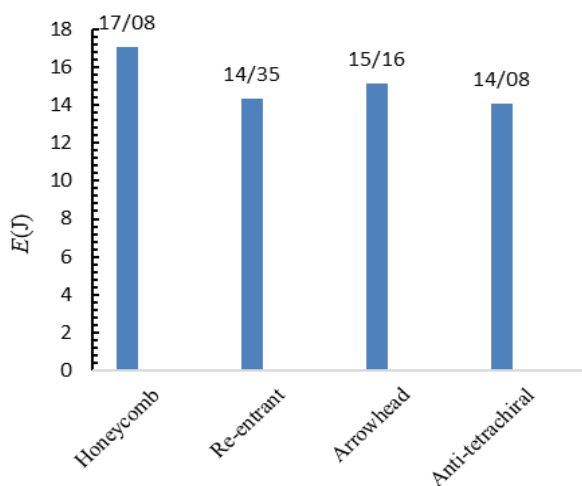


Fig. 12 Absorbed energy of specimens at 20J impact loading

شکل 12 کل انرژی خالص جذب شده توسط سازه‌ها بدون احتساب فشردگی

<sup>1</sup> Rebound Energy

جذب انرژی را داشته‌اند. بنابراین سازه‌ها در اثر ضربه، به حداکثر فشردگی خود نرسیده‌اند. میزان انرژی خالص جذب شده بدون احتساب فشردگی سازه‌ها در شکل 17 مشاهده می‌شود. مطابق انتظار، میزان جذب انرژی سه سازه آگزتیک تقریباً برابر بوده و از میزان جذب انرژی سازه غیر آگزتیک لانه زنبوری بیشتر است. همانطور که در بخش قبلی ذکر شد، حداکثر فشردگی و میزان جذب انرژی بر واحد طول فشردگی می‌تواند مقایسه بهتری را ایجاد کند و ظرفیت جذب انرژی هر سازه را بهتر نشان دهد. نتایج مذکور به ترتیب در شکل‌های 18 و 19 آمده است. نتایج نشان می‌دهند که سازه‌های آگزتیک و در راس آن آنتی تتراکایرال بسیار کمتر از سازه لانه زنبوری فشرده شده و همچنان توانایی جذب انرژی ضربه بیشتری را دارند در حالی که ظرفیت جذب انرژی سازه لانه زنبوری بسیار کمتر از 60 ژول وارد شده است. بدین ترتیب انرژی بر واحد طول فشردگی سازه آنتی تتراکایرال در انرژی ضربه 60 ژول از دیگر سازه‌ها بیشتر است. این افزایش نسبت به سازه لانه زنبوری بیش از 4.7 برابر است. همانطور که در قسمت قبلی نیز ذکر شد، علاوه بر میزان انرژی جذب شده و انرژی جذب شده بر واحد طول فشردگی، حداکثر نیرو در حین فرایند ضربه نیز پارامتر مهمی در تعیین قابلیت هر ضربه گیر است. شکل 20 نتایج مربوط به حداکثر نیروی ثبت شده در حین ضربه 60 ژول را نشان می‌دهد. نتایج حاکی از آن است که سازه آنتی تتراکایرال با ثبت حداکثر نیروی 7500 نیوتن کمترین شوک را داشته و بیشترین اثر دمپینگ ضربه را دارا می‌باشد.

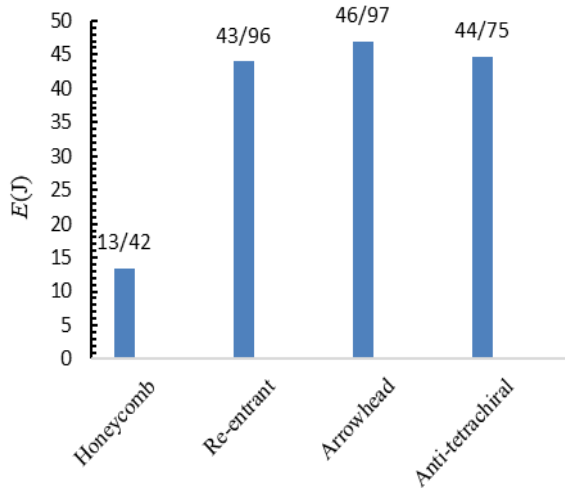


Fig. 17 Absorbed energy of specimens at 60J impact loading

شکل 17 انرژی خالص جذب شده سازه‌ها در ضربه 60 ژول بدون احتساب فشردگی

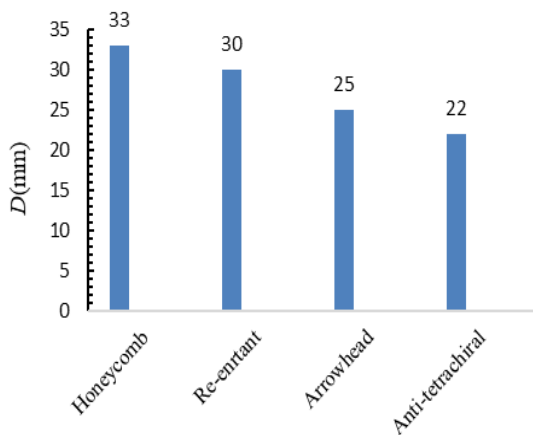


Fig. 18 Maximum deflection of specimens at 60J impact loading

شکل 18 حداکثر فشردگی سازه در ضربه 60 ژول

پایین جذب انرژی به ازای واحد طول خود، به دلیل پایین بودن حداکثر نیرو در حین ضربه، می‌تواند گزینه مناسبی برای جذب انرژی در ضربات با انرژی کم باشد. قابل ذکر است از آنجا که قطعات مورد بررسی از الاستومر ساخته شده و تحت آزمون فشار شبه استاتیک و ضربه هیچ تخریبی در آنها صورت نمی‌گیرد، لذا نمونه‌ها پس از آزمون کاملاً شبیه نمونه‌ها قبل از آزمون هستند.

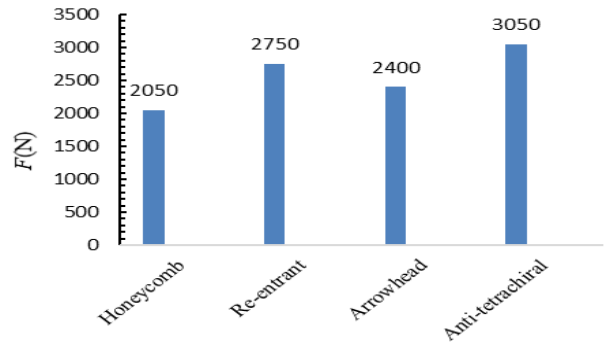


Fig. 15 Peak force during 20 J impact

شکل 15 حداکثر نیروی ثبت شده در ضربه 20 ژول

### 3-3- بارگذاری ضربه‌ای در ارتفاع 75 سانتی متر

در آزمایش دیگری وزنه 9 کیلوگرمی از ارتفاع 75 سانتی متری بر روی سازه‌های ثابت شده در کف دستگاه رها شد. سرعت لحظه برخورد و همینطور انرژی وارد به سازه به ترتیب برابر با 3.65 متر بر ثانیه و 60 ژول می‌باشد. شکل 16 نتایج نتایج آزمون ضربه را به شکل نمودارهای نیرو-جابجایی نشان می‌دهد.

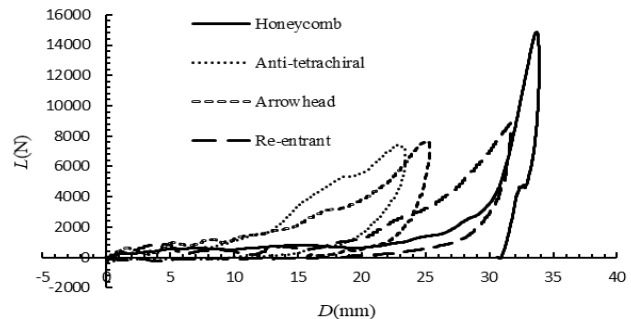
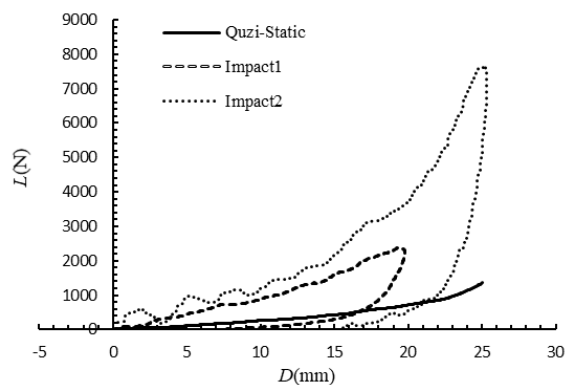


Fig. 16 Load-displacement diagrams of specimens at 60 J impact loading

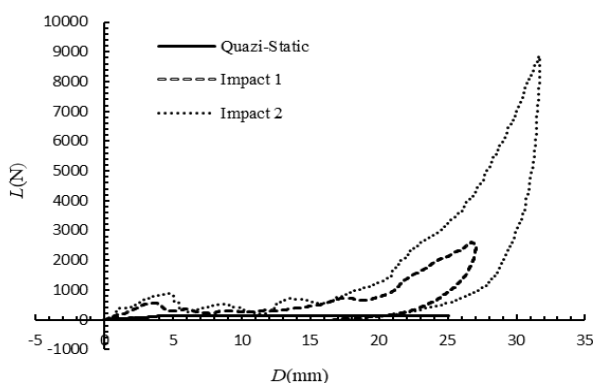
شکل 16 نمودار نیرو-جابجه جایی سازه‌ها در بارگذاری ضربه‌ای 60 ژول

نتایج نشان می‌دهند که سازه لانه زنبوری در اثر ضربه تا ماکزیمم حالت فشردگی خود (حدود 33 میلی متر) فشرده شده بدون اینکه اندازه نیرو افزایش یابد و بعد از این حالت شاهد پیک نیرویی خیلی زیاد (حدود 15 کیلونیوتن) هستیم. در واقع سازه لانه زنبوری قابلیت جذب نیروی وارد شده بیش از 33 میلیمتر را نداشته و علت پیک نیرویی خیلی زیاد نیز بخاطر ادامه حرکت ضربه زننده و فشرده شدن مواد لاستیکی سازه بوده است. لذا در محاسبه میزان جذب انرژی که همان سطح زیر نمودار نیرو-جابجایی است، این مورد باید لحاظ شود. در سازه ری اینترنت، جذب انرژی با پیک نیرویی 8000 هزار نیوتن در فشردگی 31 میلی متر شاهد هستیم. همینطور سازه‌های سرنیزه‌ای و آنتی تتراکایرال با پیک نیرویی 7500 و 7000 در فشردگی 25 و 22 بیشترین



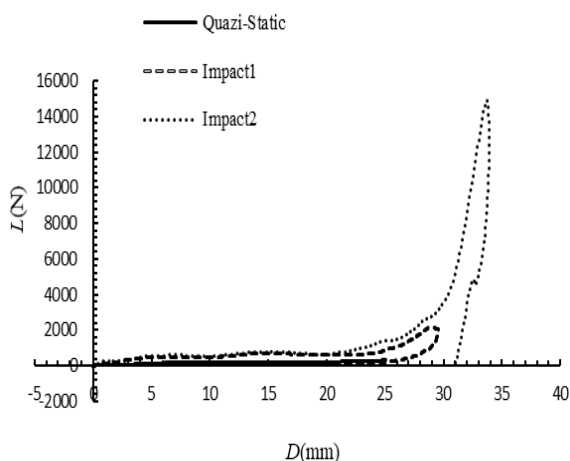
**Fig. 22** Comparison of load-displacement results of Arrowhead structure under quasi-static and impact loading

شکل 22 مقایسه نتایج نیرو-جابجایی سازه سرنیزه ای در بارگذاری های شبه استاتیکی و ضربه ای



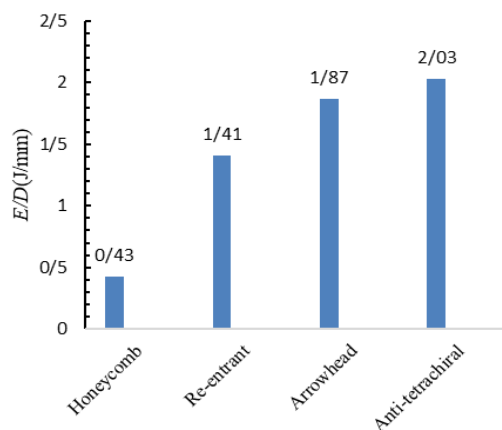
**Fig. 23** Comparison of load-displacement results of Re-entrant structure under quasi-static and impact loading

شکل 23 مقایسه نتایج نیرو-جابجایی سازه ری اینترنت در بارگذاری های شبه استاتیکی و ضربه ای



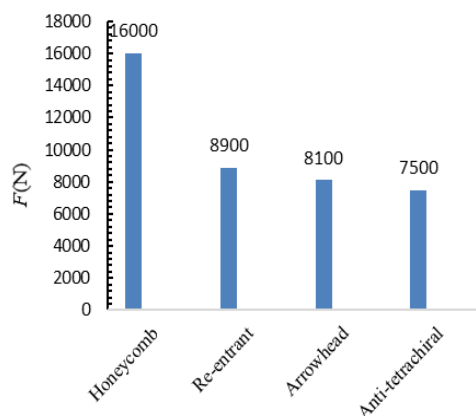
**Fig. 24** Comparison of load-displacement results of Honeycomb structure under quasi-static and impact loading

شکل 24 مقایسه نتایج نیرو-جابجایی سازه لانه زنبوری در بارگذاری های شبه استاتیکی و ضربه ای



**Fig. 19** Absorbed energy per unit length of deflection at 60J impact loading

شکل 19 انرژی بر واحد طول فشردگی سازه ها در ضربه 60 ژول

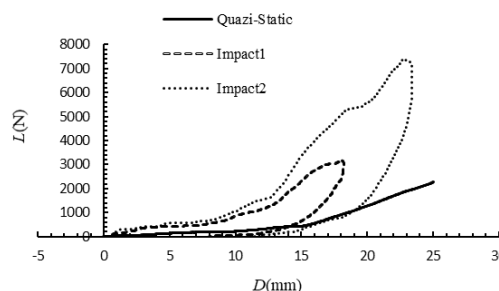


**Fig. 20** Peak force during 60 J impact

شکل 20 حداکثر نیروی ثبت شده در ضربه 60 ژول

### 4-3- مقایسه بارگذاری شبه استاتیکی و ضربه ای

برای درک بهتر رفتار ساختارها در بارگذاری شبه استاتیکی و ضربه ای، مقایسه ای از پاسخ سازه ها به بارگذاری های شبه استاتیکی و ضربه ای انجام شده است. نتایج هر کدام از نمونه ها به صورت مجزا در شکل های 21 تا 24 آمده است. در نمودار های زیر Impact1 (بارگذاری ضربه ای 20 ژول) و Impact2 (بارگذاری ضربه ای 60 ژول) و Quasi-static (بارگذاری شبه استاتیکی) می باشد.



**Fig. 21** Comparison of load-displacement results of Anti-tetra chiral structure under quasi-static and impact loading

شکل 21 مقایسه نتایج نیرو-جابجایی سازه آنتی تتراکایرال در بارگذاری های شبه استاتیکی و ضربه ای

$E$  انرژی (J)

$E/D$  انرژی بر واحد طول فشردگی (J/mm)

#### 6- تقدیر و تشکر

نویسندگان این مقاله بر خود لازم می‌دانند از صندوق حمایت از پژوهشگران و فناوران کشور (INSF) به دلیل حمایت از این پژوهش که با شماره قرارداد 98008972 به انجام رسیده، تشکر و قدردانی نمایند.

#### 7-مراجع

- [1] Wang, X.T., Wang, B., Li, X.W., and Ma, L. "Mechanical Properties of 3D Re-Entrant Auxetic Cellular Structures", International Journal of Mechanical Sciences, Vol. 52, No. 23, pp. 3265-3273, 2017.
- [2] Maconachie, T., Leary, M., Lozanovski, B., Zhang, X., Qian, M., Faruque, O., and Brandt, M. "SLM Lattice Structures: Properties, Performance, Applications and Challenges", Materials & Design, Vol. 183, Mater. Des. 2019.
- [3] Zhu, F., Lu, G., Ruan, D., and Wang, Zh. "Plastic Deformation, Failure and Energy Absorption of Sandwich Structures with Metallic Cellular Cores", International Journal of Protective Structures, Vol. 1, No. 4, pp. 507-541. 2010.
- [4] Yang, Ch., Vora, H. D., and Chang, Y. "Behavior of Auxetic Structures under Compression and Impact Forces", Smart Materials and Structures, Vol. 27, No. 2, 2018.
- [5] Lakes, R." Foam Structures with a Negative Poisson's Ratio", Science, Vol. 235, No. 4792, pp.1038-1040. 1987.
- [6] Mir, M., Najabat Ali, M., Sami, J., and Ansari, U." Review of Mechanics and Applications of Auxetic Structures", Advances in Materials Science and Engineering ,Vol. 2014, pp. 1-17, 2014.
- [7] Dengbao, X., Dong, Zh., Li, Y., Wu, W., and Fang, D."Compression Behavior of the Graded Metallic Auxetic Reentrant Honeycomb: Experiment and Finite Element Analysis", Materials Science and Engineering, Vol. 758, pp. 163-171, 2019.
- [8] Ingrole, A., Hao, A., and Liang, R. "Design and Modeling of Auxetic and Hybrid Honeycomb Structures for In-Plane Property Enhancement", Materials & Design, Vol. 117, pp. 72-83, 2017.
- [9] Shokri Rad, M., Hatami, H., Alipouri, R., Farokhi Nejad, A., and Omidinasab, F. "Determination of Energy Absorption in Different Cellular Auxetic Structures", Mechanics & Industry, Vol. 20, No. 3, PP. 1-11, 2018.
- [10] Alomarah, A., Masood, S.H., Sbarsk, L., Faisal, B., Gaol, Zh., and Ruan, D. "Compressive Properties of 3D Printed Auxetic Structures: Experimental and Numerical Studies", Virtual and Physical Prototyping, Vol. 15, No. 1, 2019.
- [11] Streck, T., Jopek, H., and Nienartowicz, M. "Dynamic Response of Sandwich Panels with Auxetic Cores", physica status solidi, Vol. 252, No. 7, pp. 1540-1550. 2015.
- [12] Najafi, M., Ahmadi, H., and Liaghat, Gh. " Experimental and Numerical Investigation of Energy Absorption in Auxetic Structures under Quasi-static Loading" , In Persian , Modares Mechanical Engineering, Vol. 20, No. 2, pp. 415-424. 2020.
- [13] Habib, F.N., Lovenitti, P., Masood, S.H., and Nikzad, M. "Fabrication of Polymeric Lattice Structures for Optimum Energy Absorption using Multi Jet Fusion Technology", Materials & Design, Vol. 155, pp. 86-98, 2018.
- [14] Eric C. Clough, Thomas A. Plaisted, Zak C. Eckel, Kenneth Cante, Jacob M. Hundley, and Tobias A. Schaedler. "Elastomeric Microlattice Impact Attenuators", Matter, Vol. 1, No. 6, pp. 1519-1531, 2019.

با مقایسه نمودارهای نیرو-جابجایی در ضربه و نیرو-جابجایی در شبه استاتیکی می‌توان مشاهده کرد که شباهت در مراحل بارگذاری (به خصوص در مراحل ابتدایی) وجود دارد. همچنین می‌توان دریافت که، رابطه ای معقول بین بارگذاری شبه استاتیکی و ضربه ای در جذب انرژی وجود دارد بطوریکه در بارگذاری شبه استاتیکی میزان حداکثر فشردگی موثر برای جذب انرژی همان مقداری بوده که در بارگذاری ضربه ای شاهد هستیم. در واقع حین بارگذاری شبه استاتیکی به یک میزان فشردگی بحرانی رسیدیم که بعد از آن افزایش نیرو به چگال شدن سازه و در نهایت با پیک نیرویی با شیب رو به بینهایت روبرو شدیم که در بارگذاری ضربه ای نیز جذب انرژی موثر تا همان حداکثر میزان فشردگی بحرانی رخ داد. همینطور ماکزیمم نیروی ضربه ای و ماکزیمم نیروی شبه استاتیکی سازه آنتی تراکایرال و سرنیزه ای در مقایسه با سازه های لانه زنبوری و ری اینترنت نزدیکتر به یکدیگر هستند.

#### 4-نتیجه گیری

- در بارگذاری فشاری شبه استاتیکی سازه‌های آگزتیکی ری اینترنت، ازهد، آنتی تراکایرال به مراتب جذب انرژی بالاتری نسبت به سازه غیرآگزتیکی لانه زنبوری داشتند بطوری که سازه آنتی تراکایرال با جذب انرژی 247٪ نسبت به سازه لانه زنبوری بیشترین جذب انرژی را دارا بود و بعد از آن سازه سرنیزه‌ای با 147٪ و سازه ری اینترنت با 57٪ جذب انرژی بیشتری نسبت به سازه لانه زنبوری داشتند.
- بارگذاری ضربه‌ای در دو سطح انرژی 20 و 60 ژول انجام شد که با توجه به هندسه هر سازه رفتاری متفاوت در پیک نیرویی و حداکثر میزان فشردگی وجود داشت. در هر دو آزمایش سازه‌های آگزتیکی و در رأس آنها سازه آنتی تراکایرال میزان جذب انرژی بر واحد طول فشردگی بیشتری نسبت به سازه متداول غیر آگزتیکی داشتند. از اینرو می‌توان نتیجه گرفت که سازه های مزبور ظرفیت جذب انرژی بالاتری را دارا هستند.
- پیک نیرویی ثبت شده در حین آزمون ضربه نشان دهنده میزان شوکی است که به سازه وارد میشود و هر چقدر کمتر باشد، دمپ ضربه موثرتر خواهد بود. در آزمایش ضربه 20 و 60 ژول حداقل این مقدار به ترتیب متعلق به سازه لانه زنبوری و آنتی تراکایرال بود. با بررسی این پارامتر مشخص می‌شود، علی رغم برتری سازه های آگزتیکی در جذب انرژی در تمامی سطوح ضربه، برای دمپ ضربه با انرژی کم، میتوان از سازه متداول لانه زنبوری استفاده کرد به شرط آنکه ظرفیت جذب انرژی سازه از میزان انرژی وارده کمتر نشود.
- با توجه به شباهت زیاد رفتار سازه ها در بارگذاری شبه استاتیکی و ضربه ای، میتوان با ایجاد یک تناسب بین خروجی آنها، از نتایج یک آزمون برای آزمون دیگری استفاده کرد.

#### 5-فهرست علائم

$L$  نیرو (N)

$D$  جابه جایی (mm)

$\sigma$  تنش (MPa)

$\epsilon$  کرنش

- [15] Vuyk, P., and Harné, R. L. "Collapse Characterization and Shock Mitigation by Elastomeric Metastructures", *Extreme Mechanics Letters*, Vol. 37, 100682, 2020.
- [16] Yuan, Sh., Shen, F., Bai, J., Chua, Ch. K., Wei, J., and Zhou, K. "3D Soft Auxetic Lattice Structures Fabricated by Selective Laser Sintering: TPU Powder Evaluation and Process Optimization", *Materials & Design*, Vol. 120, pp. 317-327, 2017.
- [17] Shen, F., Yuan, Sh., Guo, Y., Zhao, B., Bai, J., Qwamizadeh, M., Chua, Ch. K., Wei, J., and Zhou, K. "Energy Absorption of Thermoplastic Polyurethane Lattice Structures via 3D Printing: Modeling and Prediction", *International Journal of Applied Mechanics*, Vol. 8, No. 7, 2016.
- [18] Gibson, L.J., and Ashby, MF. "Cellular Solids: Structure and Properties", Cambridge, London, England, 1997.





## توسعه روش بسته‌شدن مجازی ترک با بکارگیری تئوری لایه‌گون برای بررسی گسترش تورق و جدایش لایه‌ها در تیر کامپوزیتی تحت مود یک

سید علی موسوی طارسی<sup>1</sup>، مهدی افشین<sup>2\*</sup>

1- دانشجوی دکترا، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد دماوند

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد دماوند

\* دماوند، صندوق پستی 39715-194، afshin@damavandiau.ac.ir

### چکیده

### اطلاعات مقاله:

دریافت: 1400/02/11

پذیرش: 1400/04/17

### کلیدواژگان

تیر کامپوزیتی

جدایش بین لایه‌ای

تئوری لایه‌گون

روش بسته شدن مجازی ترک

با توجه به حساسیت نتایج در ناحیه تورق و جدایش بین لایه‌ها در لمینیت‌های کامپوزیتی، لازم است تا از تئوری‌های دقیق که تمام مولفه‌های تنش را در بر گیرند برای بررسی این ناحیه استفاده شود. به این منظور در مطالعه حاضر، روش بسته شدن مجازی ترک بر اساس تئوری لایه‌گون، برای تحلیل گسترش تورق و جدایش بین لایه‌ها در یک تیر کامپوزیتی توسعه داده شده است. نرخ آزادسازی انرژی کرنشی در مود یک، بر اساس خواص ماده تعیین شده و یک الگوریتم برای پیاده سازی روش ارائه شده است. روش مذکور بر روی تیر کامپوزیتی یکسر گیردار دو لبه متقارن در دو حالت دو و سه بعدی به صورت عددی در نرم افزار متلب اجرا شده و به منظور صحت سنجی روش، با نتایج کارهای گذشته مبتنی بر المان محدود مقایسه شده است. همچنین حل تحلیلی مسئله نیز ارائه شده و با نتایج کار حاضر مورد مقایسه قرار گرفته است. رفتار نیرو-جابجایی یک تیر کامپوزیتی تحلیل شده که نشان دهنده قابلیت مناسب این روش در تحلیل تورق و گسترش جدایش بین لایه‌ها بوده و در عین حال حجم محاسبات به نسبت المان محدود سه بعدی کاهش یافته است.

## Development of the Virtual Crack Closure Technique using Layer Wise theory for Delamination Propagation of a Composite Beam in Mode I

Sayed Ali Mousavi Tarsi, Mehdi Afshin\*

Department of Mechanical Engineering, Damavand Branch, Islamic Azad University, Damavand, Iran

\* P.O.B. 39715-194, Damavand, Iran, afshin@damavandiau.ac.ir

### Keywords

Composite Beam  
Delamination  
Layer Wise  
VCCT

### Abstract

Due to the sensitivity of the results in the delamination area of composite laminates, it is necessary to use accurate theories that include all components of stress to study this area. For this purpose, in the present study, the virtual crack closure technique based on layer wise theory has been developed to analyze the propagation of delamination in a composite beam. The strain energy release rate in mode I is determined based on the properties of the material and an algorithm is proposed to implement the method. The present method has been implemented numerically in MATLAB software on a 2D and 3D Double Cantilever Beam (DCB). In order to validate the method, it has been compared with the results of previous works based on Finite Element method. An analytical solution to the problem is also presented and compared with the results of the present work. The force-displacement behavior of a DCB composite beam is analyzed, which indicates the suitable capability of this method in the analysis of propagation of delamination, and the computations are reduced relative to the three-dimensional Finite Element.

### 1- مقدمه

تقویت شده شکل می‌گیرد و یکی از حالت‌های شکست متداول در صفحات کامپوزیتی می‌باشد. این پدیده باعث کاهش چشمگیر سفتی و استحکام ساختار کامپوزیتی می‌گردد. تحت عوامل مختلفی از جمله آسیب‌های ناشی از فرآیندهای تولید و بارهای عملیاتی ضربه‌ای، تورق در کامپوزیت‌ها می‌تواند به وقوع بپیوندد. بطور کلی تشخیص وقوع جدایش در یک سازه کامپوزیتی با تست‌های معمول مشکل می‌باشد. بنابراین تحقیقات گسترده‌ای برای

مواد کامپوزیتی بطور معمول دارای استحکام و سفتی بالایی می‌باشند، اما این مواد بطور بالقوه در برابر برخی آسیب‌ها همچون تورق<sup>1</sup> و جدایش بین لایه‌ای، ضعیف هستند. جدایش در واقع ترکی است که بین دو لایه متصل از الیاف

<sup>1</sup> Delamination

Please cite this article using:

Mousavi Tarsi, S. A. and Afshin, M., "Development of the Virtual Crack Closure Technique using Layer Wise theory for Delamination Propagation of a Composite Beam in Mode I", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1443-1452, 2021.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

شکست، اغلب پارامترهای نرخ رهایی انرژی کرنشی<sup>4</sup> ( $G_{IIC}$  و  $G_{IC}$ ،  $G_{IC}$ ) برای تعیین شروع و گسترش جدایش در ساختارها بکار گرفته می‌شود. بدین منظور مقایسه‌ای بین مولفه‌های نرخ رهایی انرژی کرنشی حاصل از حالت بارگذاری با خصوصیات استحکام شکست ماده صورت می‌گیرد [13].

مقدار بحرانی نرخ رهایی انرژی کرنشی ( $G_C$ ) تابع جنس ماده و شکل جدایش حاصل از بارگذاری می‌باشد. سه حالت خالص بارگذاری شامل مود یک (بازشوندگی)، مود دو (برشی) و مود سه (لغزشی) در شکل 1 نشان داده شده است.

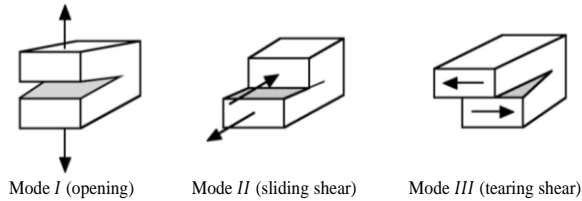


Fig. 1 Pure Mode Loadings [14]

شکل 1 بارگذاری مودهای خالص [14]

یک پدیده جدایش بین لایه‌های ممکن است حاصل بارگذاری یکی از این مودها و یا در نتیجه ترکیب این مودها باشد. نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی ( $G_C$ ) که تورق در آن شروع به گسترش می‌کند و تعیین کننده مقاومت شکست است به طور قابل توجهی وابسته به مود بارگذاری می‌باشد [14].

شکره و زین‌الدینی [15] مقادیر نرخ رهایی انرژی کرنشی را در حالت ترکیبی مودهای اول و دوم جدایش بین لایه‌های بصورت عددی محاسبه و نتایج مدل‌سازی‌های کار خود را با نتایج نیمه تجربی مقایسه کردند.

برای تعیین مقاومت شکست ( $G_C$ ) برای حالت‌های مختلف بارگذاری، انواع مختلف تست در شرایط آزمایشگاهی استاندارد استفاده می‌گردد [17,16]. استانداردهایی توسط ASTM<sup>5</sup> برای اندازه‌گیری ( $G_C$ ) تحت شرایط مختلف بارگذاری ارائه شده است. در استاندارد D5528 برای بارگذاری مود یک از تیر یک سر گیردار دو لبه متقارن<sup>6</sup> استفاده شده و مقاومت شکست را برای مود یک ( $G_{IC}$ ) بدست می‌دهد [18]. برای مسائل پیچیده‌تر در کاربردهای مهندسی، صرفاً بکارگیری تست‌های آزمایشگاهی کافی نبوده و رویکردهای عددی مانند روش المان محدود همراه با تکنیک بسته شدن مجازی ترک و سایر روش‌ها برای محاسبه عددی مولفه‌های نرخ رهایی انرژی کرنشی نیاز می‌باشد [19].

در تحقیق حاضر، تکنیک بسته شدن مجازی ترک بر مبنای تئوری لایه‌گون به منظور دستیابی به نتایج بهتر برای بررسی گسترش جدایش بین لایه‌های توسعه یافته است. فرمول بندی لایه‌گون در تیر کامپوزیتی دچار تورق بکار گرفته شده و مقادیر جابجایی در راستای ضخامت در سه بعد محاسبه می‌گردند. سپس با استفاده از روش بسته شدن مجازی ترک مقادیر نرخ رهایی انرژی کرنشی تعیین شده و گسترش ترک بدین نحو تحلیل می‌گردد. تئوری چندین مسئله جدایش بین لایه‌های از طریق کد نویسی، پیاده‌سازی عددی شده و در انتها، نتایج با شبیه‌سازی‌های عددی مبتنی بر المان محدود،

پیش‌بینی شروع و گسترش ترک و جدایش بین لایه‌های در کامپوزیت‌ها در دهه اخیر شکل گرفته است. بخش مهمی از این تحقیقات بر روی درک مکانیسم شکست فرآیند جدایش بین لایه‌های متمرکز گردیده است. اوریفی و همکاران [1] مرور کاملی بر روی معیارهای شکست در مدل‌سازی‌های مواد کامپوزیتی در حالت‌های مختلف بارگذاری ارائه کردند. کارزارو و همکاران [2] معیار شکست را در پیش‌بینی شروع جدایش بین لایه‌های برای لمینت‌های کامپوزیتی معامد بکار گرفتند و بصورت عددی معیار خود را پیاده‌سازی و با نتایج تجربی مقایسه کردند. تورون [3] در کار خود دقت شبیه‌سازی گسترش جدایش بین لایه‌های را افزایش داده و نتایج قابل اطمینانی از شبیه‌سازی‌ها حاصل گردید. مدل‌سازی آسیب کامپوزیت و شبیه‌سازی آن در یک وضعیت همچون ضربه [4] و بارگذاری خستگی [5] نیز در فعالیت‌های اخیر صورت پذیرفته است.

نتایج شبیه‌سازی‌های پیش‌بینی خرابی ممکن است با نتایج تجربی گاهاً متفاوت باشد. مهمترین دلایلی که باعث چنین اختلافی می‌گردد عبارتند از اینکه مواد کامپوزیتی همگن نبوده و دارای خواص غیر همسان در جهت مختلف می‌باشند. همچنین کامپوزیت‌ها عموماً شکننده بوده و شکل‌پذیر نیستند [6]. علاوه بر این، در حین مراحل ساخت ممکن است بخش‌هایی از ساختار دارای مقدار رزین کافی نباشد. در مجموع می‌توان گفت شروع و گسترش مودهای خرابی و آسیب کامپوزیت‌ها بخوبی شناخته نشده و فعالیت‌های بسیاری از محققین در جهت کاهش اختلاف بین شبیه‌سازی‌ها و نتایج تست‌ها به منظور توسعه روش‌های موجود متمرکز شده‌اند.

شبیه‌سازی‌های المان محدود مبتنی بر مفاهیم مکانیک شکست به منظور بررسی گسترش تورق در ساختارهای کامپوزیتی همواره مورد توجه بسیاری از محققین بوده است. دو روش پرکاربرد در این زمینه، تکنیک بسته شدن مجازی ترک<sup>1</sup> و مدل ناحیه چسبنده<sup>2</sup> می‌باشند که با استفاده از نرم افزارهای المان محدود برای شبیه‌سازی رشد ترک در مواد مختلف از جمله مواد مرکب استفاده می‌گردند [8,7]. کروگر [9] از المان محدود برای مدل‌سازی و تحلیل انواع مختلف تیرهای کامپوزیتی در مبحث جدایش بین لایه‌ای استفاده کرده و فرمول‌بندی‌های این تکنیک را ارائه نمود. همچنین مروری کاملی بر روی فعالیت‌ها و جزئیات روش بسته شدن مجازی ترک انجام داده و این روش را با استفاده از المان محدود برای پیش‌بینی و رشد ترک بکار گرفت. معیارهای شکست به منظور گسترش جدایش بین لایه‌های را معرفی کرده و روش بسته‌شدن مجازی ترک (VCCT) را با استفاده از روش‌های المان محدود توسعه داد. باربرو [10] نخستین بار تئوری لایه‌گون<sup>3</sup> را برای جدایش لایه‌ها در یک صفحه کامپوزیتی بکار گرفت. همچنین ردی [11] نیز تئوری لایه‌گون را برای لمینت‌های کامپوزیتی توسعه داده و کارآمدی این تئوری را در پیش‌بینی رفتار کامپوزیت‌ها نشان داد. تبیی و ژانگ [12] مرور گسترده‌ای بر دستاوردهای اخیر جدایش بین لایه‌ای در کامپوزیت‌ها که بصورت شبیه‌سازی و تجربی صورت گرفته، داشته و روش‌های معتبر بکار رفته در این خصوص را معرفی کردند

تورق معمولاً بعنوان یک ترک دوبعدی یا سه‌بعدی در نظر گرفته شده و از طریق مکانیک شکست شناخته می‌شود. از میان متغیرهای مکانیک

<sup>4</sup> Strain Energy Release Rate (SERR)

<sup>5</sup> American Society for Testing and Materials

<sup>6</sup> Double Cantilever Beam (DCB)

<sup>1</sup> Virtual Crack Closure Technique (VCCT)

<sup>2</sup> Cohesive Zone Model (CZM)

<sup>3</sup> Layer wise

شکل 2 نمایش دو بعدی تکنیک بسته شدن مجازی ترک برای المان‌های 4 گره‌ای در مختصات اصلی [24]

مدل سه‌بعدی المان با 8 گره در شکل 3 نشان داده شده است. مقادیر مولفه‌های نرخ رهایی انرژی کرنشی در موده‌های یک، دو و سه عبارتند از [24]:

$$\begin{aligned} G_I &= -\frac{1}{2\Delta A} Z_{Li}(w_{L\ell} - w_{L\ell^*}) \\ G_{II} &= -\frac{1}{2\Delta A} X_{Li}(u_{L\ell} - u_{L\ell^*}) \\ G_{III} &= -\frac{1}{2\Delta A} Y_{Li}(v_{L\ell} - v_{L\ell^*}) \end{aligned} \quad (2)$$

که  $\Delta a = \Delta ab$  ناحیه بسته‌شدن مجازی ترک می‌باشد.  $\Delta a$  طول المان در ناحیه نوک جدایش و  $b$  عرض المان می‌باشد.  $Z_{Li}$  و  $Y_{Li}$  و  $X_{Li}$  نیروهای موجود در ناحیه جلوی جدایش می‌باشند.  $w_{L\ell}$  و  $v_{L\ell}$  و  $u_{L\ell}$  در سطح بالایی ترک و  $w_{L\ell^*}$  و  $v_{L\ell^*}$  و  $u_{L\ell^*}$  در سطح پایین ترک می‌باشد.

نیروها و جابجایی‌ها در گره‌های نوک ترک در هر سه جهت قابل محاسبه می‌باشند و لذا تکنیک بسته شدن مجازی ترک یک شیوه مستقیم برای بدست آوردن نرخ رهایی انرژی کرنشی در نوک ترک در هر سه مود ارائه می‌دهد. برای روابط بیشتر در این زمینه می‌توان به تحقیقات کروگر رجوع کرد [24,9]. تکنیک بسته شدن مجازی ترک نمی‌تواند شروع ترک را پیش بینی کند و به یک ترک اولیه برای گسترش ترک و جدایش بین لایه‌های نیاز دارد. همچنین برای مواد الاستیک توسعه داده شده و در صورتیکه تغییر شکل‌های زیاد در ساختار همچون حالت پلاستیک، رخ دهد، نتایج قابل قبولی ارائه نمی‌دهد. به هر حال در صورتی که ترک اولیه وجود داشته باشد و ناحیه شکست در برابر کل ساختار کوچک باشد و از اثرات پل زنی الیاف صرفنظر شود، تکنیک بسته شدن مجازی ترک قابل اعتماد بوده و با دقت خوبی گسترش جدایش بین لایه‌های را پیش بینی می‌کند [12].

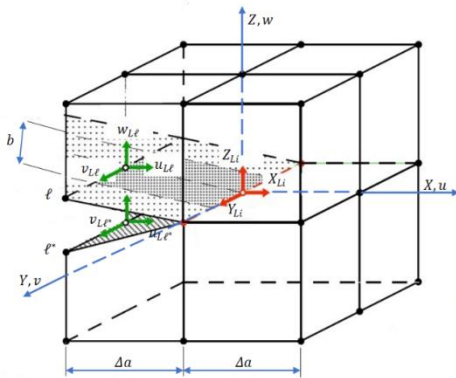


Fig. 3 3D display of VCCT method for 8-node elements in the original coordinate [24]

شکل 3 نمایش سه بعدی تکنیک بسته شدن مجازی ترک برای المان‌های 8 گره‌ای در مختصات اصلی [24]

### 1-1- معیارهای گسترش تورق

تحلیل گسترش جدایش بین لایه‌های اغلب با رویکرد مکانیک شکست صورت می‌گیرد. برای یک مود خالص تورق، ترک موجود در ساختار وقتی رشد

نتایج تجربی کارهای پیشین و همچنین حل تحلیلی به منظور بررسی اعتبار و قابلیت بالای روش توسعه داده شده، مقایسه می‌گردد.

### 2- تکنیک بسته شدن مجازی ترک

تکنیک بسته شدن مجازی ترک بطور گسترده‌ای در تحلیل جدایش بین لایه‌های بر اساس مکانیک شکست استفاده می‌گردد. این روش بر این فرض استوار است که میزان انرژی کرنشی آزاد شده در خلال یک فرآیند تورق، معادل میزان کار مورد نیاز برای بسته شدن ترک به طول اولیه می‌باشد [20]. تکنیک بسته‌شدن مجازی ترک نخستین بار توسط ریپیکی و کاننن برای مسائل دوبعدی مطرح گردید [21]. آن‌ها یک روش آسان و مستقیم برای محاسبه مقادیر نرخ رهایی انرژی کرنشی ارائه کردند. این تکنیک همچنین برای تحلیل مسائل سه‌بعدی توسط شیواکومار و همکاران گسترش یافت [22].

دو فرضیه اساسی برای اجرای تکنیک بسته شدن مجازی ترک وجود دارد: 1- میزان انرژی لازم برای باز شدن ترک به میزان کم، معادل میزان انرژی لازم برای بسته شدن ترک می‌باشد. 2- رشد ترک به طول اندک، محل نوک ترک را به میزان قابل توجهی تغییر نمی‌دهد [23,12]. بر اساس تئوری کلایپرون<sup>1</sup> میزان انرژی ذخیره شده در یک جسم الاستیک معادل نصف کار انجام شده توسط نیروهای اعمال شده در جابجایی مرزی می‌باشد [23]. پیاده‌سازی المان محدود در ساختار دوبعدی در شکل 2 نشان داده شده است. پارامترهای مود یک و مود دو از نرخ رهایی انرژی کرنشی  $G_{IC}$  و  $G_{IIC}$  برای المان‌های 4 نقطه‌ای از طریق ضرب نیرو در جابجایی در محل گره‌ها محاسبه می‌گردد [24]:

$$\begin{aligned} G_I &= -\frac{1}{2\Delta a} Z_i(w_\ell - w_{\ell^*}) \\ G_{II} &= -\frac{1}{2\Delta a} X_i(u_\ell - u_{\ell^*}) \end{aligned} \quad (1)$$

که  $\Delta a$  طول المان،  $Z_i$  و  $X_i$  اندازه نیروها در نوک ترک می‌باشند. مقادیر جابجایی در ناحیه نوک ترک از طریق تفاضل بین جابجایی‌های گره‌ای در سطح بالای ترک ( $w_\ell$  و  $u_\ell$ ) و جابجایی‌های گره‌ها در سطح پایین ترک ( $w_{\ell^*}$  و  $u_{\ell^*}$ ) محاسبه می‌گردد.

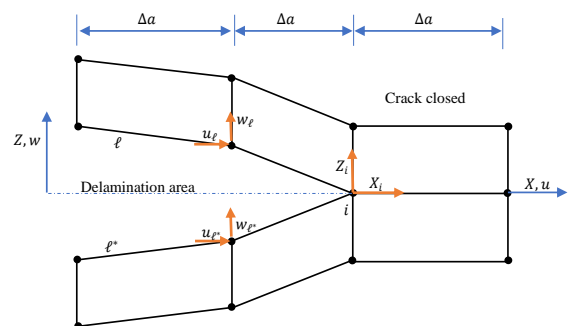


Fig. 2 2D display of the VCCT method for 4-node elements in the original coordinate [24]

<sup>1</sup> Clapeyron

تجربی بدست می آید [30]. رابطه بی-کی فقط به یک متغیر  $\eta$  به منظور کالیبره شدن با تست‌های تجربی نیاز دارد که این یک برتری عمده نسبت به دیگر معیارهای گسترش جدایش محسوب می‌گردد. مطالعات نشان داده که معیار بی-کی نتایج خوبی را در گسترش جدایش گزارش می‌دهد [31]، لذا در تحقیق حاضر از روابط بی-کی استفاده شده است.

### 3- فرمول‌بندی تئوری لایه‌گون

هندسه و مختصات تیر کامپوزیتی استفاده شده طبق تئوری لایه گون در شکل 4 نشان داده شده است.

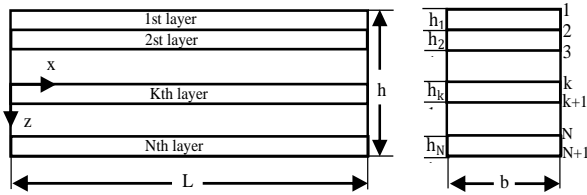


Fig. 4 Geometry and coordinates of composite beam in Layer Wise theory

شکل 4 هندسه و مختصات تیر کامپوزیتی در تئوری لایه‌گون

مقادیر جابجایی طبق تئوری لایه‌گون عبارتند از [32]:

$$\begin{aligned} u(x, y, z) &= U_k(x)\Phi_k(z) \\ v(x, y, z) &= V_k(x)\Phi_k(z) \\ w(x, y, z) &= W_k(x)\Phi_k(z) \end{aligned} \quad k = 1, 2, \dots, N + 1 \quad (9)$$

در رابطه (9)،  $k$  شماره لایه‌های عددی در راستای ضخامت از مجموع کل  $N$  لایه بوده و  $u$  و  $v$  و  $w$  به ترتیب مولفه‌های جابجایی نقطه‌ای در یک لایه در جهات  $x$ ،  $y$  و  $z$  می‌باشند. همچنین  $U_k$ ،  $V_k$  و  $W_k$  به ترتیب مولفه‌های جابجایی همه نقاط مستقر در صفحه  $k$ ام در جهات  $x$ ،  $y$  و  $z$  و  $\Phi_k(z)$  تابع میان‌یابی کلی می‌باشند. تابع میان‌یابی در راستای ضخامت لایه پیوسته بوده و بدین صورت تعریف می‌گردد [32]:

$$\Phi_k(z) = \begin{cases} 0 & z \leq z_{k-1} \\ \Psi_{k-1}^2 & z_{k-1} \leq z \leq z_k \\ \Psi_k^1 & z_k \leq z \leq z_{k+1} \\ 0 & z \geq z_{k+1} \end{cases} \quad k = 1, 2, \dots, N + 1 \quad (10)$$

در رابطه (10)،  $\Psi_k^j$  ( $j = 1, 2$ ) تابع محلی میان‌یابی لاگرانژی با در نظر گرفتن گره  $k$ ام از لایه  $k$ ام می‌باشد. این تابع می‌تواند خطی یا یک تابع با مشتقات بالاتر در راستای ضخامت  $z$  باشد. در این مطالعه از یک تابع میان‌یابی خطی استفاده شده است:

$$\Psi_k^1 = \frac{z_{k+1} - z}{h_k}, \quad \Psi_k^2 = \frac{z - z_k}{h_k} \quad (11)$$

با جایگذاری میدان جابجایی رابطه (9) در روابط کرنش-جابجایی خطی الاستیک، مولفه‌های کرنش بدین صورت بدست می‌آیند:

می‌یابد که میزان رهاسازی انرژی در موده‌های یک، دو و سه به مقدار بحرانی آن ساختار می‌رسد.

$$G_i \geq G_{ic} \quad i = I, II, III \quad (3)$$

نرخ رهایی انرژی کرنشی بحرانی ( $G_{ic}$ ) در موده‌های مختلف از طریق تست‌های استاندارد بدست می‌آید [25,18]. اغلب در شرایط واقعی، تورق در حالت موده‌های ترکیبی به وقوع می‌پیوندد. لذا در تحلیل گسترش جدایش نیاز به یک معیار حاصل از تقابل موده‌های مختلف و در نظر گرفتن حالت ترکیبی از موده‌ها می‌باشد [26]. روابط پاور<sup>1</sup> [27,14] و بی-کی<sup>2</sup> [29,28] به‌عنوان معیارهای مناسب و موثر در انتشار تورق برای ساختارهای دو بعدی و سه بعدی بصورت گسترده‌ای مطابق روابط (4) تا (8) بکار می‌روند:

Power law 2D:

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^\alpha + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^\beta \geq 1 \quad (4)$$

Power law 3D:

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^\alpha + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^\beta + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIC}}\right)^\chi \geq 1 \quad (5)$$

که  $\alpha$ ،  $\beta$  و  $\chi$  از نتایج تست‌های تجربی و با برازش منحنی بدست می‌آید. در یک حالت خاص  $\alpha = \beta = \chi = 1$  روابط پاور به روابط خطی تبدیل می‌گردد:

$$\frac{G_I}{G_{IC}} + \frac{G_{II}}{G_{IIC}} + \frac{G_{III}}{G_{IIIC}} \geq 1 \quad (6)$$

B-K law 2D:

$$\frac{G_T}{G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_T}\right)^\eta} \geq 1 \quad (7)$$

B-K law 3D:

$$\frac{G_T}{G_{IC} + ((G_{IIC} - G_{IC}) \frac{G_{II}}{G_T} + (G_{IIIC} - G_{IC}) \frac{G_{III}}{G_T}) \left(\frac{G_{II} + G_{III}}{G_T}\right)^{\eta-1}} \geq 1 \quad (8)$$

در روابط (7) و (8)  $G_T = G_I + G_{II} + G_{III}$  نرخ رهایی انرژی کل می‌باشد.  $G_{IC}$ ،  $G_{IIC}$  و  $G_{IIIC}$  نرخ آزادسازی انرژی‌های بحرانی به ترتیب در موده‌های یک، دو و سه می‌باشند.  $\eta$  در روابط بی-کی از تست‌های استاندارد

<sup>1</sup> Power law

<sup>2</sup> B-K law

شرایط مرزی مرتبط با معادله (16) شامل مشخص کردن یکی از  $U_k$  یا  $M_x^k$ ،  $V_k$  یا  $M_{xy}^k$  و  $W_k$  یا  $R_x^k$  در  $x = 0$  و  $x = L$  می‌باشد.

### 2-3- معادلات تعادل بر حسب جابجایی

روابط تنش-کرنش برای لایه  $k$ ام از یک لمینت غیر همسانگرد<sup>1</sup> بر اساس قانون هوک<sup>2</sup> عبارتست از [32]:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} \bar{C}_{11} & \bar{C}_{12} & \bar{C}_{13} & 0 & 0 & \bar{C}_{16} \\ \bar{C}_{12} & \bar{C}_{22} & \bar{C}_{23} & 0 & 0 & \bar{C}_{26} \\ \bar{C}_{13} & \bar{C}_{23} & \bar{C}_{33} & 0 & 0 & \bar{C}_{36} \\ 0 & 0 & 0 & \bar{C}_{44} & \bar{C}_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \bar{C}_{45} & \bar{C}_{55} & 0 \\ \bar{C}_{16} & \bar{C}_{26} & \bar{C}_{36} & 0 & 0 & \bar{C}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} \quad (18)$$

$[\bar{C}]^k$  ماتریس سختی دوران یافته لایه  $k$ ام می‌باشد. با وجود اینکه مقدار  $\varepsilon_y^{(k)}$  بر اساس پارامتر جابجایی در معادله (9) برابر صفر می‌باشد، ولی در قانون هوک برای یک تیر کامپوزیتی نباید استفاده گردد. برای جبران حذف آن از رابطه زیر می‌توان کمک گرفت [32]:

$$\sigma_y^{(k)} = 0 \quad (19)$$

و بدین صورت عبارت  $\varepsilon_y^{(k)}$  از روابط باقیمانده در معادله (18) حذف می‌گردد. بعد از انجام این تغییر، رابطه تنش-کرنش برای تیر از نوع لمینت کامپوزیتی بدین صورت تعریف می‌گردد:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_z \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} \bar{C}_{11} & \bar{C}_{13} & \bar{C}_{16} \\ \bar{C}_{13} & \bar{C}_{33} & \bar{C}_{36} \\ \bar{C}_{16} & \bar{C}_{36} & \bar{C}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} \quad (20)$$

و

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} \bar{C}_{44} & \bar{C}_{45} \\ \bar{C}_{45} & \bar{C}_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix}^{(k)} \quad (21)$$

که  $\bar{C}_{pq}^{(k)}$  در معادله (20) عبارتست از:

$$\bar{C}_{pq}^{(k)} = \bar{C}_{pq}^{(k)} - \frac{\bar{C}_{2p}^{(k)} \bar{C}_{2q}^{(k)}}{\bar{C}_{22}^{(k)}} \quad (22)$$

با جایگذاری معادله (12) و معادله (20) در معادله (17) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{dU_k}{dx} \Phi_k, & \varepsilon_y &= 0, & \varepsilon_z &= W_k \frac{d\Phi_k}{dz} \\ \gamma_{yz} &= V_k \frac{d\Phi_k}{dz}, & \gamma_{xz} &= U_k \frac{d\Phi_k}{dz} + \frac{dW_k}{dx} \Phi_k, & \gamma_{xy} &= \frac{dV_k}{dx} \Phi_k \end{aligned} \quad (12)$$

### 1-3- معادلات تعادل

برای استخراج روابط تعادل از اصل کار مجازی استفاده می‌شود:

$$\delta U + \delta V = 0 \quad (13)$$

که  $\delta U$  در رابطه (13) کار مجازی داخلی در تیر بوده و بدین صورت

تعریف می‌گردد:

$$\delta U = \int_{-b/2}^{b/2} \int_0^L \int_{-h/2}^{h/2} (\sigma_x \delta \varepsilon_x + \sigma_y \delta \varepsilon_y + \sigma_z \delta \varepsilon_z + \sigma_{yz} \delta \gamma_{yz} + \sigma_{xz} \delta \gamma_{xz} + \sigma_{xy} \delta \gamma_{xy}) dz dx dy \quad (14)$$

$\delta V$  در رابطه (13) کار مجازی خارجی در اثر نیروهای عرضی  $P_t(x)$  و

$P_b(x)$  اعمال شده به ترتیب بر سطوح بالایی و پایینی تیر بوده و می‌توان بدین صورت آن را تعریف کرد:

$$\delta V = - \int_{-b/2}^{b/2} \int_0^L (P_t(x) \delta W_1(x) + P_b(x) \delta W_{N+1}(x)) dx dy \quad (15)$$

با جایگزینی مولفه‌های کرنش روابط (12) در معادله (14) و استفاده از روابط (13) و (15)، تعداد 3(N + 1) معادله تعادل مرتبط با 3(N + 1) مجهول  $U_k$ ،  $V_k$  و  $W_k$  بدست خواهد آمد:

$$\begin{aligned} \delta U_k: \frac{dM_x^k}{dx} - Q_x^k &= 0 \\ \delta V_k: \frac{dM_{xy}^k}{dx} - Q_y^k &= 0 \\ \delta W_k: \frac{dR_x^k}{dx} - N_x^k &= -\delta_{k1} P_{tz}(x) - \delta_{k(N+1)} P_{bz}(x) \end{aligned} \quad (16)$$

روابط تنش در معادله (16) بدین صورت تعریف می‌گردد:

$$\begin{aligned} (Q_x^k, Q_y^k) &= \int_{-h/2}^{h/2} (\sigma_{xz}, \sigma_{yz}) \frac{d\Phi_k}{dz} dz \\ (M_x^k, M_{xy}^k) &= \int_{-h/2}^{h/2} (\sigma_x, \sigma_{xy}) \Phi_k dz \\ R_x^k &= \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{xz} \Phi_k dz, N_z^k = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_z \frac{d\Phi_k}{dz} dz \end{aligned} \quad (17)$$

<sup>1</sup> Orthotropic

<sup>2</sup> Hooke law

$$\delta U_k: \bar{D}_{11}^{kj} \frac{d^2 U_j}{dx^2} - A_{55}^{kj} U_j + \bar{D}_{16}^{kj} \frac{d^2 V_j}{dx^2} - A_{45}^{kj} V_j + (\bar{B}_{13}^{kj} - B_{55}^{jk}) \frac{dW_j}{dx} = \alpha^{kj} U_j$$

$$(N_z^k, M_x^k, M_{xy}^k) = (\bar{B}_{13}^k, \bar{D}_{11}^k, \bar{D}_{16}^k) \frac{dU_j}{dx} + (\bar{A}_{33}^{kj}, \bar{B}_{13}^{kj}, \bar{B}_{36}^{kj}) W_j + (\bar{B}_{36}^{jk}, \bar{D}_{16}^{kj}, \bar{D}_{66}^{kj}) \frac{dV_j}{dx}$$
(23)

$$\delta V_k: \bar{D}_{16}^{kj} \frac{d^2 U_j}{dx^2} - A_{45}^{kj} U_j + \bar{D}_{66}^{kj} \frac{d^2 V_j}{dx^2} - A_{44}^{kj} V_j + (\bar{B}_{36}^{kj} - B_{45}^{jk}) \frac{dW_j}{dx} = \alpha^{kj} V_j$$
که

$$\delta W_k: (B_{55}^{kj} - \bar{B}_{13}^{jk}) \frac{dU_j}{dx} + (B_{45}^{kj} - \bar{B}_{36}^{jk}) \frac{dV_j}{dx} + D_{55}^{kj} \frac{d^2 W_j}{dx^2} - \bar{A}_{33}^{kj} W_j = -\delta_{k1} P_t(x) - \delta_{k(N+1)} P_b(x)$$
همچنین با جایگزین کردن معادله (12) و معادله (21) در معادله (17) خواهیم داشت:

عبارت  $\alpha^{kj}$  به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود [33]:

$$\alpha^{kj} = \alpha \int_{-h/2}^{h/2} \Phi_k \Phi_j dz$$
(29)

انتخاب مقدار دلخواه  $\alpha$  باید به گونه‌ای باشد که مقادیر  $\alpha^{kj}$  در مقایسه با مقادیر عددی سختی  $A_{pq}^{kj}$  ( $pq = 44, 45$ ) نسبتاً کوچک شوند. معادله (28) با استفاده از متغیرهای فضای حالت می‌تواند به یک سیستم درجه اول معادلات دیفرانسیل ساده تبدیل گردد:

$$\{X_1(x)\} = \{U(x)\}, \quad \{X_2(x)\} = \{V(x)\},$$

$$\{X_3(x)\} = \{W(x)\}, \quad \{X_4(x)\} = \left\{ \frac{dU(x)}{dx} \right\},$$

$$\{X_5(x)\} = \left\{ \frac{dV(x)}{dx} \right\}, \quad \{X_6(x)\} = \left\{ \frac{dW(x)}{dx} \right\}$$
(30)

که برای مثال

$$\{U\}^T = [U_1, U_2, \dots, U_{N+1}]$$
(31)

جایگذاری معادله (30) در معادله (28) منجر به  $6(N+1)$  سیستم درجه اول معادلات دیفرانسیل ساده می‌گردد:

$$\left\{ \frac{dX(x)}{dx} \right\} + [A]\{X(x)\} = \{F(x)\}$$
(32)

ماتریس  $[A]$  و بردار  $\{F(x)\}$  به ترتیب ماتریس ضرایب و بردار نیرو می‌باشند [34]. معادله (32) با اعمال شرایط مرزی در  $x = 0$  و  $x = L$  حل شده و مقادیر جابجایی در تمام نقاط تیر تعیین می‌گردد. در نهایت از این مقادیر برای محاسبه پارامترها در تکنیک بسته شدن مجازی ترک استفاده می‌شود.

$$(\bar{A}_{pq}^{kj}, \bar{B}_{pq}^{kj}, \bar{D}_{pq}^{kj}) = \int_{-h/2}^{h/2} \bar{C}_{pq}^{(k)} \left( \frac{d\Phi_k}{dz} \frac{d\Phi_j}{dz}, \Phi_k \frac{d\Phi_j}{dz}, \Phi_k \Phi_j \right) dz$$
(24)

همچنین با جایگزین کردن معادله (12) و معادله (21) در معادله (17) خواهیم داشت:

$$(Q_y^k, Q_x^k, R_x^k) = (A_{44}^{kj}, A_{45}^{kj}, B_{45}^{kj}) V_j + (A_{45}^{kj}, A_{55}^{kj}, B_{55}^{kj}) U_j + (B_{45}^{jk}, B_{55}^{jk}, D_{55}^{kj}) \frac{dW_j}{dx}$$
(25)

که

$$(A_{pq}^{kj}, B_{pq}^{kj}, D_{pq}^{kj}) = \int_{-h/2}^{h/2} \bar{C}_{pq}^{(k)} \left( \frac{d\Phi_k}{dz} \frac{d\Phi_j}{dz}, \Phi_k \frac{d\Phi_j}{dz}, \Phi_k \Phi_j \right) dz$$
(26)

در نهایت معادلات تعادل بر حسب جابجایی با جایگزینی معادله (23) و معادله (25) در معادله (16) بدین صورت بدست خواهد آمد:

$$\delta U_k: \bar{D}_{11}^{kj} \frac{d^2 U_j}{dx^2} - A_{55}^{kj} U_j + \bar{D}_{16}^{kj} \frac{d^2 V_j}{dx^2} - A_{45}^{kj} V_j + (\bar{B}_{13}^{kj} - B_{55}^{jk}) \frac{dW_j}{dx} = 0$$

$$\delta V_k: \bar{D}_{16}^{kj} \frac{d^2 U_j}{dx^2} - A_{45}^{kj} U_j + \bar{D}_{66}^{kj} \frac{d^2 V_j}{dx^2} - A_{44}^{kj} V_j + (\bar{B}_{36}^{kj} - B_{45}^{jk}) \frac{dW_j}{dx} = 0$$

$$\delta W_k: (B_{55}^{kj} - \bar{B}_{13}^{jk}) \frac{dU_j}{dx} + (B_{45}^{kj} - \bar{B}_{36}^{jk}) \frac{dV_j}{dx} + D_{55}^{kj} \frac{d^2 W_j}{dx^2} - \bar{A}_{33}^{kj} W_j = -\delta_{k1} P_t(x) - \delta_{k(N+1)} P_b(x)$$
(27)

### 3-3- حل تحلیلی معادلات تعادل بر حسب جابجایی

معادلات تعادل (27) یک سیستم مرتبه دوم معادلات دیفرانسیل ساده می‌باشد. معادله مشخصه این سیستم دارای چهار ریشه تکراری بوده که در فرآیند حل مشکلاتی ایجاد می‌کند. به منظور ارائه طرحی برای حل این معادلات، برخی ترم‌های مصنوعی کوچک به این معادلات اضافه می‌شوند تا ریشه‌های مشخصه از هم متمایز شوند [33]. بنابراین معادله (27) به صورت زیر بازنویسی می‌گردد:

## 4- پیاده‌سازی عددی

در بکارگیری تکنیک بسته شدن مجازی ترک به منظور اجرای جدایش بین لایه‌ای از روش متداول رهاسازی گره‌ها استفاده شده است. [35,12]. در این تحقیق دو صفحه مجاور ترک به صورت سطوح بالا و پایین دو تیر غیر متصل، در حالیکه مقید به یکدیگرند مدل می‌شوند. ناحیه پیش ترک  $\Delta a$  در این مدل در سطوح بالا و پایین مقید نمی‌باشد. وقتی معیار (بی-کی) بیان شده در بخش 2 ارضا گردد، قید اشاره شده رها شده و دو گره از هم جدا می‌گردد و یک گسترش ترک شکل می‌یابد. مزیتی که در روش حاضر نسبت به المان محدود وجود دارد امکان تغییر مقدار  $\Delta a$  بدون نیاز به مش‌بندی مجدد است.

برای پیاده‌سازی روش توسعه داده شده در تحقیق حاضر، یک الگوریتم در شکل 5 بیان شده است. در الگوریتم اشاره شده مقدار جابجایی  $\delta$  معادل جابجایی نهایی لبه آزاد تیر بر اساس شرایط مرزی در نظر گرفته می‌شود. در شروع کد، پارامتر جابجایی اولیه لبه آزاد تیر  $\delta_i$  به طور پیش فرض معادل صفر قرار گرفته که در پایان هر مرحله تا رسیدن به جابجایی نهایی لبه آزاد تیر افزایش می‌یابد. در هر گام مقادیر جابجایی و نیروها بر اساس روابط تئوری لایه‌گون که در بخش 3 ارائه گردید، محاسبه شده و سپس پارامترهای نرخ رهایی انرژی کرنشی مطابق روابط تکنیک بسته شدن مجازی ترک تعیین می‌گردد.

برنامه متلب انجام شده است. تیر کامپوزیتی در دو حالت دوبعدی و سه‌بعدی به منظور پیاده‌سازی عددی روش در نظر گرفته می‌شود. با اعمال تئوری لایه‌گون در ساختار، مقادیر جابجایی محاسبه می‌گردد. پس از مشخص شدن مقادیر جابجایی‌ها، فرمول‌بندی روش بسته شدن مجازی ترک به منظور محاسبه مولفه‌های میزان رهایی انرژی کرنشی ( $G_{IC}$ ،  $G_{IIIC}$  و  $G_{IIIIC}$ ) در نوک ترک استفاده شده است، اگرچه در مدل ارائه شده تاثیر  $G_{II}$  و  $G_{III}$  در مقایسه با  $G_I$  ناچیز می‌باشد. در این مطالعه از معیار بی-کی برای پیش بینی گسترش ترک استفاده شده و پارامتر  $\eta = 1.75$  در نظر گرفته می‌شود.

به منظور بررسی و مقایسه نتایج با تحقیقات موجود در مرجع [35]، یک تیر کامپوزیتی با یک جدایش مستقیم در نظر گرفته شده که اندازه ابعادی آن در شکل 6 نشان داده شده است. تیر به سه زیر مدل تقسیم شده و حل معادلات هر کدام با استفاده از تئوری لایه‌گون انجام می‌شود. در ناحیه اتصال تیرها شرایط پیوستگی جابجایی اعمال شده و در صفحه ترک، تنش‌های در راستای ضخامت صفر در نظر گرفته می‌شوند. تیر دارای یک ترک اولیه  $a_0 = 30\text{ mm}$  در طول المان‌های میانی بوده که در حین فرآیند جدایش در یک خط مستقیم گسترش می‌یابد. بارگذاری از طریق وارد ساختن یک جابجایی مشخص در لبه بالا و پایین تیر ( $\delta = 4\text{ mm}$ ) اعمال می‌گردد.

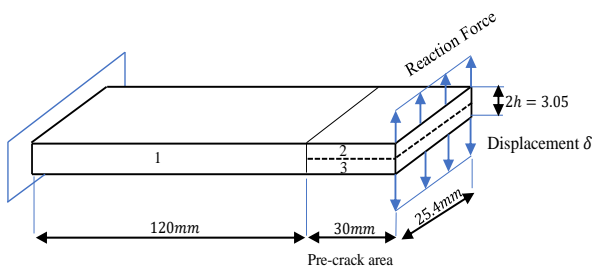


Fig. 6 Dimensions of the studied composite beam, boundary conditions and pre-crack area in the structure [35]

شکل 6 ابعاد تیر کامپوزیتی مورد مطالعه، شرایط مرزی و ناحیه پیش ترک در ساختار [35]

تیر کامپوزیتی مورد مطالعه شامل ماده گرافیت-اپوکسی T300/976 بوده که خواص مکانیکی آن در جدول 1 بیان شده است. همچنین فرض شده است که الیاف در جهت طولی نمونه قرار دارند.

جدول 1 خواص مکانیکی نمونه DCB [35]

Table 1 Mechanical properties of DCB specimens [35]

$E_1$	$E_2, E_3$	$G_{12}, G_{13}$	$G_{23}$	$\nu$	$G_{IC}$	$G_{IIIC}, G_{IIIIC}$
$N/mm^2$	$N/mm^2$	$N/mm^2$	$N/mm^2$		$N/mm$	$N/mm$
139300	9720	5580	3450	0.29	0.0876	0.3152

ابتدا یک تحلیل رشد ترک و جدایش در نرم افزار المان محدود آباکوس برای تیر کامپوزیتی در حالت دوبعدی و سه‌بعدی اجرا شده است. تحلیل با

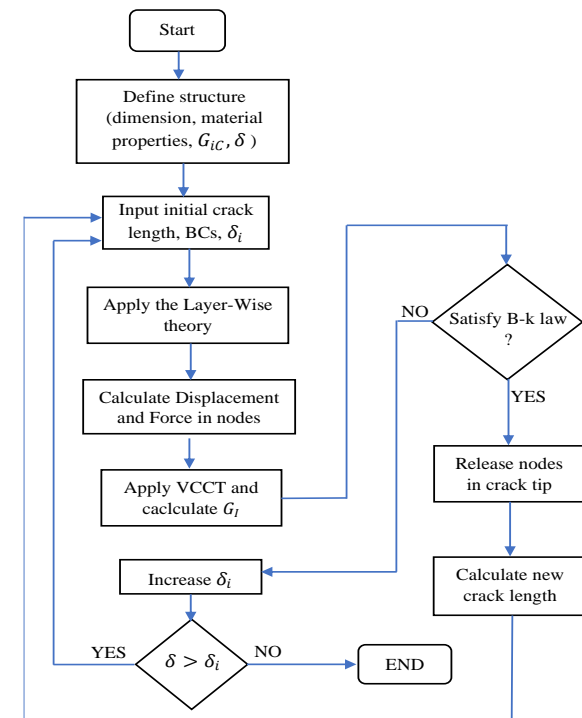
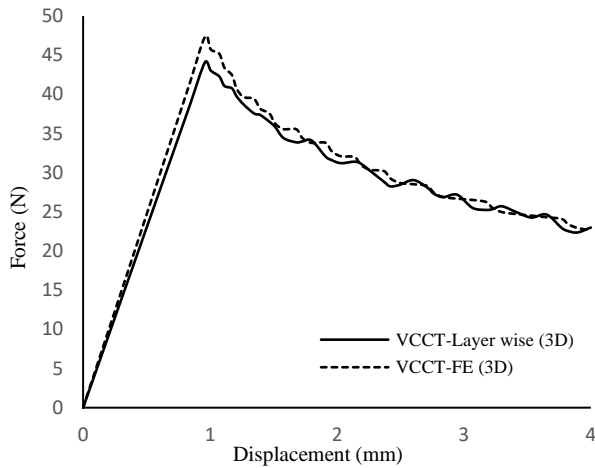


Fig. 5 Flowchart of Numerical implementation of the developed method

شکل 5 فلوچارت پیاده‌سازی عددی روش توسعه داده شده

## 5- بحث و نتایج

بر اساس روش توسعه داده شده که در بخش‌های قبل بیان گردید، مدل‌سازی انتشار ترک با روش بسته‌شدن مجازی ترک-لایه‌گون از طریق کدنویسی در



**Fig. 8** Comparison of the force-displacement curve obtained from the developed method (VCCT-Layer wise) and Abaqus software (VCCT-FE) for composite DCB in 3D

شکل 8 مقایسه منحنی نیرو-جابجایی حاصل از روش توسعه داده شده (روش بسته شدن مجازی ترک-لایه گون) و نرم افزار آباکوس (روش بسته شدن مجازی ترک-المان محدود) برای نمونه تیر کامپوزیتی در حالت سه بعدی

در منحنی‌های اشکال 7 و 8 اختلاف نیروی عکس‌العمل با روش المان محدود بین حالت‌های دوبعدی و سه بعدی قابل ملاحظه می‌باشد. در حالیکه این اختلاف بین حالت دو بعدی و سه بعدی در روش توسعه داده شده کمتر می‌باشد. بکارگیری تئوری لایه گون مقادیر جابجایی‌های دقیق‌تری به ویژه در حالت دوبعدی در روش بسته شدن مجازی ترک حاصل کرده که این نیز منجر به نزدیک شدن نتایج دو بعدی به سه بعدی در روش توسعه داده شده و در نتیجه پاسخ‌های واقعی‌تر در پیش‌بینی جدایش بین لایه‌ای می‌گردد.

به منظور اعتبارسنجی روش توسعه داده شده، مقایسه‌ای با نتایج تجربی حاصل از فعالیت مرجع [36] صورت پذیرفته است. در این تحلیل تیر یک سرگردار دولبه متقارن با ابعاد  $150\text{mm} \times 25\text{mm}$ ، با ضخامت  $2h = 3.3\text{mm}$  همراه با یک ترک اولیه به طول  $a_0 = 63\text{mm}$  با خواص مکانیکی ذکر شده در جدول 2 مورد بررسی قرار گرفته است. مطابق شکل 9 روند منحنی نمودار نیرو-جابجایی نشان دهنده تطابق مناسب روش توسعه داده شده با نتایج تجربی می‌باشد.

جدول 2 خواص مکانیکی نمونه تجربی در مرجع [36]

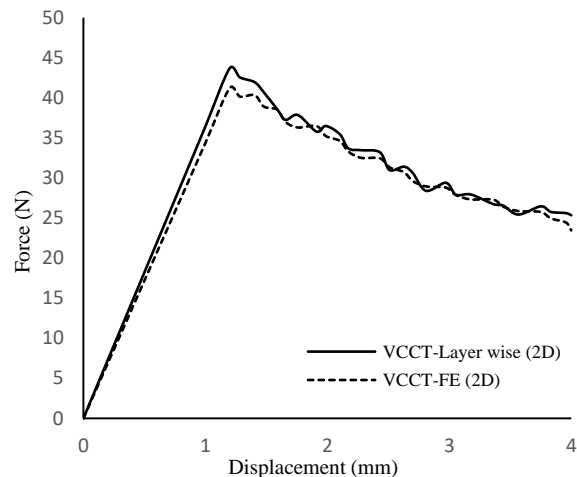
$E_1$ ( $N/mm^2$ )	$E_2$ ( $N/mm^2$ )	$E_3$ ( $N/mm^2$ )
193382	6056	4500
$G_{12}$ ( $N/mm^2$ )	$G_{23}$ ( $N/mm^2$ )	$G_{31}$ ( $N/mm^2$ )
4452	3561	3561
$\nu_{12}$	$\nu_{23}$	$\nu_{13}$
0.246	0.196	0.196
$G_{IC}$ ( $N/mm$ )	$G_{IIC}$ ( $N/mm$ )	
0.3880	0.8472	

بکارگیری تکنیک بسته شدن مجازی ترک صورت پذیرفته و لذا تحت عنوان روش بسته شدن مجازی ترک-المان محدود در نظر گرفته می‌شود. نتایج تحلیل انجام شده بطور کامل منطبق با مرجع [35] بوده، لذا نتایج حاصل از مدل نرم افزار می‌تواند یک معیار مناسب برای صحت‌سنجی روش توسعه داده شده مبتنی بر تئوری لایه گون تلقی گردد. مقایسه‌ای بین نتایج تحلیل نرم‌افزاری و پیاده سازی عددی بر اساس الگوریتم شکل 5 در زمینه جدایش صورت گرفته است. نخست روش بسته شدن مجازی ترک-لایه گون برای تیر کامپوزیتی دو بعدی با شرایط مرزی شکل 6 اجرا گردید.

نتایج نمودار نیرو-جابجایی در شکل 7 نشان دهنده آن است که تطابق خوبی میان استفاده از المان محدود در مقایسه با تئوری لایه گون در هنگام بکارگیری فرمول بندی تکنیک بسته شدن مجازی ترک در جدایش وجود دارد.

در این مورد فرمول بندی‌های المان 4 گره‌ای که در بخش 2 بیان شد استفاده گردید. مقدار نیرو در منحنی‌های نیرو-جابجایی بیانگر نیروی عکس‌العمل در لبه انتهایی آزاد تیر می‌باشد. در ادامه فرمول بندی المان 8 گره‌ای ارائه شده در بخش 2 به منظور آنالیز تیر یک سر گردار دولبه متقارن در حالت سه بعدی استفاده گردید. مقایسه‌ای بین نتایج پیاده سازی عددی روش بسته شدن مجازی ترک-لایه گون و روش بسته شدن مجازی ترک-المان محدود در حالت سه بعدی در شکل 8 نشان داده شده است.

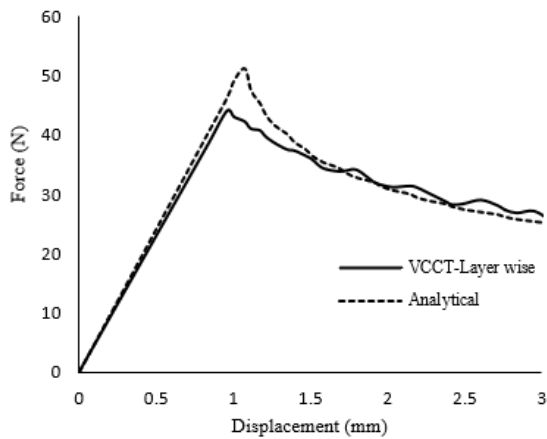
در حالت سه بعدی نیز تئوری لایه گون رفتار مشابه‌ای را در مقایسه با المان محدود در حین گسترش جدایش و رشد ترک با استفاده از تکنیک بسته شدن مجازی ترک نشان می‌دهد.



**Fig. 7** Comparison of the force-displacement curve obtained from the developed method (VCCT-Layer wise) and Abaqus software (VCCT-FE) for composite DCB in 2D

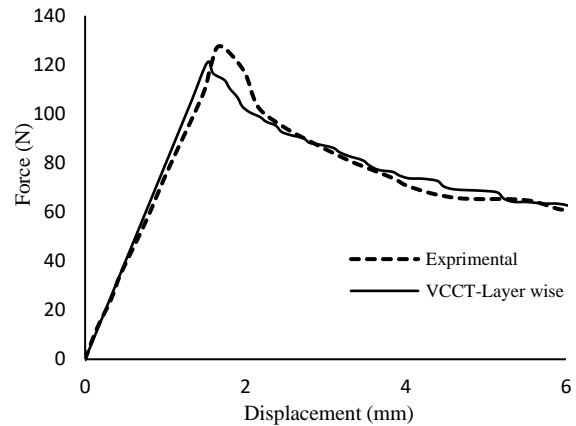
شکل 7 مقایسه منحنی نیرو-جابجایی حاصل از روش توسعه داده شده (روش بسته شدن مجازی ترک-لایه گون) و نرم افزار آباکوس (روش بسته شدن مجازی ترک-المان محدود) برای نمونه تیر کامپوزیتی در حالت دوبعدی

نمی‌گردد و همچنین حل تحلیلی خواص ارتروپیک ماده نیز در نظر گرفته نمی‌شود و فقط مدول الایسته  $E_1$  در محاسبات وارد می‌گردد.



**Fig. 10** Comparison of the force-displacement curve obtained from the developed method (VCCT-Layer wise) and the results of analytical solution in composite DCB

شکل 10 مقایسه منحنی نیرو-جابجایی حاصل از روش توسعه داده شده (روش بسته شدن مجازی ترک-لایه‌گون) و نتایج حل تحلیلی در تیر کامپوزیتی



**Fig. 9** Comparison of the force-displacement curve obtained from the developed method (VCCT-Layer wise) and experimental result in Ref.[36]

شکل 9 مقایسه منحنی نیرو-جابجایی حاصل از روش توسعه داده شده (روش بسته شدن مجازی ترک-لایه‌گون) و نتایج تجربی مرجع [36]

### 1-5- حل تحلیلی

نتایج حاصل از حل تحلیلی در موضوع جدایش مطابقت خوبی با نتایج تجربی نشان می‌دهد. این تحلیل‌ها با نادیده گرفتن تاثیرات جابجایی‌های بزرگ صورت می‌گیرد که در منابع به جزئیات آن اشاره شده است [38,37]. شرایط تنش صفحه‌ای و فرمول بندی‌های کرنش-جابجایی‌های کوچک به منظور مطابقت با فرضیات حل تئوری تیر تحلیلی مورد استفاده قرار می‌گیرد. حل تحلیلی تیر یک سر گیردار دولبه متقارن بر اساس تئوری تیر برنولی و مکانیک شکست الاستیک خطی، در حالت بارگذاری مود یک مطابق شکل 6، بدین صورت در نظر گرفته می‌شود [40,39]:

$$R_{elastic} = \frac{3 E_1 I}{2 a_0^3} \cdot \delta \quad (33)$$

$$R_{delamination} = \sqrt{\frac{2 (b G_{IC} E_1 I)^{3/2}}{3 E_1 I \delta}} \quad (34)$$

که  $R_{elastic}$  بخش خطی نمودار نیرو-جابجایی قبل از گسترش جدایش و  $R_{delamination}$  قسمت غیر خطی نمودار نیرو-جابجایی در حین گسترش جدایش می‌باشد.  $\delta$  جابجایی پیش فرض اولیه،  $I$  ممان اینرسی بخش جدایشده تیر،  $h$  ارتفاع تیر،  $b$  عرض تیر،  $a_0$  طول ناحیه جدایش اولیه، بر اساس شرایط مرزی شکل 6 می‌باشد. همچنین میزان نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی در مود یک مطابق جدول 1  $G_{IC} = 0.0876 \text{ N/mm}$  در نظر گرفته می‌شود.

همانطور که در شکل 10 نشان داده است، میزان ماکزیمم منحنی نیرو-جابجایی در روش روش بسته شدن مجازی ترک-لایه‌گون در مقایسه با حل تحلیلی اندکی پایین‌تر می‌باشد. دلیل چنین اختلافی این است که در حل تحلیلی بر اساس مدل تیر برنولی، تغییر شکل برشی عرضی محاسبه

### 6- نتیجه گیری

در تحقیق حاضر، یک روش عددی برای پیش‌بینی گسترش ترک و جدایش در تیر کامپوزیتی ارائه گردید. تئوری لایه‌گون برای حل معادلات تیر همراه با جدایش استفاده شده و تکنیک بسته شدن مجازی ترک بر اساس جابجایی‌های بدست آمده از تئوری لایه‌گون توسعه داده شد. به منظور نشان دادن قابلیت بالای روش توسعه داده شده چند مثال عددی برای تیرهای چند لایه کامپوزیت همراه با جدایش بررسی شد. مقایسه نتایج نشان می‌دهد تطابق خوبی در پیاده‌سازی عددی میان روش توسعه داده شده بسته شدن مجازی ترک-لایه‌گون با روش بسته شدن مجازی ترک-المان محدود و حل تحلیلی وجود دارد. همچنین تطابق مناسبی روش توسعه داده شده در مقایسه با نتایج تجربی نشان می‌دهد. لذا روش ارائه داده شده قابلیت پیش‌بینی مناسب برای مسئله استاتیک در دو حالت دوبعدی و سه‌بعدی در تیرهای از نوع لمینیت کامپوزیتی همراه با جدایش را دارد و در عین حال حجم محاسبات در آن نیز نسبت به روش المان محدود کمتر است.

### 7- مراجع

- [1] Orifici, A. C., Herszberg, I., and Thomson, R. S., "Review of methodologies for composite material modelling incorporating failure," Composite Structures, Vol. 86, No. 1-3, pp. 194-210, 2008.
- [2] Carraro, P. A., Novello, E., Quaresimin, M., and Zappalorto, M., "Delamination onset in symmetric cross-ply laminates under static loads: Theory, numerics and experiments," Composite Structures, Vol. 176, pp. 420-432, 2017.
- [3] Turon, A., Camanho, P. P., Costa, J., and Renart, J., "Accurate simulation of delamination growth under mixed-mode loading using cohesive elements: Definition of interlaminar strengths and elastic stiffness," Composite Structures, Vol. 92, No. 8, pp. 1857-1864, 2010.

- [23] Watwood, V. B., "The finite element method for prediction of crack behavior," *Nuclear Engineering and Design*, Vol. 11, No. 2, pp. 323–332, 1970.
- [24] Krueger, R., "Virtual crack closure technique: History, approach, and applications," *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 57, No. 1–6, pp. 109–143, 2004.
- [25] Standard Test Method for Mixed Mode I-Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites, Annual Book of ASTM Standard, ASTM D6671-01, 2000.
- [26] Liu, P. F., Hou, S. J., Chu, J. K., Hu, X. Y., Zhou, C. L., and Yan, L., "Finite element analysis of postbuckling and delamination of composite laminates using virtual crack closure technique," *Composite Structures*, Vol. 93, No. 6, pp. 1549–1560, 2011.
- [27] Whitcomb, J. D., "Analysis of Instability-Related Growth of a Through-Width Delamination," National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, Hampton, VA, Report No. NASA TM-86301, 1984.
- [28] Camanho, P. P., Davila, C. G. and Pinho, S. T., "Fracture analysis of composite co-cured structural joints using decohesion elements," *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, Vol. 27, No. 9, pp. 745–757, 2004.
- [29] Benzeggagh, M. L. and Kenane, M., "Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus," *Composites Science and Technology*, Vol. 56, No. 4, pp. 439–449, 1996.
- [30] Camanho, P. P., Davila, C. G. and De Moura, M.F., "Numerical Simulation of Mixed-mode Progressive Delamination in Composite Materials," *Journal of Composite Materials*, Vol. 37, No. 16, pp. 1415–1439, 2007.
- [31] Camanho, P. P. and Davila, C.G., "Mixed-Mode Decohesion Finite Elements for the Simulation of Delamination in Composite Materials," National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, Hampton, VA, Report No. NASA/TM-2002-211737, 2002.
- [32] Reddy, J. N., "Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells: Theory and Analysis," Second ed., CRC Press, 2004.
- [33] Tahani, M. and Nosier, A., "Edge effects of uniformly loaded cross-ply composite laminates," *Materials and Design*, Vol. 24, No. 8, pp. 647–658, 2003.
- [34] Afshin, M. and Taheri-Behrooz, F., "Interlaminar stresses of laminated composite beams resting on elastic foundation subjected to transverse loading," *Computational Materials Science*, Vol. 96, pp. 439–447, 2015.
- [35] Marjanović, M., Meschke, G. and Vuksanović, D., "A finite element model for propagating delamination in laminated composite plates based on the Virtual Crack Closure method," *Composite Structures*, Vol. 150, pp. 8–19, 2016.
- [36] G. R. Babu and B. Santhosh, "Experimental and Analytical Investigation on Delamination of Composites," vol. 4, no. 12, pp. 41–45, 2015.
- [37] Orifici, A. C., Thomson, R. S., Degenhardt, R., Bisagni, C. and Bayando, J., "Development of a finite-element analysis methodology for the propagation of delamination in composite structures," *Mechanics of Composite Materials*, Vol. 43, No. 1, pp. 9–28, 2007.
- [38] Balzani, C. and Wagner, W., "An interface element for the simulation of delamination in unidirectional fiber-reinforced composite laminates," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 75, No. 9, pp. 2597–2615, 2008.
- [39] Chen, J., Crisfield, M., Kinloch, A. J., Busso, E. P., Matthews, F. L. and Qiu, Y., "Mechanics of Composite Materials and Structures Predicting Progressive Delamination of Composite Material Specimens via Interface Elements," *Mechanics of Composite Materials*, No. 11, pp. 37–41, 2010.
- [40] Tenchev, R. T. and Falzon, B. G., "A pseudo-transient solution strategy for the analysis of delamination by means of interface elements," *Finite Elements in Analysis and Design*, Vol. 42, No. 9, pp. 698–708, 2006.
- [4] Feng, D. and Aymerich, F., "Finite element modelling of damage induced by low-velocity impact on composite laminates," *Composite Structures*, Vol. 108, No. 1, pp. 161–171, 2014.
- [5] Bak, L. V., Turon, A., Lindgaard, E., and Lund, E., "A simulation method for high-cycle fatigue-driven delamination using a cohesive zone model," *International Journal for numerical methods in engineering*, Vol. 106, No. February, pp. 1102–1119, 2012.
- [6] Fan, X. L., Sun, Q. and Kikuchi, M., "Review of Damage Tolerant Analysis of Laminated Composites," *Journal of Solid Mechanics*, Vol. 2, No. 3, pp. 275–289, 2010.
- [7] Heidari-Rarani, M. and Sayedain, M., "Finite element modeling strategies for 2D and 3D delamination propagation in composite DCB specimens using VCCT, CZM and XFEM approaches," *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, Vol. 103, No. January, pp. 1–10, 2019.
- [8] Soroush, M., MalekzadehFard, k. and Sharavi M., "Experimental Measurement of Parameters for High Velocity Impact Simulation on Composite Plate Based On PDM and CZM," In Persian, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 19, No. 9, pp. 2215–2226, 2019.
- [9] Krueger, R., "An approach to assess delamination propagation simulation capabilities in commercial finite element codes," National Aeronautics and Space Administration, Hampton, VA, Report No. NASA TM/2008-215123, 2008.
- [10] Barbero, E. J. and Reddy, J. N., "Modeling of delamination in composite laminates using a layer-wise plate theory," *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 28, No. 3, pp. 373–388, 1991.
- [11] Reddy, J. N., "An evaluation of equivalent-single-layer and layerwise theories of composite laminates," *Composite Structures*, Vol. 25, No. 4, pp. 21–35, 1993.
- [12] Tabiei, A. and Zhang, W., "Composite laminate delamination simulation and experiment: A review of recent development," *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 70, No. 3, 2018.
- [13] Xie, D., Sherrill, B. and Biggers, J., "Strain energy release rate calculation for a moving delamination front of arbitrary shape based on the virtual crack closure technique. Part I: Formulation and validation," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 73, No. 6, pp. 771–785, 2006.
- [14] Reeder, J.R., "3D Mixed-Mode Delamination Fracture Criteria—An Experimentalist's Perspective James R. Reeder," 21st Annual Technical Conference, pp. 1–19, 2006.
- [15] Shokrieh, M. M. and Zeinedini, A., "Modeling of delamination fracture toughness of I and II mixed mode of a laminated composite asymmetric double cantilever beam," In Persian, *Journal of Modeling in Engineering*, Vol. 13, No. 41, pp. 1–11, 2015.
- [16] Ahmadi-Najafabadi, M., Sedighi, M., Salehi, M. and Hossini-Toudeshky, H., "Investigation and monitoring of delamination in FMLs under mode I and II loading with FEM and AE," In Persian, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 9, pp. 78–86, 2015.
- [17] R. Mohammadi, M. Saedifar, M. A. Najafabadi, and H. H. Toudeshky, "Acoustic Emission Based Methodology to Evaluate the Fracture Toughness in Carbon / Epoxy Composites," *Amirkabir J. Mech. Eng.*, vol. 49, no. 2, pp. 137–138, 2017, doi: 10.22060/mej.2016.668.
- [18] ASTM Standard D5528, "Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites," *Annu. B. ASTM Stand.*, vol. 15.03, no. American Society for Testing and Materials, 2000.
- [19] Azimi, M., Mirjavadi, S. S., Asli, S. A. and Hamouda, A. M. S., "Fracture Analysis of a Special Cracked Lap Shear (CLS) Specimen with Utilization of Virtual Crack Closure Technique (VCCT) by Finite Element Methods," *Journal of Failure Analysis and Prevention*, Vol. 17, No. 2, pp. 304–314, 2017.
- [20] Aymerich, F., Lecca, G. and Priolo, P., "Modelling of delamination growth in composite laminates by the virtual internal bond method," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 39, No. 2, pp. 145–153, 2007.
- [21] Rybicki, E. F. and Kanninen, M. F., "A finite element calculation of stress intensity factors by a modified crack closure integral," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 9, No. 4, pp. 931–938, 1977.
- [22] Shivakumar, K. N., Tan, P. W. and Newman, J. C., "A virtual crack-closure technique for calculating stress intensity factors for cracked three dimensional bodies," *International Journal of Fracture*, Vol. 36, No. 3, pp. 43–50, 1988.



## تحلیل تجربی خواص مکانیکی نانوکامپوزیت‌های بر پایه پلی‌آمید 6 / EPDM / نانولوله‌های کربنی

احسان حمیدی<sup>1</sup>، ولی اله پناهی زاده<sup>2\*</sup>

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران

\* تهران، صندوق پستی 16785-136، v.panahizadeh@sru.ac.ir

### چکیده

### اطلاعات مقاله

در این مقاله، خواص مکانیکی نانوکامپوزیت‌هایی بر پایه ماتریسی از دو فاز پلیمری پلی‌آمید 6 و اتیلن پروپیلن دی ان مونومر (EPDM) تقویت شده با نانولوله‌های کربنی بررسی شده است. ترکیبات شامل 0، 1، 2، 3 و 5٪ وزنی نانولوله کربنی و نیز 5 و 10٪ وزنی EPDM-G-MA به‌عنوان سازگار کننده و 10 و 20٪ وزنی EPDM هستند که توسط یک مخلوطکن داخلی تهیه شدند. نمونه‌ها برای انجام آزمون‌های مکانیکی توسط یک دستگاه پرس داغ تهیه شدند. آزمون‌های مکانیکی برای تعیین استحکام‌های ضربه و کشش، مدول الاستیسیته و ازدیاد طول در شکست انجام شدند. مشاهده شد که افزودن 1٪ وزنی نانولوله کربنی، استحکام ضربه را 12٪، استحکام کششی را 25٪ و مدول الاستیک را 43٪ افزایش می‌دهد ولی ازدیاد طول در شکست را 13٪ کاهش می‌دهد. همچنین با حضور 10٪ وزنی EPDM، استحکام ضربه 27٪ و ازدیاد طول در شکست 34٪ افزایش یافته ولی استحکام کششی پلی‌آمید 5٪ و مدول الاستیک آن 19٪ کاهش می‌یابد. برای بهبود موارد ذکر شده با افزودن 5٪ EPDM-G-MA استحکام ضربه 14٪، استحکام کششی 5٪، مدول الاستیک 20٪ و ازدیاد طول در شکست 13٪ افزایش پیدا کرد. نهایتاً با افزودن نانولوله‌های کربنی و ترکیب EPDM و EPDM-G-MA، همه خواص مکانیکی مذکور در پلی‌آمید 6، بهبود داده شد.

دریافت: 1400/02/18

پذیرش: 1400/05/02

### کلیدواژگان:

نانوکامپوزیت  
خواص مکانیکی  
پلی‌آمید  
EPDM  
نانولوله‌های کربنی

## Experimental Analysis of Mechanical Properties of Nanocomposites Based on Poly amide 6 / EPDM / Carbon Nanotubes

Ehsan Hamidi, Valiollah Panahizadeh\*

Department of Mechanical Engineering, Shahid Rajaei Teacher Training University, Tehran, Iran

\* P.O.B. 16785-136, Tehran, Iran v.panahizadeh@sru.ac.ir

### Keywords

Nanocomposites  
Mechanical properties  
Polyamide  
EPDM  
Carbon Nanotubes

### Abstract

In this paper, the mechanical properties of nanocomposites based on a matrix of two phases of polyamide 6 polymer and ethylene propylene diene monomer (EPDM) reinforced with carbon nanotubes are investigated. The compounds include 0%, 1%, 2% and 3% by weight of carbon nanotubes as well as 5 and 10% by weight of EPDM-G-MA as compatible and 10 and 20% by weight of EPDM prepared by an internal mixer. Samples were prepared for mechanical tests by a hot press machine. Mechanical tests were performed to determine the impact and tensile strengths, modulus of elasticity and elongation at failure. It was observed that adding 1% by weight of carbon nanotubes increases the impact strength by 12%, tensile strength by 25% and elastic modulus by 43%, but decreases the failure length by 13%. Also, with the presence of 10% EPDM, impact strength increased by 27% and elongation at fracture by 34%, but the tensile strength of polyamide decreased by 5% and its elastic modulus by 19%. To improve the mentioned cases, by adding 5% EPDM-G-MA, the impact strength increased by 14%, the tensile strength by 5%, the elastic modulus by 20% and the elongation at break by 13%. Finally, by adding carbon nanotubes and combining EPDM and EPDM-G-MA, all the mechanical properties mentioned in polyamide 6 were improved.

### 1- مقدمه

به‌عنوان یک پلاستیک مهندسی مطلوب، پلی‌آمید 6 (PA6)<sup>1</sup> از سختی و استحکام مناسبی برخوردار بوده و مقاومت به ضربه و لرزش و همچنین عایق الکتریکی و به‌صورت خام دارای کیفیت سطح مناسب و همچنین دارای قابلیت پردازش، مقاومت در برابر سایش بالا و مقاومت در برابر حلال است که بسیار

در مقایسه با فلزات، پلیمرها فراوری بهتر، چگالی کمتر، نسبت استحکام به وزن بالا، مقاومت در برابر خوردگی خوب و اغلب عملکرد بهتری را نسبت به قیمتهای آنها دارند [1].

<sup>1</sup> Polyamide 6

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Hamidi, E., and Panahizadeh, V., "Experimental Analysis of Mechanical Properties of Nanocomposites Based on Poly amide 6 / EPDM / Carbon Nanotubes", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1453-1460, 2021.

مانند آنیدرید مالئیک (MA) است که می‌تواند به صورت درجا با گروه ترمینال آمید نایلون‌ها واکنش نشان دهد تا سازگاری سطحی را به دلیل تشکیل کوپلیمرهای پیوندی بهبود بخشد؛ بنابراین، الاستومرهای اتیلن - پروپیلن پیوند یافته با MA، مانند EPR-g-MA<sup>5</sup> یا EPDM-g-MA<sup>6</sup>، اغلب برای سخت شدن پلی‌آمیدها استفاده می‌شود [10].

ژانگ و همکارانش [11]، در یک تحقیق، اثر EPDM را با سازگار کننده MA و بدون آن، مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق، با افزودن 20٪ وزنی، EPDM به ماتریس پلی‌آمید، استحکام ضربه را 15 برابر و ازدیاد طول در شکست را تا 3 برابر افزایش دادند. با افزودن 1٪ سازگار کننده MA، به ترکیب سه‌تایی نانوکامپوزیت، استحکام ضربه و ازدیاد طول در شکست، 37٪ افزایش پیدا کرد. در تحقیق دیگری، ژانگ و همکارانش [12]، تأثیر توالی ترکیب مواد تشکیل‌دهنده نانوکامپوزیت را مورد بررسی قرار دادند. در این ترکیبات، 20٪ وزنی EPDM-G-MA افزوده شد که باعث افزایش استحکام ضربه پلی‌آمید به میزان 12 برابر، افزایش پیدا کرد ولی استحکام کششی آن به میزان 26٪، کاهش داشت که این روند در حالات مختلف توالی ترکیب کردن نمونه‌ها پایدار بود. در تحقیق دیگر، وانگ و همکارانش [13]، خواص مکانیکی ترکیب EPDM-G-MA را با پلی‌آمید مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها با افزودن 30٪ وزنی EPDM-G-MA، به این نتایج دست یافتند که ازدیاد طول در شکست به میزان 48٪ افزایش، ولی استحکام کششی به میزان 36٪ و مدول الاستیک 49٪، کاهش داشتند.

مطمناً، ترکیب لاستیک یا الاستومر در ماتریس پلیمری می‌تواند به مقاومت سختی دست یابد اما منجر به کاهش مدول و استحکام کششی مخلوط می‌شود؛ بنابراین، برای بهبود فعل‌وانفعال سطحی بین پلیمر میزبان و فاز پراکنده، با معرفی جز سوم انتظار می‌رود که مدول و استحکام مخلوط‌ها را افزایش دهد یا از دست دادن استحکام را به حداقل میزان کاهش دهد. برای به دست آوردن خصوصیات مکانیکی متعادل، ترکیبات سه‌گانه در زمینه‌های تحقیقاتی دانشگاهی و صنعتی بسیار مورد توجه بوده‌اند [10].

ماتریس‌های پلیمری تقویت شده با نانو پرکننده‌ها در دهه‌های اخیر به دلیل خصوصیات فیزیکی، مکانیکی و حرارتی بیشتر، توجه بسیاری از دانشمندان و صنعتگران را به خود معطوف کرده است [14]. از جمله نانوذرات پرکننده می‌توان به نانوذرات سیلیکا، تیتانیا، نانو رس، کربنات کلسیم و نانولوله‌های کربنی اشاره کرد [15].

گارسیا و همکارانش [16]، با افزودن نانو سیلیکا (SiO<sub>2</sub>) به ماتریس پلی‌پروپیلن، به 30٪ افزایش مدول الاستیک و 68٪ افزایش استحکام ضربه دست یافتند. لیو و همکارانش [17]، با ترکیب ذرات تیتانیا (TiO<sub>2</sub>) به میزان 3٪ وزنی به ترکیب‌هایی از LLDPE/LDPE<sup>1</sup>، استحکام کششی را افزایش دادند. آشنای قاسمی و همکارانش [18]، با اضافه کردن نانو کربنات کلسیم به PP، افزایش استحکام ضربه و مدول الاستیک آن را گزارش کرده‌اند.

نانولوله‌های کربنی (CNT)<sup>2</sup> یکی از مهم‌ترین نانو پرکننده‌ها هستند که دارای خواص مکانیکی، حرارتی و الکتریکی بسیار عالی هستند، بنابراین به طور گسترده‌ای به عنوان تقویت‌کننده در ماتریس‌های پلیمری مورد استفاده قرار می‌گیرند [14]. ژانگ و همکارانش [12]، با افزودن 4٪ وزنی نانوذرات رس استحکام کششی پلی‌آمید را 42٪ افزایش دادند. لیو و همکارانش [19]، طی

در صنعت حائز اهمیت است [2]. PA6 به دلیل خواص مکانیکی مناسب و مطلوب در صنعت هواپیما، کاربردهای الکتریکی / الکترونیکی، اتومبیل (پرکاربردترین پلاستیک مهندسی در صنعت خودروسازی)، بسته‌بندی، منسوجات (لباس‌های کشتی) و لوازم مصرفی و صنعتی، طناب، ساخت تور، ساخت رشته ابزارآلات موسیقی (تار، سه تار و ویولن)، لایه‌های انعطاف‌پذیر برای بسته‌بندی مواد غذایی فاسدشدنی و موارد دیگر، مورد استفاده قرار می‌گیرند [3].

برخلاف مزایایی که برای پلی‌آمید 6 مطرح شد، محدودیت‌هایی در خواص مکانیکی این ماده، مانند شکنندگی و حساسیت به ترک در دمای پایین، جذب رطوبت و تورم، دمای تابیدگی حرارتی پایین، و بی‌ثباتی ابعادی، از طیف گسترده‌ای از کاربردهای آن در صنعت، جلوگیری کرده است. برای غلبه بر این نقاط ضعف، بسیاری از محققان خواص مکانیکی PA6 را با استفاده از روش‌های تقویت، به طور قابل توجهی بهبود بخشیدند. تقویت معمولاً برای بهبود خواص فلزات پایه مانند مقاومت، سختی، رسانایی و غیره انجام می‌شود [4].

در راستای تقویت خواص مکانیکی پلی‌آمید 6، تحقیقات زیادی انجام شده که در آن‌ها از یک فاز ترکیب شونده برای جبران نقاط ضعف خواص مکانیکی آن، استفاده شده است. بیشتر کارهای انجام شده بر افزودن یک فاز الاستومری به پلی‌آمید، متمرکز بوده است. پرن و همکارانش [5]، با افزودن NBR<sup>2</sup> به پلی‌آمید به میزان 10٪ وزنی، شاهد افزایش استحکام ضربه و ازدیاد طول در شکست به ترتیب به میزان 25٪ و 58٪ و در عین حال کاهش استحکام کششی و مدول الاستیک به ترتیب به میزان 22٪ و 18٪ بودند. چایو و همکارانش [6]، با افزودن 5٪ وزنی POE<sup>3</sup> به پلی‌آمید، به 36٪ افزایش استحکام ضربه، 26٪ ازدیاد طول در شکست، 15٪ کاهش مدول الاستیک، دست پیدا کردند. لیو و همکارانش [7]، به پلی‌آمید، 5٪ ماده SEBS<sup>4</sup> اضافه کردند و شاهد افزایش دوبرابری استحکام ضربه و بهبود 4٪ ازدیاد طول در شکست بود. در تحقیق دیگری رن و همکارانش [8]، مقدار 20٪ وزنی ABS<sup>5</sup> به پلی‌آمید افزودند و با افزایش دوبرابری استحکام ضربه و کاهش 65٪ ازدیاد طول در شکست، مواجه شدند.

برخی از محققان، از لاستیک اتیلن پروپیلن داین مونومر (EPDM) جهت ترکیب با پلی‌آمید استفاده کرده‌اند که نتایج حاصل نسبت به موارد ترکیبی مشابه، بسیار بهبود قابل توجهی مخصوصاً در استحکام ضربه داشته است. EPDM الاستومری است که از طریق کو پلیمریزاسیون پلی‌اتیلن و پلی‌پروپیلن و مونومر دی ان به دست می‌آید که با این کار به برهم زدن نظم ساختمانی پلی‌اتیلن و پلی‌پروپیلن پرداخته، ویژگی بلورینگی آن‌ها را سلب کرده و پلیمری با ویژگی لاستیکی پدید می‌آید. مزایای EPDM مقاومت در برابر روغن‌های قطبی و مقاومت حرارتی بالا می‌باشد که به عنوان عایق‌های مختلف از آن‌ها استفاده می‌شود. این ماده، همچنین دارای انعطاف‌پذیری در دمای پایین می‌باشد و خاصیت کاملاً لاستیکی دارد. به همین دلیل از این الاستومر برای افزایش استحکام ضربه کامپوزیت‌ها استفاده می‌شود [9].

به طور کلی، PA6 و لاستیک اصلاح نشده از نظر ترمودینامیکی قابل اختلاط نیستند بنابراین، دانه‌های بزرگ ذرات لاستیک در طی فرآوری مذاب تشکیل می‌شوند. لاستیک فراوری شده همیشه گزینه خوبی برای بهبود سازگاری بین فاز لاستیک و ماتریس پلیمر است. لاستیک عملکردی شامل یک گروه واکنشی

<sup>6</sup> Ethylene Propylene Dine Monomer-Grafted with- Maleic anhydride

<sup>1</sup> Linear Low-density polyethylene/ Low-density polyethylene

<sup>2</sup> carbon nanotubes

<sup>2</sup> acrylonitrile butadiene rubber

<sup>3</sup> polyolefin elastomer

<sup>4</sup> styrene-ethylene-butylene-styrene

<sup>5</sup> Ethylene Propylene rubber-Grafted with- Maleic anhydride

ضربه آیزود ZWICK مدل LIH02 ساخت کشور آلمان مطابق با استاندارد ASTM D256 انجام شد. تصاویر SEM<sup>4</sup> از سطح شکست نمونه‌ها بعد از آزمون ضربه توسط دستگاه میکروسکوپ الکترونی روبشی مدل AIS-2100 ساخت شرکت SERON کشور کره جنوبی انجام شد. سطح نمونه‌ها برای جلوگیری از بار الکتریکی در طی آزمایش، توسط طلا و به اندازه 10 nm روکش دهی شدند. سپس با ولتاژ کاری برابر 25 KV آزمایش‌ها انجام شد.

جدول 1 فرمولاسیون نانو کامپوزیت‌های تهیه شده

Table 1 Sample formulations of materials

شماره ترکیب	درصد وزنی نانولوله کربنی	درصد وزنی EPDM-G-MA	درصد وزنی EPDM	درصد وزنی پلی‌آمید 6
1	0	0	0	100
2	1	0	0	99
3	2	0	0	98
4	3	0	0	97
5	0	5	0	95
6	0	10	0	90
7	0	0	10	90
8	0	5	10	85
9	1	5	10	84
10	2	5	10	83
11	3	5	10	82
12	0	10	10	80
13	1	10	10	79
14	2	10	10	78
15	3	10	10	77
16	0	0	20	80
17	0	5	20	75
18	1	5	20	74
19	2	5	20	73
20	3	5	20	72
21	0	10	20	70
22	1	10	20	69
23	2	10	20	68
24	3	10	20	67

### 3- نتایج و بحث

#### 3-1- مطالعات ریخت‌شناسی

بررسی دقیق و کامل سطح شکست نمونه‌های نانو کامپوزیتی به علت وجود مواد نانو و پیوندهای میکروسکوپی میان فاز زمینه و تقویت‌کننده و همچنین نحوه پخش مواد نانو در فاز زمینه نیازمند مطالعه با دستگاه‌های میکروسکوپی الکترونی پیشرفته می‌باشد. بدین منظور بررسی سطح شکست نمونه‌ها، توزیع و پراکندگی و مکانیزم اثرگذاری نانولوله‌های کربنی در فاز زمینه، با استفاده از میکروسکوپ SEM مورد مطالعه قرار گرفت. تصاویر SEM گرفته شده از سطح شکست نمونه‌های ضربه در شکل‌های 1 و 2 نشان داده شده است. شکل 1- الف و 1- ب، تصویر گرفته شده از سطح شکست نمونه با 10٪ وزنی EPDM، 5٪ EPDM-G-MA و 1٪ نانولوله کربنی را با بزرگ‌نمایی 10 kx و 33 kx نشان می‌دهند. شکل‌های 1- ج و 1- د تصاویر مربوط به سطح شکست نمونه با 10٪ وزنی EPDM، 5٪ EPDM-G-MA و 2٪ نانولوله کربنی با بزرگ‌نمایی 33 kx و 10 kx هستند که در تصاویر مذکور، پراکندگی مناسب نانولوله در فاز ماتریس پلیمری با 1٪ و 2٪ وزنی مشاهده می‌شود. اما در

تحقیقی به این نتیجه رسیدند که با داشتن تنها 2٪ وزنی CNT، مدول الاستیک و استحکام تسلیم، به ترتیب در حدود 214٪ و 162٪ بهبود یافته‌اند. در تحقیق دیگری چن و همکارانش [20]، دریافته‌اند که مدول الاستیک پلی‌آمید 6 خالص، با افزودن 1٪ وزنی نانولوله کربنی، 162٪ استحکام کششی و 149٪ سختی آن 106٪ افزایش پیدا کرد. در تحقیق دیگری، پالاردی و همکارانش [21]، مطرح کردند که ترکیب نانولوله‌های کربنی در الیاف گرماترم می‌تواند به طور بالقوه خواص مکانیکی، حرارتی و الکتریکی را بهبود بخشد. در تحقیق حاضر اثر افزودن مواد تقویت‌کننده EPDM و نانولوله‌های کربنی جهت ایجاد تعادل در بهبود خواص مکانیکی ماتریس پلی‌آمید 6 مورد بررسی قرار گرفت. نانو کامپوزیت‌های بر پایه پلی‌آمید 6 / EPDM / با افزودن نانولوله‌های کربنی توسط یک مخلوط‌کن داخلی<sup>3</sup> تهیه شدند. درصدهای وزنی مختلفی از نانولوله‌های کربنی (0٪، 1٪، 2٪ و 3٪ وزنی)، EPDM (10٪ و 20٪ وزنی) و EPDM-G-MA (5٪ و 10٪ وزنی)، در ماتریس پایه پلی‌آمید 6 استفاده شد. آنگاه خواص مکانیکی نانو کامپوزیت حاصل و تأثیر هر یک از اجزا بر خواص مکانیکی (استحکام ضربه، مدول الاستیسیته و استحکام کششی و ازدیاد طول در شکست) بررسی شد.

#### 2- مواد و روش‌ها

##### 2-1- مواد

پلی‌آمید 6 با نام تجاری (Akulon F223-D) تهیه شده از شرکت DSM ساخت کشور هلند دارای چگالی 1130 kg/m<sup>3</sup> به‌عنوان زمینه (ماتریس) انتخاب شد. نانولوله‌های کربنی با درصد خلوص بالای 98٪، و با قطر متوسط 15nm طول تقریبی 30µm ساخت کشور چین مورد استفاده قرار گرفت. همچنین در این تحقیق از EPDM نوع KEP 270 که شامل 57٪ وزنی اتیلن، 4.5٪ وزنی دی‌ان مونومر و دارای چگالی 0.9 g/cm<sup>3</sup> محصول شرکت Kumho کره جنوبی استفاده شده است.

##### 2-2- نمونه‌سازی

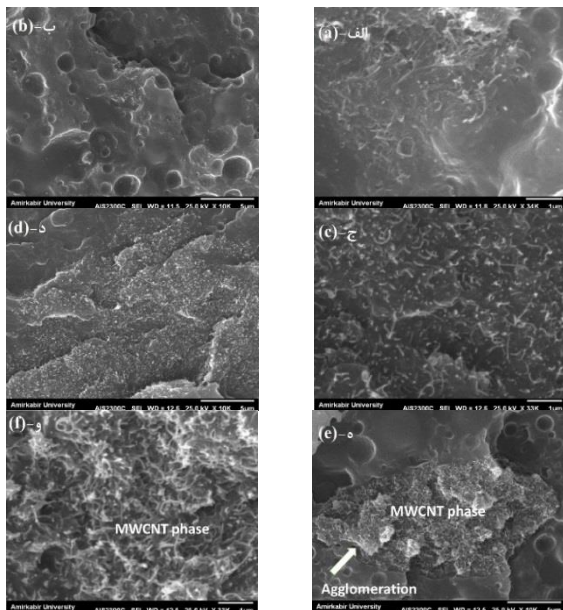
به طور کلی مواد در 24 حالت برای تهیه نمونه‌های آزمون‌های مکانیکی با هم ترکیب شدند که در جدول 1 ارائه شده است. تمامی نمونه‌ها به روش اختلاط مذاب و با استفاده از مخلوط‌کن داخلی مدل BRABENDER TYP 815700 ساخت کشور آلمان با سرعت 65 rpm در دمای 220°C تهیه شدند. بعد از مذاب کردن پلی‌آمید در مخلوط‌کن داخلی، نانولوله کربنی در درصدهای وزنی 0٪، 1٪، 2٪ و 3٪، EPDM-G-MA در درصدهای وزنی 5٪ و 10٪ و EPDM با درصدهای وزنی 10٪ و 20٪ با هم مخلوط شدند که زمان اختلاط برای تمامی نمونه‌ها 10 min در نظر گرفته شد. همچنین برای هر ترکیب تعداد 6 نمونه جهت آزمون‌های کشش و ضربه، با استفاده از قالب‌گیری فشاری توسط دستگاه پرس گرم محصول شرکت حقیقت ساخت کشور ایران در دمای 250°C و فشار 2.5 MPa تهیه شد.

##### 3-2- آزمون‌ها

آزمون کشش با استفاده از دستگاه ZWICK ROELL مدل Z100 مطابق با استاندارد ASTM D638 با سرعت فک‌های 5mm/min انجام شد. کشش نمونه‌ها تا زمان گسیختگی کامل آن‌ها ادامه پیدا می‌کرد. آزمون ضربه در دمای اتاق و با ابعاد 63.5 × 12.70 × 10 mm و با استفاده از دستگاه آزمون

<sup>4</sup> Scanning Electron Microscope

<sup>3</sup> Internal Mixer



**Fig. 2** The image of sample including 20 wt% EPDM, 5 wt% EPDM-G-MA and, (a & b) 1 wt%, (c & d) 2 wt%, (e & f) 3 wt% carbon nanotube.

شکل. 2 تصویر نمونه شامل 20٪ وزنی EPDM، 5٪ وزنی EPDM-G-MA و (الف و ب) با 1٪ وزنی، (ج و د) با 2٪ وزنی و (ه و و) با 3٪ وزنی نانولوله کربنی

### 3 - 2- استحکام ضربه

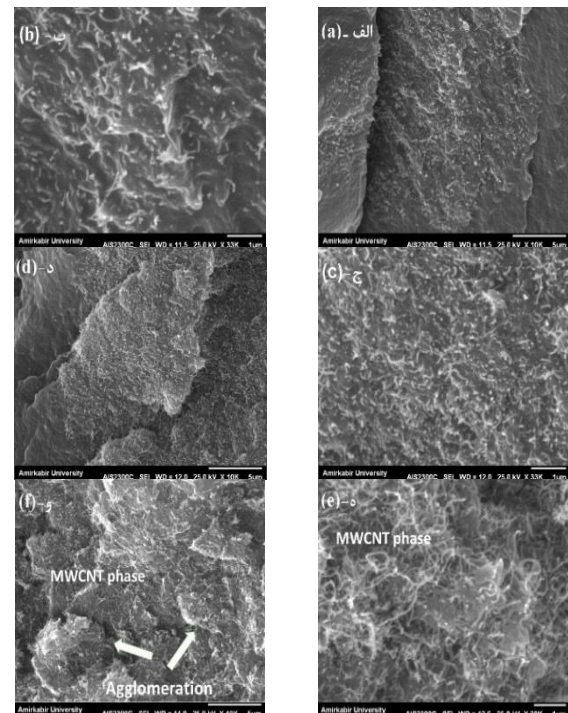
شکل 3 تأثیر حضور نانولوله‌های کربنی بر استحکام ضربه نانوکامپوزیت با 10٪ و 20٪ وزنی EPDM را نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، افزودن نانولوله کربنی تا 1٪ به ترکیب، استحکام ضربه در ترکیب با 5٪ وزنی سازگار کننده را از 39(J/m) به 39.42(J/m) و استحکام ضربه در ترکیب با 10٪ وزنی سازگار کننده را، از 49(J/m) به 50.2 (J/m)، افزایش داده است و هرچه درصد نانولوله کربنی بیشتر شده، استحکام ضربه ضعیف‌تر شده است به طوری که با افزودن 2٪ وزنی نانولوله کربنی، استحکام ضربه، 18٪ کاهش پیدا کرده است. مقدار درصد وزنی نانولوله کربنی در فاز زمینه نانوکامپوزیت در میزان تغییرات استحکام ضربه نمونه‌ها نقش بسزا و قابل‌ملاحظه‌ای دارد که این تغییرات می‌تواند ناشی از نحوه پخش نانولوله‌ها در فاز زمینه و همچنین ایجاد استحکام متفاوت مابین فاز زمینه و EPDM با توجه تغییر درصد وزنی مواد نانو باشد. افزودن نانولوله کربنی تا 1٪ وزنی سبب افزایش استحکام ضربه می‌شود که این به دلیل تقویت ماتریس توسط نانولوله با فرایند پل‌زنی افزایش می‌باشد. استفاده بیش از 1٪ وزنی نانولوله کربنی به دلیل کلوخه شدن احتمالی ذرات موجب افت خواص استحکام ضربه می‌شود که این مساله در مرجع [23] نیز تأکید شده است.

ولی به طور کلی استحکام ضربه این دو ترکیب، نسبت به پلی‌آمید خالص، افزایش دارد که تأثیر EPDM و EPDM-G-MA را نشان می‌دهد. افزایش EPDM از 10٪ وزنی به 20٪ وزنی، باعث افزایش در استحکام ضربه شده است. شوارتز و همکارانش [24] دلیل این امر را انعطاف‌پذیری بالای EPDM در دمای پایین می‌باشد، معرفی کرده‌اند.

همچنین همان‌طور که در شکل 3 مشاهده می‌شود، افزایش میزان EPDM-G-MA از 5٪ به 10٪، باعث افزایش بیشتر استحکام ضربه شده است. دلیل این افزایش استحکام ضربه، بالارفتن میزان چسبندگی میان پلی‌آمید 6 و EPDM توسط سازگار کننده می‌باشد.

شکل 1- ه و 1- و با افزایش میزان نانولوله تا 3٪ وزنی، شاهد مقداری کلوخه شدن نانوذرات هستیم. کلوخه شدن باعث ضعف خواص مکانیکی پلی‌آمید خواهد شد. هنگامی که پرکننده به محتوای بحرانی می‌رسد، فاصله بین نانولوله‌های کربنی چند جداره بسیار کم می‌شود به طوری که نیروهای واندروالس قابل توجه شده، نانولوله‌ها ممکن است کلوخه شوند که سطح تماس مؤثر بین نانولوله و زمینه پلیمر را کاهش می‌دهد. در نتیجه، تقویت زمینه توسط نانولوله کاهش می‌یابد و منجر به بازده تقویتی پایین‌تر می‌شود. این مطلب در مرجع [22] نیز تأیید شده است.

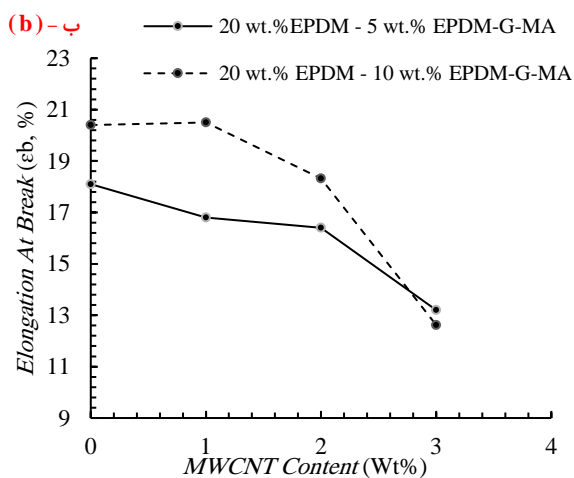
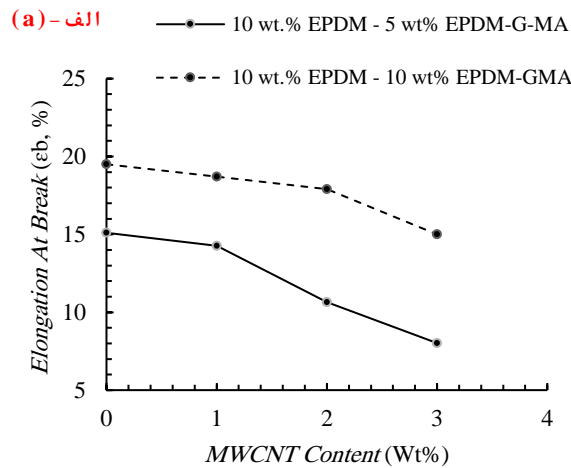
شکل 2- الف و 2- ب، تصاویر مربوط به سطح شکست نمونه با 20٪ وزنی EPDM، 10٪ EPDM-G-MA و 1٪ نانولوله کربنی را با بزرگ‌نمایی 10 kx و 34 kx نشان می‌دهند. شکل‌های 2- ج و 2- د نشان‌دهنده سطح شکست نمونه با 20٪ وزنی EPDM، 10٪ EPDM-G-MA و 2٪ نانولوله کربنی با بزرگ‌نمایی 33 kx و 10 kx هستند. در این درصدهای وزنی از نانولوله، توزیع و پراکندگی نسبتاً مناسبی به چشم می‌خورد. چسبندگی بین زمینه و بارگذاری‌های مختلف پیوسته و ضربه، از زمینه به تقویت‌کننده می‌شود و اثرات مستقیمی بر خواص مکانیکی نانوکامپوزیت‌ها دارد. اما در شکل‌های 2- ه و 2- و با افزایش نانولوله کربنی تا 3٪ وزنی، کلوخه‌هایی از نانولوله کربنی تشکیل شده است. این کلوخه‌ها، می‌تواند بر روی خواص مکانیکی نانوکامپوزیت، اثر منفی ایجاد کنند.



**Fig. 1** The image of sample including 10 wt% EPDM, 5 wt% EPDM-G-MA and, (a & b) 1 wt%, (c & d) 2 wt%, (e & f) 3 wt% carbon nanotube.

شکل. 1 تصویر نمونه شامل 10٪ وزنی EPDM، 5٪ وزنی EPDM-G-MA و (الف و ب) با 1٪ وزنی، (ج و د) با 2٪ وزنی و (ه و و) با 3٪ وزنی نانولوله کربنی





**Fig. 6** The effect of MWCNT on elongation at break, (a) with EPDM content 10%, (b) with EPDM content 20%

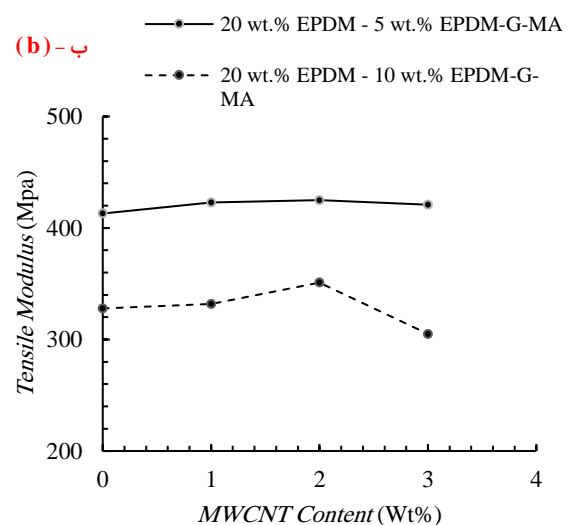
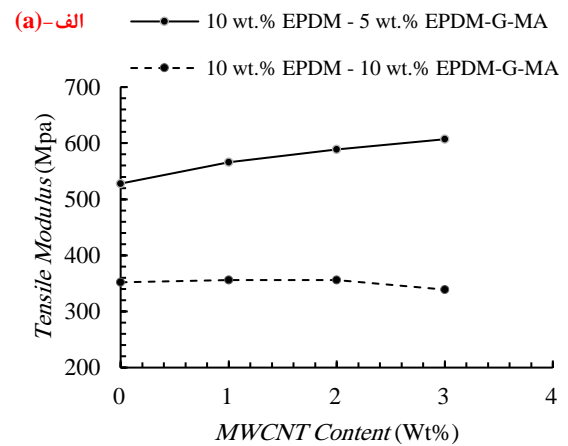
شکل 6. تأثیر حضور نانولوله‌های کربنی بر ازدیاد طول در شکست، (الف) با حضور 10% وزنی EPDM، (ب) با حضور 20% وزنی EPDM

به طور یکه افزودن 5% سازگار کننده، ازدیاد طول در شکست را 29% افزایش داده است. با توجه به شکل 6 - ب، به نظر می‌رسد که تأثیر افزایش هم‌زمان نانولوله کربنی و سازگار کننده، باعث کاهش ازدیاد طول در شکست شده که دلیل این موضوع می‌تواند افزایش برهم‌کنش بین نانولوله‌های کربنی و EPDM توسط سازگار کننده باشد و اثر کاهشی نانولوله‌ها بر ازدیاد طول را بیشتر کند.

#### 4 - نتیجه‌گیری

در این مقاله، خواص مکانیکی نانوکامپوزیت‌های شامل زمینه‌ای از دو فاز پلیمری PA6/EPDM تقویت شده با نانولوله‌های کربنی بررسی شده است. نتایج نشان داد:

- 1- افزودن نانولوله‌های کربنی به پلی‌آمید 6، تا 1% وزنی، استحکام کششی آن را 25%، استحکام ضربه را 12% و مدول الاستیک را 43% افزایش داده است.
- 2- افزودن EPDM به پلی‌آمید 6، تا 10% وزنی استحکام ضربه آن را 17% و ازدیاد طول در شکست را 34% افزایش می‌دهد ولی استحکام کششی آن 5% و مدول الاستیک آن 19%، کاهش می‌یابد.



**Fig. 5** The effect of MWCNT on elastic modulus, (a) with EPDM content 10%, (b) with EPDM content 20%

شکل 5. تأثیر حضور نانولوله‌های کربنی بر مدول الاستیک، (الف) با حضور 10% وزنی EPDM، (ب) با حضور 20% وزنی EPDM

#### 3-5 - ازدیاد طول در شکست

همان‌طور که در شکل 6 آمده است، افزودن نانولوله کربنی به ترکیب، ازدیاد طول در شکست را کاهش می‌دهد. به طوری که با افزایش 1% نانولوله کربنی به ترکیب، کاهش 5% ازدیاد طول در شکست را ایجاد کرده است. البته در شکل 6 - ب، افزودن 1% نانولوله کربنی به ترکیب نانوکامپوزیت با 20% وزنی EPDM و 10% EPDM-G-MA باعث افزایش 0.5% ازدیاد طول در شکست شده که این مورد می‌تواند در نتیجه خواص مکانیکی عالی نانولوله‌های کربنی باشد. افزودن EPDM به ترکیب باعث افزایش ازدیاد طول در شکست می‌شود. به طوری که در آزمایش‌های انجام شده با افزودن 10% وزنی EPDM به پلی‌آمید 6، 34% ازدیاد طول در شکست مشاهده شد. این مورد با مقایسه بین شکل 6 - الف و 6 - ب مشخص است. شکل 6 - الف، دارای 10% وزنی و شکل 6 - ب دارای 20% وزنی EPDM می‌باشد که روند افزایشی ازدیاد طول در شکست را نشان می‌دهد که دلیل آن نرم‌تر بودن EPDM نسبت به پلی‌آمید می‌باشد. همچنین افزودن سازگار کننده EPDM-G-MA، باعث افزایش ازدیاد طول در شکست شده است.

- Propylene Diene Monomer Nanocomposites Reinforced by Multi-Wall Carbon Nanotubes,” *Journal of Polymer Composites*, Vol. 39, No S2, pp. E745–E753, 2018.
- [15] Ashenai-Ghasemi, F., Saberian, M. H., Ghasemi, I., Daneshpayeh, S., “Experimental Investigation on Mechanical Properties of Hybrid Nano-Composite Based on Epoxy/Graphene Nano-Platelets/Carboxylated Acrylonitrile Butadiene Rubber,” In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 5, No. 3, pp. 395-402, 2018.
- [16] Garcia, M., Vilet, G.V., Jain, S., “Polypropylene/SiO<sub>2</sub> Nanocomposites with Improved Mechanical Properties,” *Journal of Reviews On Advanced Materials*, Vol. 6, No 2, pp. 169-175, 2004.
- [17] Gang, L., Feng, L.Y., Yuan, Y.F., Xing, Z.Z., Ji, X.Q., “Effect of Nanoscale SiO<sub>2</sub> and TiO<sub>2</sub> as the Fillers on the Mechanical Properties and Aging Behavior of Linear Low Density Polyethylene/Low Density Polyethylene Blends,” *Journal of Polymers and the Environment*, Vol.13, No.4, pp. 339-348, 2005.
- [18] Ashenai-Ghasemi, F., Payganeh, Gh., Rahmani, M., “The Effect of Stearic Acid Surface-Modified Calcium Carbonate Nanoparticles and PP-g-MA on the Mechanical Properties of PP/CaCO<sub>3</sub>/PP-g-MA Nanocomposites,” In Persian, *Journal of Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 4, pp. 139-152, 2013.
- [19] Liu, T., Phang, I.Y., Shen, L., Chow, S.Y., Zhang, W.D., “Morphology and Mechanical Properties of Multiwalled Carbon Nanotubes Reinforced Nylon-6 Composites,” *Journal of Macromolecules*, Vol. 37, No. 19, pp.127-139, 2004.
- [20] Chen, P., Kim, H.S., Jin, H.J., “Preparation, Properties and Application of Polyamide/Carbon Nanotube Nanocomposites,” *Journal of Macromolecular Research*, Vol. 17, No. 4, pp 207-217, 2009.
- [21] Palardy, G., Trudel-Boucher, D., Hubert, P., “Investigation of a Postprocessing Method to Tailor the Mechanical Properties of Carbon Nanotube/Polyamide Fibers, Investigation of a Postprocessing Method to Tailor the Mechanical Properties of Carbon Nanotube/Polyamide Fiber,” *Journal of Applied Polymer Science*, Vol.130, No 5, pp. 4375–4382, 2013.
- [22] Liao, W. H., Tien, H. W., Hsiao, S. T., Li, S. M., Wang, Y.S., Huang, Y. L., Wu, Y., “Effects of Multiwalled Carbon Nanotubes Functionalization on the Morphology and Mechanical and Thermal Properties of Carbon Fiber/vinyl Ester Composites,” *Journal of ACS Applied Materials & Interfaces*, Vol. 5, No 9, pp. 3975-3982, 2013.
- [23] Bashiri Goodarzi, H., Yarmohammad Tooski, M., “An Experimental Study of the Effects of Carbon Nanotube and Graphene Addition on the Impact Strength of Epoxy/Basalt Fiber Composite,” In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 6, No.3, pp. 411-418, 2019.
- [24] Shoartz, S. S. and Godman, S. H., “Thermoplastic,” Translation by Abasian, A. and Manochchri, S. and Nazokdast, H., First edition., Behrozan Publicatin Company, Tehran, pp.1-276, 1377.
- [25] Esmaili, P., Azdast, T., Doniavi, A., Hasanzadeh, R., Mamaghani, S., Eungkee Lee. R., “Experimental Investigation of Mechanical Properties of Injected Polymeric Nanocomposites Containing Multi-Walled Carbon Nanotubes According to Design of Experiments,” In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 2, No.3, pp. 67-74, 2015.
- 3- افزودن EPDM-G-MA به کامپوزیت ساخته شده، به میزان 5٪ وزنی، می‌تواند تا 2٪، کاهش استحکام کششی، 13٪ کاهش مدول الاستیک، 14٪ کاهش استحکام ضربه و 13٪ کاهش مقدار ازدیاد طول در شکست ناشی از افزودن EPDM را جبران نماید.
- 4- ترکیب بهینه پیشنهادی برای بهبود همه خواص مکانیکی مذکور، جهت استفاده در صنعت، نانوکامپوزیت دارای 84٪ پلی‌آمید 6، 10٪ EPDM، 5٪ سازگار کننده EPDM-G-MA و 1٪ نانولوله کربنی می‌باشد که در این درصد‌های وزنی ماتریس پایه و تقویت‌کننده‌ها، هر چهار خاصیت مکانیکی مورد بررسی، در نانوکامپوزیت حاصل شده، افزایش پیدا کرده است.

## 5- مراجع

- [1] Lapcik, L., Jindrova, P., Lapcikova, B., Tambllyn, R. G., “Effect of the Talc Filler Content on the Mechanical Properties of Polypropylene Composites,” *Journal of Applied Polymer Science*, Vol. 110, No. 5, pp. 2742-2747, 2008.
- [2] Zaferani, S. H., “Introduction of Polymer-Based Nanocomposites,” *Petroleum University of Technology (PUT), Abadan, Iran*, pp 1–25, 2018.
- [3] Latko, P., Boczkowska, A., “Flexible and Stretchable Electronic Composites,” *Springer International Publishing: Berlin, Germany*, 2016.
- [4] Sathees Kumar, S., Kanagaraj, G., “Effect of Graphite and Silicon Carbide Fillers on Mechanical Properties of PA6 Polymer Composites,” *Journal of Polymer Engineering*, Vol.37, No 6, pp.1-11, 2017.
- [5] Paran, S.M.R., Naderi, Gh., Ghoreishy., M.H.R., “Effect of Halloysite Nanotube on Microstructure, Rheological and Mechanical Properties of Dynamically Vulcanized PA6/NBR Thermoplastic Vulcanizates,” *Journal of Soft Materials*, Vol. 14, No 3, pp.127-139, 2016.
- [6] Chiu, F.C., Deng, T.L., “Polyamide 4,6 Nanocomposites With and Without the use of a Maleated Polyolefin Elastomer as a Toughener,” *Journal of Materials Chemistry and Physics*, Vol. 125, No 3, pp.769-776, 2011.
- [7] Liu, P.B., Qiu, J., Fan, P., Zhou, H. W., Xu, W., “Mechanical properties of PA6 blended with SEBS functionalised through ozone treatment,” *State Key Laboratory of Polymer Materials Engineering, Sichuan University, Plastics, Rubber and Composites*, VOL 36, NO 7/8, pp.304-307, 2007.
- [8] Ren, J., Wang, H., Jian, L., Zhang, J., Yang, Sh., “Morphological, Thermal and Mechanical Properties of Compatibilized Nylon 6/ABS Blends,” *Journal of Macromolecular Science, Part B: Physics*, Vol. 47, No 4, pp.712-722, 2008.
- [9] Nouri-Niyaraki, M., Ashenai-Ghasemi, F., Ghasemi, I., Daneshpayeh, S., “Experimental Analysis of Graphene Nanoparticles and Glass Fibers Effect on Mechanical and Thermal Properties of Polypropylene/EPDM Based Nanocomposites,” In Persian, *Journal of Science and Technology of Composites*, Vol. 05, No. 02, pp. 169 176, 2018.
- [10] Wang, Q., Zhu, J., Wang, P., Li, L., Yang, Q., Huang, Y., “Effect of Blending Sequence on the Morphology and Properties of Polyamide 6/EPDM-g-MA/Epoxy Blends,” *Journal of Applied Polymer Science*, Vol. 124, 5064–5070, 2012.
- [11] Zhang, L., Wan, Ch., Zhang, Y., “Polyamide 6/Maleated Ethylene–Propylene–Diene Rubber/Organoclay Composites with or Without Glycidyl Methacrylate as a Compatibilizer,” *Journal of Applied Polymer Science*, Vol. 110, No 3, pp. 1870–1879, 2008.
- [12] Zhang, L., Wan, Ch. Zhang, Y., “Investigation on Morphology and Mechanical Properties of Polyamide 6/Maleated Ethylene Propylene-Diene Rubber/Organoclay Composites,” *Society of Plastics Engineers*, Vol. 49, No 3, pp. 209–216, 2009.
- [13] Wang, Y.J., Chen, S., Shi, Y.Q., Dong, Y.X., Fu, L.D., Xu, X.B., Wang, X., “Mechanical Properties and Tensile Deformation Behavior of Polyamide 6/Maleated and Unmaleated Ethylene Propylene Diene Terpolymer/Nano-CaCO<sub>3</sub> Ternary Composites,” *Journal of Macromolecular Science, Part B: Physics*, Vol. 52, No 6, pp. 797-811, 2013.
- [14] Jahed, M., Naderi, Gh., Ghoreishy, M.H.R., “Microstructure, Mechanical, and Rheological Properties of Natural Rubber/Ethylene





## مطالعه عددی و تجربی پاسخ چندلایه کامپوزیتی کربن / اپوکسی در برابر ضربه کم سرعت

کیان امیر اشجعی اسالمی<sup>1</sup>، سجّاد فخرالدینی نجف آبادی<sup>1</sup>، فتح اله طاهری بهروز<sup>2\*</sup>

1- دانش آموخته کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

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

## چکیده

## اطلاعات مقاله

دریافت: 1400/03/11

پذیرش: 1400/04/17

## کلیدواژه‌ها:

ضربه کم سرعت

مدلسازی المان محدود

پلیمر تقویت شده با الیاف کربن

مکانیک آسیب پیوسته

امروزه مقاومت در برابر ضربه کم سرعت و تحمل آسیب به وجود آمده، اهمیت بالایی در طراحی سازه های کامپوزیتی به خصوص در صنعت هوافضا پیدا کرده است و باعث تلاش محققان پیرامون ارزیابی رفتار ضربه کم سرعت در طراحی کامپوزیت ها شده است. در این پژوهش، مدل عددی برای ضربه کم سرعت چندلایه کامپوزیتی کربن/اپوکسی ارائه شده است. این مدل آسیب سه بعدی، بر اساس مکانیک آسیب پیوسته با توسعه زیرروال (UMAT) در نرم افزار آباکوس با حلگر صریح به دست آمده است. در این مدل، آسیب بین لایه‌ای و درون لایه‌ای در نظر گرفته شده است و برای در نظر گرفتن پلاستیسیته در ماتریس، رفتار غیرخطی برشی اعمال شده است. برای ارزیابی نتایج به دست آمده از مدل عددی، آزمون ضربه در سه سطح انرژی ضربه (10، 15 و 20 ژول) انجام گردید. به علاوه، به منظور صحت‌سنجی مکانیزم های خرابی و میزان خرابی ایجاد شده در اثر ضربه، مساحت ناحیه تورق با استفاده از روش رادیولوژی اندازه گیری گردید. با مقایسه پاسخ کلی رفتار ضربه، تطابق خوبی بین نتایج آزمون تجربی و شبیه سازی بدست آورده شد که نشان می‌دهد مدل خرابی استفاده شده به خوبی قابلیت پیش‌بینی رفتار کلی کامپوزیت را در این فرآیند دارد.

## Numerical and Experimental Study of Carbon / Epoxy Composite Laminate Response to Low Velocity Impact

Kian Amirashjaee-Asalemi<sup>1</sup>, Sajjad Fakhreddini-Najafabadi<sup>1</sup>, Fathollah Taheri-Behrooz<sup>1\*</sup>

1- School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

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

## Keywords

Low-velocity impact (LVI)  
Finite element model  
Carbon-fiber-reinforced polymer (CFRP)  
Continuum damage mechanics (CDM)

## Abstract

Nowadays, low-velocity impact resistance and damage tolerance have become very important in the design of composite structures, especially in the aerospace industry, and have led researchers to evaluate the low velocity impact response in the design of composites. In this research, a numerical model for low velocity impact (LVI) of carbon /epoxy composite laminate is proposed. This 3D damage model is based on continuum damage mechanics with subroutine development (UMAT) in Abaqus/Explicit. In this model, the interlaminar and intralaminar damage is considered and the nonlinear shear behavior is applied to consider the plasticity in the matrix. To evaluate the results obtained from the numerical model, impact testing was performed at three levels of impact energy (10 J, 15 J and 20 J). In addition, in order to verify the failure mechanisms and the amount of damage caused by the impact, delamination area was measured using radiology technique. By comparing the response of the impact behavior, a good correlation was obtained between the experimental test results and the simulation, which shows that the failure model used is well able to predict the behavior of the composite in this process.

صنعت تولید و انتقال برق، صنعت نفت، گاز و پتروشیمی و صنعت انرژی اتمی کاربرد دارند [1].

کامپوزیت‌های پلیمری بر خلاف مواد سنتی مانند فلزات نسبت به بارهای ضربه حساس می باشند. زمانی که سازه های کامپوزیتی در معرض بارگذاری ضربه ای کم سرعت قرار می‌گیرند، آسیب درونی غیر قابل مشاهده ایجاد می‌شود [2] و ضمن داشتن تاثیر منفی بر یکپارچگی ساختار و عملکرد قطعه، می‌تواند منجر به تخریب ناگهانی آن شود [3]. به عنوان مثال برخورد نخاله به هواپیما هنگام

## 1- مقدمه

کامپوزیت‌های پایه پلیمری خواص ویژه ای مانند مدول و استحکام ویژه بالا، چگالی پایین، عمر خستگی بالا و مقاومت مناسب در برابر خوردگی در مقایسه با مواد سازه ای سنتی از خود نشان می دهند. به همین دلیل این مواد در صنایع مختلفی از جمله صنعت ساخت و سازه‌ها، حمل و نقل هوایی، جاده ای، ریلی، دریایی، هواپیما سازی، هوافضا، سازه‌های دریایی، صنعت اسلحه سازی،

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

Amirashjaee-Asalemi, K., Fakhreddini-Najafabadi, S., and Taheri-Behrooz, F., "Numerical and Experimental Study of Carbon / Epoxy Composite Laminate Response to Low Velocity Impact", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 8, No. 1, pp. 1461-1472, 2021.

نشستن و برخاستن، برخورد اشیا خارجی به بدنه هواپیما در حین پرواز یا افتادن ابزارآلات بر روی سازه در حین بهره‌وری را می‌توان به عنوان منبع ضربات کم سرعت به سازه‌های کامپوزیتی دانست [4]. بنابراین مطالعه رفتار مواد کامپوزیتی تحت ضربه و توسعه مدل‌های تخریب به منظور پیش‌بینی خسارت‌های احتمالی امری ضروری است [5].

آسیب ناشی از ضربه با سرعت کم<sup>۱</sup> حتی در مواردی که به سختی قابل شناسایی است می‌تواند استحکام فشاری قطعه را بصورت قابل ملاحظه‌ای کاهش دهد. به این ترتیب پیش‌بینی وسعت خرابی سازه‌های کامپوزیتی با روش محاسباتی منجر به شناسایی فضای وسیع‌تری از طراحی بدون هزینه‌های مالی و زمانی قابل توجهی می‌شود.

در سال‌های اخیر مدل‌های شکست و خرابی گوناگونی برای کامپوزیت‌های پایه پلیمری ارائه شده است. پانچاری و همکاران [6] اثر پارامترهای ساختاری و سینماتیکی را بر پاسخ‌های ضربه و رفتار دینامیکی گذرای ورق کامپوزیتی ویسکوالاستیک تحت بار ضربه‌ای با استفاده از مدل ویسکوالاستیک سلسله مراتبی و تئوری ورق لایه‌ای مورد بررسی قرار دادند. کاجانو [7] مدل خرابی بر پایه مکانیک خرابی مواد ارائه کرد که بعداً توسط محققان دیگر گسترش یافت. دنادون و همکاران [8] و فالزون و همکاران [9-11] نیز برای فرایند ضربه کم سرعت مدل خرابی سه بعدی ارائه کردند که بر پایه مکانیک آسیب محیط پیوسته می‌باشد. در این مدل خرابی، آسیب‌های درون لایه‌ای<sup>۲</sup> به صورت پیش‌رونده بوده و همچنین رفتار برشی ماده به صورت غیر خطی فرض شده است. همچنین برای در نظر گرفتن خرابی‌های بین لایه‌ای<sup>۳</sup> از آلمان‌های چسبناک<sup>۴</sup> استفاده شده است. تیتا و همکاران [12] نیز به بررسی رفتار دینامیکی چندلایه‌های کامپوزیتی تحت ضربه سرعت پایین پرداختند. در این تحقیق مدل مادی کامپوزیت با استفاده از UMAT در نرم افزار آباکوس شبیه‌سازی شده است. به دلیل اینکه مدل مادی ارائه شده قابلیت شبیه‌سازی فاز باربرداری نهایی را نداشت، تطابق خوبی بین نتایج عددی و تجربی حاصل نشد. فنگ و همکاران [13] نیز مدل آلمان محدودی را بر پایه مکانیک آسیب محیط پیوسته گسترش دادند. در این مدل آسیب‌های درون لایه‌ای و بین لایه‌ها در نظر گرفته شده است. برای این منظور از آلمان‌های چسبناک برای مشاهده خرابی در راستای لایه‌ها و کد آلمان محدود با استفاده از نرم افزار آباکوس برای مشاهده خرابی‌های الیاف و ماتریس استفاده شده است. در نهایت نتایج عددی مطابقت خوبی را با داده‌های آزمایشگاهی نشان داد.

آزمایش‌های فیزیکی که معمولاً به تعداد زیادی نمونه و عملیات نیاز دارد، هزینه‌بر و زمان‌بر است. این امر خصوصاً صنعت هوافضا را به دنبال استفاده از روش‌های اقتصادی کارآمد برای آزمون سازه‌های از طریق استفاده بیشتر از شبیه‌سازی‌ها سوق داده است [14]. گنزالز و همکاران [15] یک مدل آلمان محدود 3 بعدی پیشنهاد داد که با استفاده از روابط ترمودینامیکی، خرابی‌های درون لایه‌ای و بین لایه‌ای محاسبه می‌شود که این مدل استفاده شده در ضربه کم سرعت بر پایه مدل لویز و همکاران [16] می‌باشد. همچنین در این پژوهش به تاثیر لایه چینی‌های مختلف بر روی ضربه پرداخته شده است. مندرس و همکاران [17] مدل آلمان محدودی برای پیش‌بینی رفتار ضربه کم سرعت کامپوزیت‌های بافته شده پیشنهاد داد. در این تحقیق از یک مدل آسیب مشخصه<sup>۵</sup> بر مبنای انرژی تنش صفحه‌ای استفاده گردید. مدل مشخصه

استفاده شده ترکیبی از مکانیک محیط پیوسته آسیب و مکانیک شکست بوده که از فرمولاسیون ترک استفاده می‌کند. تان و همکاران [18] نیز مدل ارائه شده توسط فالزون را بهبود بخشید تا مدل استفاده شده قابلیت شبیه‌سازی ضربه داشته باشد. این تغییرات شامل بهبود رفتار برش غیر خطی و یکسان سازی شروع آسیب ماتریس و گسترش مد ترکیبی آسیب درون لایه‌ای می‌باشد. همچنین برای صحت سنجی نتایج از داده‌های آزمایشگاهی استفاده گردیده که مطابقت خوبی بین آنها برقرار می‌باشد. ایبر و همکاران [19] از یک مدل عمومی برای پیش‌بینی مکانیزم رشد خرابی استفاده کرد. در این تحقیق که با استفاده از آباکوس و به صورت ضمنی<sup>۶</sup> مدل سازی شده، به بررسی نقش چقرمگی شکست در تعیین رشد خرابی و استحکام باقی‌مانده کامپوزیت پرداخته است. لیو و همکاران [14, 20] نیز مدل استفاده شده توسط تان [18] را برای کامپوزیت‌های هیبرید در ضربه و فشار بعد از ضربه بهبود بخشید. در این تحقیق نیز به بررسی استحکام باقی‌مانده فشاری در کامپوزیت‌های هیبریدی تک‌لایه/بافته شده پرداخته شده است. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از لایه‌های کامپوزیت بافته شده بر روی چند لایه تاثیر مثبت کم، ولی قابل اندازی‌گیری بر روی استحکام باقی‌مانده چندلایه کامپوزیتی در آزمون فشار بعد از ضربه می‌گذارد. سوتو و همکاران [21] به بررسی روش‌های مختلف شبیه‌سازی ضربه کم سرعت پرداخته است. در این تحقیق شبیه‌سازی با استفاده از آباکوس و به صورت صریح<sup>۷</sup> انجام شده و انواع مختلف آلمان‌ها و بر هم کنش‌های چسبناک (مانند آلمان‌های چسبناک و سطوح چسبناک بررسی شده‌اند. در نهایت نتایج شبیه‌سازی شده با داده‌های تجربی مقایسه شده تا پارامترهای موثر بر شبیه‌سازی ارزیابی شوند. تو و همکاران [22, 23] از یک مدل خرابی سه بعدی بر مبنای انرژی استفاده کرد که رفتار خرابی درون لایه‌ای و بین لایه‌های کامپوزیت را در نظر می‌گیرد. مدل خرابی درون لایه‌ای شامل معیار واماندگی کرنش ماکزیمم و معیار بهبود یافته پاک [24] بوده و خرابی تورق نیز با استفاده از آلمان‌های چسبناک شبیه‌سازی شده است. در این تحقیق توزیع جابجایی و کرنش در حین آزمون‌های تجربی فشار بعد از ضربه با استفاده از سیستم همبستگی تصاویر دیجیتال<sup>۸</sup> اندازه‌گیری شده و از یک دوربین مادون قرمز برای مانیتور کردن میدان دمایی سطح نمونه‌ها استفاده شده است. در نهایت از نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی عددی و داده‌های تجربی برای تحلیل رشد آسیب و مکانیزم‌های خرابی در ضربه کم سرعت استفاده شده است. لیو و همکاران [25] یک مدل 3 بعدی الاستیک-پلاستیک را برای پیش‌بینی رفتار پلیمرهای تقویت شده با الیاف کربن تحت ضربه کم سرعت گسترش داده است. در این مدل از معیار 3 بعدی واماندگی<sup>۹</sup> [26, 27] برای تعیین شروع خرابی‌های درون لایه‌ای استفاده شده است. مقایسه نتایج داده‌های تجربی با پیش‌بینی‌های مدل ارائه شده برای ضربه کم سرعت نشان می‌دهد مطابقت خوبی بین نتایج برقرار است.

با وجود تحقیقاتی که بر روی کامپوزیت‌های پایه پلیمری در حوزه ضربه صورت گرفته است، تحقیقات بیشتری نیاز است تا پیچیدگی‌های مکانیزم‌های خرابی و واماندگی کامپوزیت‌ها در این فرآیند بررسی شود. با تغییر ماده و یا لایه چینی رفتار خرابی کامپوزیت و پاسخ آن در برابر ضربه تغییر می‌کند. به همین منظور در این پژوهش با استفاده از یک مدل خرابی 3 بعدی بر پایه مکانیک آسیب محیط پیوسته به پیش‌بینی این فرآیند تحت 3 سطح انرژی مختلف

<sup>6</sup> Implicit

<sup>7</sup> Explicit

<sup>8</sup> Digital image correlation (DIC)

<sup>9</sup> North-western University (NU) failure criteria

<sup>1</sup> Low velocity impact (LVI)

<sup>2</sup> Intralaminar

<sup>3</sup> Interlaminar

<sup>4</sup> Cohesive element

<sup>5</sup> Constitutive damage model

$$f_{11}^c(\varepsilon_{11}) = \left(\frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{11}^{ot}}\right)^2 - 1 \geq 0 \quad \varepsilon_{11} < 0 \quad (6)$$

در این رابطه کرنش شروع و اماندگی در حالت کشش و فشار بوده که با استفاده از استحکام کششی و فشاری از (7) به دست می آید:

$$\varepsilon_{11}^{ot(c)} = \frac{X^{t(c)}}{E_{11}} \quad (7)$$

بعد از رسیدن تابع به عدد یک، خرابی در الیاف شروع به رشد می کند. خرابی الیاف در راستاهای کششی و فشاری مطابق با شکل 1 با استفاده از رابطه (8) و (9) محاسبه می شوند:

$$d_f^t(\varepsilon_{11}) = \frac{\varepsilon_{11}^{ft}(\varepsilon_{11} - \varepsilon_{11}^{ot})}{\varepsilon_{11}(\varepsilon_{11}^{ft} - \varepsilon_{11}^{ot})} \quad (8)$$

$$d_f^c(\varepsilon_{11}) = \frac{\varepsilon_{11}^{fc}(\varepsilon_{11} - \varepsilon_{11}^{oc})}{\varepsilon_{11}(\varepsilon_{11}^{fc} - \varepsilon_{11}^{oc})} \quad (9)$$

که  $\varepsilon_{11}^{ft(c)}$  کرنش نهایی و اماندگی خرابی الیاف در راستای کششی و فشاری می باشد. با توجه به اینکه مساحت زیر نمودار کشش جدایش<sup>1</sup> نشان دهنده چگالی انرژی کرنشی در واحد حجم می باشد، کرنش نهایی و اماندگی<sup>2</sup> در حالت بحرانی انرژی آزاد شده کرنشی<sup>3</sup> با استفاده از رابطه (10) بدست می آید [22]:

$$\varepsilon_{11}^{ft(c)} = \frac{2G_{ft(c)}}{X_{t(c)}l_{fib}} \quad (10)$$

که  $G_{ft(c)}$  چقرمگی شکست در راستای الیاف و  $l_{fib}$  طول مشخصه می باشد.

### 2-1-2 رفتار غیر خطی برش

نتایج تجربی نشان می دهد که در کامپوزیت های پایه پلیمری در صفحات برشی، رفتار غیر خطی وجود دارد [8]. به همین منظور در پژوهش حاضر تنش برشی غیر خطی با استفاده از چند جمله ای مرتبه سوم و برازش بر روی نتایج تجربی تعریف شده است. منحنی تنش کرنش برشی به صورت زیر تعریف می شود:

$$\tau(\gamma_{ij}) = C_1\gamma_{ij}^3 - \text{sgn}(\gamma_{ij})C_2\gamma_{ij}^2 + C_3\gamma_{ij} \quad i, j = 1, 2, 3 \quad (11)$$

که ضرایب  $C_i$  ( $i = 1, 2, 3$ ) با استفاده از برازش بر روی منحنی داده های تجربی بدست می آید. دلیل غیر خطی بودن رفتار برش در کامپوزیت ها دو علت اصلی دارد: رفتار پلاستیک و کاهش مدول الاستیسیته به خاطر آسیب پیشرونده.

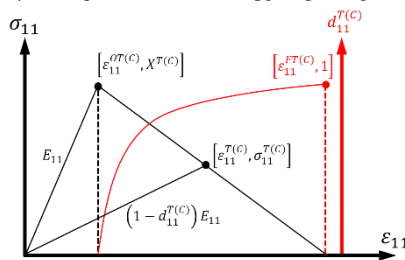


Fig. 1 Bilinear law to stiffness reduction.

شکل 1 قانون دو خطی برای کاهش سفتی.

بنابراین کرنش غیرخطی را می توان به صورت جمع مولفه های الاستیک و غیر الاستیک نوشت:

$$\gamma_{ij} = \gamma_{ij,el} + \gamma_{ij,in} \quad i \neq j \quad (12)$$

قبل از شروع خرابی، منحنی تنش-کرنش بر روی چندجمله ای معادله حرکت می کند و در زمان باربرداری و بارگذاری های متعدد مطابق با شکل 2 طی مسیر

پرداخته شده است. این مدل، ترکیبی از مدل برش غیر خطی بهبود یافته تان و همکاران [18] و مدل بهبود یافته پاک که توسط تو و همکاران [23,22] گسترش یافته است، می باشد. مدل استفاده شده قابلیت پیش بینی خرابی های درون لایه ای و بین لایه ای را دارد که برای شبیه سازی خرابی بین لایه ای از المان کوهسیو در میان لایه های کامپوزیت استفاده شده است. برای اعتبارسنجی مدل شبیه سازی شده از آزمون تجربی ضربه کم سرعت استفاده شده است. به علاوه، با استفاده از روش رادیوگرافی ناحیه خرابی ناشی از آزمون ضربه کم سرعت استخراج شده است. در انتها نیز با استفاده از نتایج عددی و تجربی، رفتار نمونه کامپوزیتی تحت ضربه و مکانیزم های خرابی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفتند.

### 2-مدل عددی

آسیب ایجاد شده در چندلایه های کامپوزیتی تحت ضربه کم به طور کلی به دو دسته تقسیم می شوند: آسیب های درون لایه ای و آسیب های بین لایه ای. آسیب های درون لایه ای شامل آسیب الیاف و آسیب ماتریس و آسیب بین لایه ای شامل آسیب تورق کامپوزیت می شود.

معیار شروع خرابی در کامپوزیت ها بر پایه تنش و کرنش و برای رشد خرابی معیار هایی بر پایه انرژی تعریف می شوند. تنسور خرابی در کامپوزیت به صورت تابعی از خرابی های الیاف (کششی و فشاری) و ماتریس تعریف می گردد. رابطه بین تنسور تنش واقعی، و تنسور تنش موثر، تنسور خرابی، تنسور مدول الاستیسیته آسیب ندیده و کرنش به صورت زیر مشخص می شود [18]:

$$\sigma = D\delta = DC\varepsilon \quad (1)$$

که در آن:

$$C = \begin{bmatrix} \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_{22}E_{33}\psi} & \frac{\nu_{21} - \nu_{31}\nu_{23}}{E_{22}E_{33}\psi} & \frac{\nu_{31} - \nu_{21}\nu_{32}}{E_{22}E_{33}\psi} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{21} - \nu_{13}\nu_{32}}{E_{11}E_{33}\psi} & \frac{1 - \nu_{31}\nu_{13}}{E_{11}E_{33}\psi} & \frac{\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{12}}{E_{11}E_{33}\psi} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{13} - \nu_{12}\nu_{23}}{E_{22}E_{11}\psi} & \frac{\nu_{23} - \nu_{13}\nu_{21}}{E_{22}E_{11}\psi} & \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_{22}E_{11}\psi} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{23} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{13} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\psi = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{13} - 2\nu_{12}\nu_{23}\nu_{31}}{E_{11}E_{22}E_{33}} \quad (3)$$

با توجه به اینکه تنسور مدول الاستیسیته می بایست در طول شروع آسیب مثبت باقی بماند، ضریب پواسون می بایست طبق رابطه زیر همراه با شروع خرابی کاهش یابد [18].

$$\frac{\nu_{ij,d}}{E_{ii,d}} = \frac{\nu_{ij}(1 - d_{ii})}{E_{ii}(1 - d_{ii})} = \frac{\nu_{ji}(1 - d_{jj})}{E_{jj}(1 - d_{jj})} = \frac{\nu_{ji,d}}{E_{jj,d}}, \quad i, j = 1, 2, 3 \quad (4)$$

### 2-1-2 مدل آسیب درون لایه ای

#### 2-1-1 خرابی الیاف

به منظور ساده سازی مدل برای پیش بینی رفتار ماده در جهت الیاف از قانون دو خطی استفاده شده است. با استفاده از این قانون خرابی الیاف زمانی آغاز می شود که کرنش در این راستا به کرنش شروع و اماندگی برسد (در راستای کشش و فشار). در نتیجه تابع شروع خرابی در الیاف به صورت زیر تعریف می شود:

$$f_{11}^t(\varepsilon_{11}) = \left(\frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{11}^{ot}}\right)^2 - 1 \geq 0 \quad \varepsilon_{11} > 0 \quad (5)$$

<sup>1</sup> Traction-separation

<sup>2</sup> Final failure strain

<sup>3</sup> Critical strain energy release rate

خرابی ماتریس بر روی صفحه شکست بر اساس معیار توسعه یافته پاک با استفاده از رابطه زیر بدست می‌آید:  
کشش ماتریس:

$$f_E(\theta) = \sqrt{\left[\left(\frac{1}{Y^t} - \frac{P_{\psi}^t}{R_{\psi}^A}\right)\sigma_n(\theta)\right]^2 + \left(\frac{\tau_{nt}(\theta)}{R_{11}^A}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{nl}(\theta)}{S_{12}}\right)^2} + \frac{P_{\psi}^t}{R_{\psi}^A}\sigma_n(\theta) \quad \sigma_n(\theta) \geq 0 \quad (13)$$

فشار ماتریس:

$$f_E(\theta) = \sqrt{\left[\left(\frac{P_{\psi}^c}{R_{\psi}^A}\right)\sigma_n(\theta)\right]^2 + \left(\frac{\tau_{nt}(\theta)}{R_{11}^A}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{nl}(\theta)}{S_{12}}\right)^2} + \frac{P_{\psi}^c}{R_{\psi}^A}\sigma_n(\theta) \quad \sigma_n(\theta) \leq 0 \quad (14)$$

$$\frac{P_{\psi}^{t,c}}{R_{\psi}^A} = \frac{P_{11}^{t,c}}{R_{11}^A} \cos^2\psi + \frac{P_{11}^{t,c}}{S_{12}} \sin^2\psi \quad (15)$$

$$R_{11}^A = \frac{Y^c}{2(1 + P_{11}^c)} \quad (16)$$

$$\cos^2\psi = \frac{\tau_{nt}^2}{\tau_{nt}^2 + \tau_{nl}^2} \quad \sin^2\psi = \frac{\tau_{nl}^2}{\tau_{nt}^2 + \tau_{nl}^2} \quad (17)$$

که پارامترهای  $Y^t$  و  $Y^c$  استحکام عرضی کششی و فشاری و  $S_{12}$  استحکام برشی تک لایه کامپوزیتی می‌باشد.  
پارامترهای شیب  $(P_{11}^t, P_{11}^c, P_{11}^t, P_{11}^c)$  تاثیر تنش نرمال را بر روی صفحه شکست مشخص می‌کنند. مقادیر پیشنهادی این اعداد توسط پاک در جدول 1 ارائه شده است و با استفاده از داده‌های تجربی بدست می‌آیند.

پارامتر خرابی ماتریس نیز با توجه به رابطه دوخطی به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$d_{mat} = \frac{\varepsilon_{eq}^f(\varepsilon_{eq} - \varepsilon_{eq}^0)}{\varepsilon_{eq}(\varepsilon_{eq}^f - \varepsilon_{eq}^0)} \quad (18)$$

جدول 1 پارامترهای شیب پیشنهاد شده توسط پاک [24].

Table 1 Inclusion parameters suggested by Puck [24].

$P_{11}^c$	$P_{11}^t$	$P_{11}^c$	$P_{11}^t$	جنس الیاف در کامپوزیت
0.20-0.25	0.20-0.25	0.25	0.30	شیشه
0.25-0.30	0.25-0.30	0.30	0.35	کربن

پارامتر کرنش معادل برای آغاز آسیب در صفحه شکست می‌باشد.  $\varepsilon_{eq}^f$  نیز کرنش معادل واماندگی کامل می‌باشد که با استفاده از قانون آزاد سازی انرژی کرنشی بحرانی مود مختلط<sup>1</sup> به ازای طول مشخصه المان به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\left(\frac{g_n}{G_{mt(c)}/l_{mat}}\right)^{\zeta} + \left(\frac{g_{nl}}{G_{12c}/l_{mat}}\right)^{\zeta} + \left(\frac{g_{nt}}{G_{23c}/l_{mat}}\right)^{\zeta} = 1 \quad (19)$$

های 1 و 2 با استفاده از مدول برشی اولیه تعریف می‌گردد. زمانی که خرابی در  $\tau$  آغاز می‌شود، مدول برشی همراه با خرابی پیشرونده  $G_{ij}(1 - d_{mat})$  کاهش می‌یابد.

لازم به ذکر است که صرفاً یکی از عوامل رفتار غیرخطی کامپوزیت خواص پلاستیک می‌باشد ولی مدل سازی نیز صرفاً بر اساس رفتار پلاستیک رزین یا کامپوزیت نمی‌باشد. در مجموع استفاده از رابطه (11) جهت ساده سازی مدل بوده تا حجم پردازش کاهش یابد.

آزمایش‌های تجربی نشان می‌دهد که در مسیر برگشت رفتار برش به صورت غیر خطی بوده و همچنین در مسیر رفت نیز مجدداً به همین صورت می‌باشد که در شکل 2 نیز با رنگ سبز نشان داده شده است. با توجه به اینکه مدل سازی به صورت غیر خطی، سرعت پردازش را افزایش می‌دهد و به دلیل محدودیت سخت افزاری مدل سازی به این صورت منطقی نبوده، در نهایت مسیر رفت و برگشت به صورت خطی در نظر گرفته شده است.

### 2-1-3- خرابی ماتریس

بر خلاف واماندگی الیاف، مشخصه سازی واماندگی ماتریس دشوار می‌باشد. ترک ماتریس ترکیبی از تنش‌های عرضی، تنش‌های برشی و تنش در راستای ضخامت می‌باشد. به همین منظور ابتدا می‌بایست جهت صفحه شکست مشخص شود. صفحه شکست در ابتدا توسط پاک و شرمان [24] پیشنهاد داده شد. در این مدل پاک نشان داد که صفحه شکست، صفحه‌ای موازی جهت الیاف است که بیشترین احتمال واماندگی تحت تنش‌های مشخص را دارد. همانطور که شکل 3 نشان می‌دهد این صفحه شکست الزاماً نرمال به جهت بارگذاری نمی‌باشد.

مطابق شکل در حالتی که بارگذاری کششی باشد، صفحه شکست نرمال به جهت بارگذاری می‌باشد اما در حالتی که بارگذاری فشاری یا برشی باشد، جهت صفحه شکست بستگی به تحمل ماتریس به بارگذاری برشی دارد. شروع

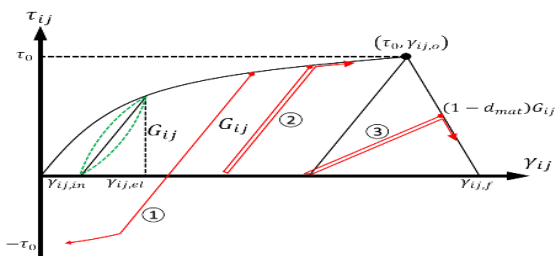


Fig. 2 Shear nonlinear behavior curves with different loading and unloading paths.

شکل 2 منحنی رفتار غیرخطی برشی با مسیرهای مختلف بارگذاری و باربرداری.

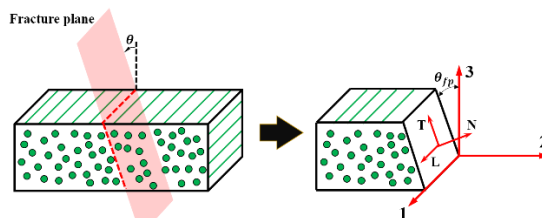


Fig. 3 Rotation of the material coordinate system (1, 2, 3) to the fracture plane coordinate system (L, N, T).

شکل 3 چرخش سیستم مختصات مادی (1، 2 و 3) به سیستم مختصات صفحه شکست (L، N و T).

<sup>1</sup> Mixed-mode critical strain release

ضربه زننده به صورت نیم کره با قطر 10 میلی‌متر و به صورت صلب گسسته<sup>۳</sup> مدل شده است.

### 2-3- آزمون های ضربه کم سرعت

شبیه سازی فرآیند ضربه کم سرعت مطابق با آزمون تجربی انجام می‌شود. به طوری که ضربه زننده بر روی سطح چندلایه کامپوزیتی مطابق شکل 4 قرار می‌گیرد. انرژی ضربه با استفاده از سرعت اولیه اعمال شده به ضربه زننده تعیین می‌شود. همچنین با توجه به اینکه گرانش در شبیه سازی در نظر گرفته نمی‌شود، یک نیروی متمرکز معادل بر روی ضربه زننده اعمال می‌گردد. در این مرحله اطراف صفحه کامپوزیتی به صورت کامل مقید<sup>۴</sup> شده و ناحیه مرکزی کامپوزیت به مساحت 125×75 میلی‌متر که تحت تاثیر ضربه قرار می‌گیرد آزاد می‌باشد. شرایط مرزی اعمال شده به کامپوزیت در شکل 4 نشان داده شده است. ضربه زننده نیز فقط در راستای عمود بر سطح صفحه کامپوزیت آزاد بوده و در دیگر راستاها مقید می‌باشد. زمان کل ضربه در این مرحله بین 10 تا 12 میلی‌ثانیه بوده و متناسب با سطح انرژی ضربه متفاوت می‌باشد. در طول کل فرآیند شبیه سازی از مقیاس دهی جرمی<sup>۵</sup> برای مقیاس دهی بازه زمانی پایدار<sup>۶</sup> جهت کاهش زمان پردازش استفاده شده است.

### 2-2- مش‌زنی

طول مشخصه المانی که در آباکوس محاسبه می‌شود ریشه سوم حجم المان می‌باشد [31] و با توجه به اینکه در مدل سازی، نسبت منطری المان‌ها در شبیه سازی نزدیک 1 نمی‌باشد این محاسبه دقیق نیست. طول مشخصه المان با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شود که V حجم المان و A مساحت صفحه شکست می‌باشد.

$$l_c = \frac{V}{A} \quad (26)$$

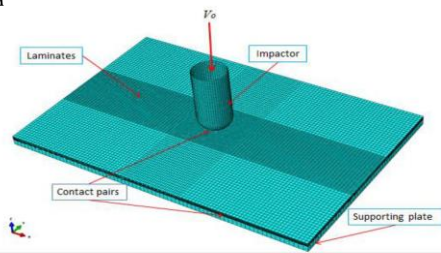


Fig. 4 Meshing and boundary conditions in low-velocity impact.

شکل 4 نحوه مش‌بندی و شرایط مرزی در مدل‌سازی ضربه کم سرعت.

برای طول مشخصه المان حد بالایی در نظر گرفته می‌شود در صورتی که طول مش کمتر از این مقدار باشد نتایج وابسته به طول مش نمی‌باشند. حد بالا طول مشخصه توسط [32] ارائه شده است:

$$l_c = \begin{cases} l_{fib} & (G, X, \varepsilon) = (G_{11}^{t(c)}, X^{t(c)}, \varepsilon_{11}^{ot(c)}) \\ l_{mat} & (G, X, \varepsilon) = (G_{22}^{t(c)}, Y^{t(c)}, \varepsilon_{22}^{ot(c)}) \\ (G, X, \varepsilon) = (G_{ij}, S_{ij}, \gamma_{22}^{ot(c)}) & ij = 12, 23, 32 \end{cases} \quad (27)$$

با استفاده از خواص مکانیکی نتیجه می‌شود:

$$l_c \leq 1.28 \quad (28)$$

برای نمایش دادن توزیع دقیق کشش در نوک ترک، حداقل 3 المان چسبناک مورد نیاز است [33]. طول ناحیه چسبناک که با استفاده از [15] ارائه شده است که از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$l_{cz} = \frac{9\pi E_m G_c}{32(\tau^0)^2} \quad (29)$$

که  $g_{nt}$  و  $g_{nt}^0$  چگالی انرژی کرنشی در مولفه تنش مربوط به آن می‌باشد.  $G_{mt(c)}$  نرخ رهایی انرژی بحرانی عرضی،  $G_{12c}$  و  $G_{23c}$  به ترتیب نرخ رهایی انرژی بحرانی عرضی درون صفحه ای و خارج صفحه ای می‌باشند.  $l_{mat}$  طول مشخصه المان،  $\zeta$  پارامتر مادی و مقدار آن برای این مدل، 2 می‌باشد.

چگالی انرژی کرنشی متناسب با مولفه‌های تنش از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$g_j^f = \int_0^{\varepsilon_j^f} \sigma_j d\varepsilon_j \approx \frac{1}{2} \sigma_j^0 \varepsilon_j^f = \frac{1}{2} \sigma_j^0 \beta_j \varepsilon_{eq}^f \quad j = n, nl, nt \quad (20)$$

که  $\sigma_j^0$  مولفه تنش بر روی صفحه شکست در زمان شروع آسیب ماتریس می‌باشد.  $\beta_j$  بیانگر نسبت اختلاط مود می‌باشد و به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\beta_n = \frac{\varepsilon_n}{\varepsilon_{eq}}, \beta_{nt} = \frac{\varepsilon_{nt}}{\varepsilon_{eq}}, \beta_{nl} = \frac{\varepsilon_{nl}}{\varepsilon_{eq}} \quad (21)$$

با ترکیب معادلات، کرنش معادل واماندگی نهایی  $\varepsilon_{eq}^f$  بدست می‌آید:

$$\varepsilon_{eq}^f = \frac{2}{l_{mat}} \left[ \left( \frac{\sigma_n^0 \beta_n}{G_{mt(c)}} \right)^\zeta + \left( \frac{\sigma_{nt}^0 \beta_{nt}}{G_{12c}} \right)^\zeta + \left( \frac{\sigma_{nl}^0 \beta_{nl}}{G_{23c}} \right)^\zeta \right]^{-\frac{1}{\zeta}} \quad (22)$$

### 2-2- مدل آسیب بین لایه‌ای

برای پیش بینی خرابی تورق در ضربه کم سرعت از المان های چسبناک استفاده شده است. شروع خرابی بر اساس یک معیار درجه دوم کشش-جدایش تحت بارگذاری مختلط طبق رابطه (23) می‌باشد [28].

$$\left( \frac{\langle \tau_3 \rangle}{N} \right)^2 + \left( \frac{\tau_1}{S} \right)^2 + \left( \frac{\tau_2}{T} \right)^2 \quad (23)$$

که  $\tau_1, \tau_2, \tau_3$  تنش‌های برشی درون صفحه ای و  $\tau_3$  تنش نرمال می‌باشند.  $S, N$  و  $T$  استحکام‌های برشی و کششی بین دو سطح می‌باشند. زمانی که واماندگی شروع می‌شود، خرابی با استفاده از معیار مود ترکیبی انرژی شکست گسترش می‌یابد. این معیار توسط بنزگاه کنان<sup>۱</sup> [29] ارائه شده است.

$$G_c = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) B^\eta \quad (24)$$

$$B = \frac{G_{II} + G_{III}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \quad (25)$$

که  $G_{IC}$  و  $G_{IIC}$  چقرمگی شکست مود I و II کامپوزیت بوده و  $G_c$  چقرمگی شکست مود مختلط، B نسبت محلی مود مختلط و  $\eta$  پارامتر مود مختلط می‌باشد.

### 3-مدل المان حدود

برای شبیه سازی ضربه کم سرعت از نرم افزار آباکوس با حلگر صریح استفاده شده است. مدل مادی ذکر شده در بخش قبل با استفاده از زیرروال VUMAT کدنویسی شده است. زیرروال شامل 3 بخش اصلی می‌باشد که شامل تعیین واماندگی الیاف، واماندگی ماتریس و برش غیر خطی می‌باشد. 3 سطح انرژی مختلف (10، 15 و 20 ژول) برای شبیه سازی ضربه آزمایش شده است.

### 1-3- هندسه نمونه

مطابق با استاندارد ASTM D7136 [30] که مربوط به آزمون‌های ضربه کم سرعت می‌باشند، چندلایه کامپوزیتی به صورت یک پارت 3 بعدی تغییر شکل پذیر آذر ابعاد 150×100 میلی‌متر مدل شده است. لایه چینی کامپوزیت مدل شده به صورت [45/0<sub>2</sub>/-45/90<sub>2</sub>]s بوده که ضخامت کل آن در مجموع 3 میلی‌متر است. خواص مواد استفاده شده در شبیه سازی در بخش 4-1 آورده شده است.

<sup>1</sup> Benzeggah-Kenane

<sup>2</sup> Deformable

<sup>3</sup> Discrete rigid

<sup>4</sup> Clamp

<sup>5</sup> Mass scaling

<sup>6</sup> Stable time increment

چندلایه، شبه آیزوتروپیک و به صورت  $[45/0_2/-45/90_2]_s$  می باشد. نمونه‌های کربن/اپوکسی در ابعاد  $150 \times 100$  میلی‌متر و با استفاده از روش واترجت از صفحات کامپوزیتی بریده شدند. با توجه به ضخامت 0.25 میلی‌متری هر لایه، ضخامت کل نمونه  $3.0 \pm 0.1$  میلی‌متر به دست آمده است.

به منظور مشخصه سازی خواص مکانیکی کامپوزیت کربن/اپوکسی، آزمون‌های کشش، فشار و برش بر اساس استانداردهای ASTM D3039 [34]، ASTM D6641 [35] و ASTM D3518 [36] بر روی نمونه‌های ساخته شده با روش نفوذ در خلأ انجام شده است که نتایج آزمون‌های مذکور در جدول 2 آورده شده است. خواص بین‌لایه‌ای نیز از [37] استخراج شده است که در جدول 3 آورده شده است.

#### 4-1- آزمون ضربه کم سرعت

برای شبیه سازی ضربه یک سازه کامپوزیتی در اثر برخورد یک ضربه زننده با جرم زیاد و با سرعت کم، استفاده از دستگاه آزمون ضربه سقوط آزاد مناسب ترین روش می باشد [38]. به همین دلیل آزمون ضربه کم سرعت با استفاده از دستگاه سقوط آزاد (شکل 5a) مطابق استاندارد ASTM D7136 [30] انجام شده است. همان طور که در شکل 5b مشاهده می شود، دستگاه آزمون ضربه مجهز به ضربه زننده با نوک نیم کره ای به قطر 10 میلی‌متر می باشد. جرم ضربه زننده برابر 7 کیلوگرم است. برای آزمون ضربه کم سرعت سه سطح انرژی 10، 15 و 20 ژول مورد بررسی قرار گرفته است که با تنظیم ارتفاع سقوط ضربه زننده، قابل تنظیم است. همچنین برای هر سطح انرژی، 4 نمونه آزمایش شده است. فیکسچر آزمون ضربه کم سرعت (شکل 5c) شامل دو صفحه به ابعاد  $215 \times 215$  میلی‌متر است که در وسط هر یک شکاف مربعی به ابعاد  $60 \times 60$  میلی‌متر وجود دارد. این دو پلیت به کمک چهار پیچ به یکدیگر متصل می شود و نمونه ی کامپوزیتی که بین آن قرار می گیرد از این طریق مهار می شود.

در هر آزمون ضربه کم سرعت، نتایج آزمون به صورت منحنی نیرو-زمان می باشد که مقدار نیرو از طریق سنسور پیزوالکتریک اندازه گیری شده و توسط دیتالاگر با نرخ داده برداری 100 کیلوهرتز ثبت می گردد.

جدول 2 خواص مکانیکی چندلایه کربن/اپوکسی.

Table 2 Mechanical properties of carbon/epoxy laminate.

مقدار		خواص مکانیکی
$E_{1,2}=95450$	$E_{3,4}=6350$	مدول الاستیسیته (MPa)
$G_{12}=G_{13}=4590$	$G_{23}=3300$	
$\nu_{12}=\nu_{13}=0.3$	$\nu_{23}=0.36$	ضریب پواسون
$X_t=801.3$	$X_c=258.3$	$Y_t=14.4$
$Y_c=67.38$	$S_{12}=72.39$	استحکام (MPa)
$G_{ft}=90.0$	$G_{fc}=82$	$G_{mt}=0.52$
$G_{mc}=1.61$	$G_{12c}=0.92$	چقرمگی شکست ( $\text{kJ/m}^2$ )

Table 3 Material properties of cohesive element.

$K_t$ (N/mm <sup>3</sup> )	$K_s$ (N/mm <sup>3</sup> )	$K_n$ (N/mm <sup>3</sup> )	T (MPa)	S (MPa)	N (MPa)	$\eta$	$G_{IIIc}$ (J/m <sup>2</sup> )	$G_{IIc}$ (J/m <sup>2</sup> )	$G_{Ic}$ (J/m <sup>2</sup> )	خواص
$10^6$	$10^6$	$10^6$	80	80	30	1.46	920	920	560	مقدار

<sup>4</sup> Inverting

<sup>5</sup> Tie

<sup>6</sup> Vacuum infusion process (VIP)

که  $E_m$  مدول ماده بین سطوح بوده که تقریباً برابر است با مدول عرضی کامپوزیت  $E_{22}$ ،  $G_c$  چقرمگی شکست و  $\tau^0$  استحکام اسمی بین سطوح می باشد و از رابطه زیر بدست می آید:

$$\tau^0 = \sqrt{(\tau_{sh}^0)^2 + (\tau_3^0)^2} \quad (30)$$

$$\tau_{sh}^0 = \sqrt{(\tau_1^0)^2 + (\tau_2^0)^2} \quad (31)$$

در نتیجه طول بیشینه المان‌های ناحیه چسبناک برابر  $l_{cz} \approx 4.08$  و در نتیجه  $l_e = \frac{l_{cz}}{3} \approx 1.36$  می باشد.

با توجه به اینکه با ریز شدن سائز المان‌ها هزینه محاسباتی به شدت افزایش می‌یابد، سائز المان با در نظر گرفتن طول مشخصه المان و ناحیه چسبناک 1.2 میلی‌متر انتخاب گردید. با توجه به اینکه ضخامت هر لایه 0.25 میلی‌متر می‌باشد، در راستای ضخامت یک تک‌لایه فقط یک المان وجود دارد.

همه لایه‌های کامپوزیت با استفاده المان C3D8R مدل سازی شده‌اند. برای جلوگیری از ساعت شنی شدن<sup>1</sup> در نرم افزار آباکوس از روش افزایش کنترل ساعت شنی<sup>2</sup> در همه مراحل شبیه سازی استفاده شده است. علاوه بر این از کنترل اعوجاج<sup>3</sup> برای جلوگیری از حجم منفی المان<sup>4</sup> استفاده شده است. از المان سه بعدی چسبناک با ضخامت صفر COH3D8 برای شبیه سازی سطح بین لایه‌ها استفاده شده است. المان‌های چسبناک با استفاده از قید گره<sup>5</sup> به لایه‌های کامپوزیت متصل شده‌اند. همچنین المان‌های تشکیل دهنده ضربه‌زننده از نوع R3D4 بوده که مخصوص جسم صلب می‌باشد. سائز این المان‌ها 1.0 میلی‌متر انتخاب شده است.

#### 2-3- الگوریتم تماس

الگوریتم عمومی تماس موجود در آباکوس [31] برای شبیه سازی تماس در مدل عددی استفاده شد تا نیروهای تماسی بین گره‌ها و سطوح، نفوذ تماسی بین لایه‌های کامپوزیت و همچنین ضربه زننده و کامپوزیت برقرار گردد. برای لایه‌های کامپوزیت، تماس عمودی و مماسی لحاظ گردیده و برای تماس بین ضربه زننده و کامپوزیت ضریب اصطکاک 0.3 لحاظ شده است.

#### 4- فرایند آزمون تجربی

در ساخت نمونه‌های کامپوزیتی، از الیاف کربن T300 به صورت تک جهت و با استحکام و مدول کششی 3800-4000 مگاپاسکال و 230 گیگاپاسکال استفاده شده است. رزین به کاررفته اپوکسی EPIKOTE™ L20 و هاردنر EPIKURE™ 960 می باشد که با نسبت جرمی 100 به 34 به یکدیگر مخلوط می شوند. فرایند پخت رزین به صورت 24 ساعت در دمای محیط و 15 ساعت در دمای 60°C است. برای ساخت چندلایه‌های کامپوزیتی، روش قالب باز نفوذ در خلأ<sup>6</sup> به کار برده شد و کسر حجمی الیاف در نمونه‌های ساخته شده با این روش برابر 62% می باشد. با توجه به استاندارد ASTM D7136، لایه چینی

جدول 3 خواص ماده در المان چسبناک.

مقایسه نتایج تجربی و عددی در نمودارهای نیرو-زمان ضربه برای سه سطح انرژی 10، 15 و 20 ژول در شکل 7 نشان داده شده است. همانطور که از نمودار مشاهده می‌شود پاسخ ضربه و زمان برخورد به خوبی پیش‌بینی شده است. در حالی که انرژی ضربه پایین (10 ژول) می‌باشد شکل نمودار به صورت سینوسی و متقارن درمی‌آید که متقارن بودن آن نشان می‌دهد ضربه به صورت الاستیک بوده و خرابی ناشی از آن اندک می‌باشد. با بالا رفتن انرژی ضربه (15 و 20 ژول) نمودار نیرو-زمان از حالت متقارن خارج شده و نوسانات نیرو شدیدتر می‌شود. نیرو بعد از رسیدن به مقدار پیک آن دچار افت ناگهانی می‌شود که این افت نشان‌دهنده ایجاد خرابی (خرابی الیاف) در کامپوزیت می‌باشد. مقایسه نمودارهای نیرو-زمان با یکدیگر نشان می‌دهد که با افزایش سطح انرژی ضربه نیروی بیشینه و زمان کل برخورد افزایش می‌یابد که این امر باعث افزایش خرابی در کامپوزیت می‌شود و مشابه نتایج به دست آمده در پژوهش‌های دیگر می‌باشد [4,1].

نتایج انرژی جذب شده برای سه سطح انرژی مختلف ضربه بر حسب زمان در شکل 8 نمایش داده شده است. انرژی جنبشی ضربه زنده بعد از برخورد به صورت تغییر فرم الاستیک، خرابی و دیگر حالت‌های انرژی به کامپوزیت منتقل می‌گردد. بعد از رسیدن ضربه زنده به بیشینه جابجایی خود انرژی الاستیک ذخیره شده در کامپوزیت، ضربه زنده را بازمیگرداند و بخشی از انرژی نیز در کامپوزیت ذخیره می‌گردد. با افزایش سطح انرژی ضربه جذب شده توسط کامپوزیت نیز افزایش می‌یابد. این امر نشان می‌دهد با افزایش انرژی ضربه خرابی ایجاد شده در کامپوزیت افزایش یافته و در نتیجه انرژی بیشتری را جذب می‌کند.

جابجایی با استفاده از رابطه (33) و داده‌های نیرو محاسبه می‌شود. منحنی نیرو-جابجایی برای سه سطح انرژی ضربه در شکل 9 نشان داده شده است. با توجه به نمودار، با افزایش سطح انرژی، جابجایی بیشینه نیز افزایش می‌یابد. رسیدن جابجایی به مقدار بیشینه آن سرعت ضربه زنده به صفر رسیده و بعد از برخورد به کامپوزیت بازمی‌گردد.

به منظور ارزیابی مقدار جابجایی به دست آمده از رابطه (33)، مقدار جابجایی ضربه زنده با استفاده از عکس برداری با نرخ 500 فریم بر ثانیه در هر سه سطح انرژی ضربه اندازه‌گیری شده است. در شکل 10 منحنی‌های جابجایی-زمان محاسبه شده با رابطه (33) و اندازه‌گیری شده با تصویربرداری با یکدیگر مقایسه شده است. در هر سه سطح انرژی ضربه، مقادیر جابجایی اندازه‌گیری شده با رابطه (33) تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد و حداکثر خطا برابر 3.2% است.

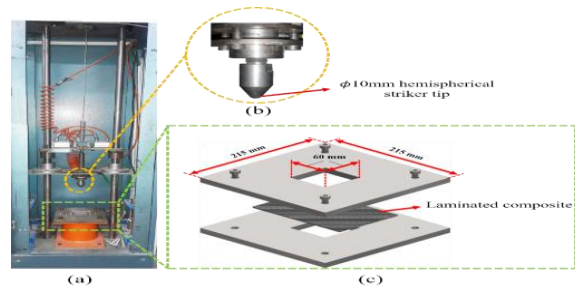


Fig. 5 (a) Overview of drop-weight test setup (b) impactor with a hemispherical tip with a diameter of 10 mm (c) low-velocity impact test fixture.

شکل 5 (a) نمای کلی دستگاه آزمون ضربه سقوط آزاد (b) ضربه زنده با نوک نیم‌کره به قطر 10 میلی‌متر (c) فیکسچر آزمون ضربه کم سرعت.

### 5-نتایج و بحث

#### 5-1- نتایج ضربه کم سرعت

در این بخش به بررسی اثر ضربه کم سرعت بر روی چندلایه کامپوزیتی و مقایسه نتایج آزمون تجربی و شبیه‌سازی عددی پرداخته می‌شود. برای محاسبه پارامترهای سرعت، جابجایی و انرژی جذب شده از استاندارد ASTM D7136 استفاده شده است که روابط آن به صورت زیر است:

$$v(t) = v_i + gt - \int_0^t \frac{F(t)}{m} dt \quad (32)$$

$$\delta(t) = v_i + \frac{gt^2}{2} - \int_0^t \left( \int_0^t \frac{F(t)}{m} dt \right) dt \quad (33)$$

$$E_a(t) = \frac{m(v_i^2 - v(t)^2)}{2} + mg\delta(t) \quad (34)$$

که  $v(t)$  سرعت ضربه زنده در هر لحظه،  $v_i$  سرعت اولیه در لحظه شروع برخورد،  $\delta(t)$  جابجایی ضربه زنده و  $E_a(t)$  انرژی جذب شده در هر لحظه می‌باشد.

برای نشان دادن تکرار پذیری نتایج آزمون ضربه، منحنی‌های نیرو-زمان برای هر 4 نمونه‌ی آزمایش شده تحت ضربه 10 ژول در شکل 6 نمایش داده شده است.

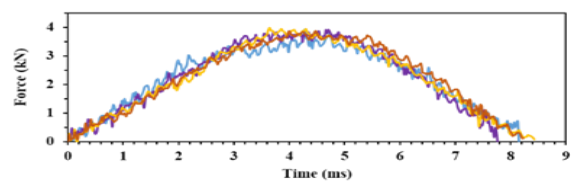


Fig. 6 Impact force-time curves of all 4 samples tested under 10 J.

شکل 6 منحنی‌های نیرو-زمان هر 4 نمونه‌ی آزمایش شده تحت ضربه 10 ژول.

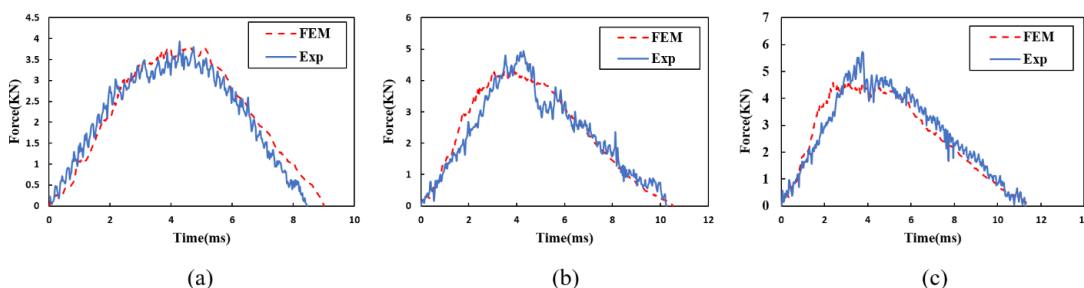


Fig. 7 The force-time response of a composite laminate under low-velocity impact at different energy levels (a) 10 J, (b) 15 J and (c) 20 J.

شکل 7 پاسخ نیرو-زمان چندلایه کامپوزیتی تحت ضربه کم سرعت در سطوح مختلف انرژی (a) 10 ژول، (b) 15 ژول و (c) 20 ژول.

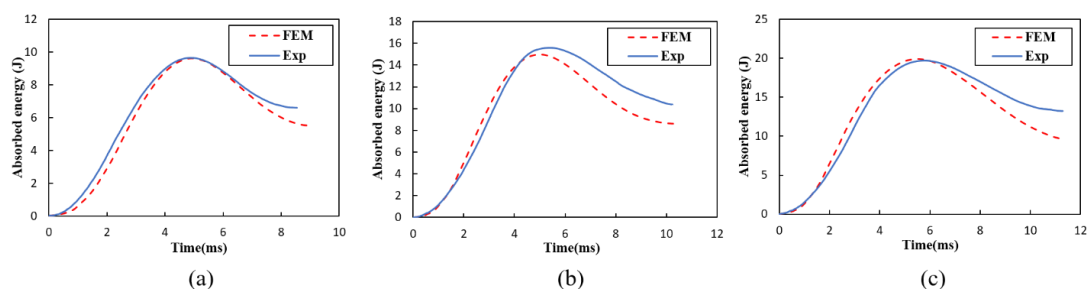


Fig. 8 The energy-time response of a composite laminate under low-velocity impact at different energy levels (a) 10 J, (b) 15 J and (c) 20 J.

شکل 8 پاسخ انرژی-زمان چندلایه کامپوزیتی تحت ضربه کم سرعت در سطوح مختلف انرژی (a) 10 ژول، (b) 15 ژول و (c) 20 ژول.

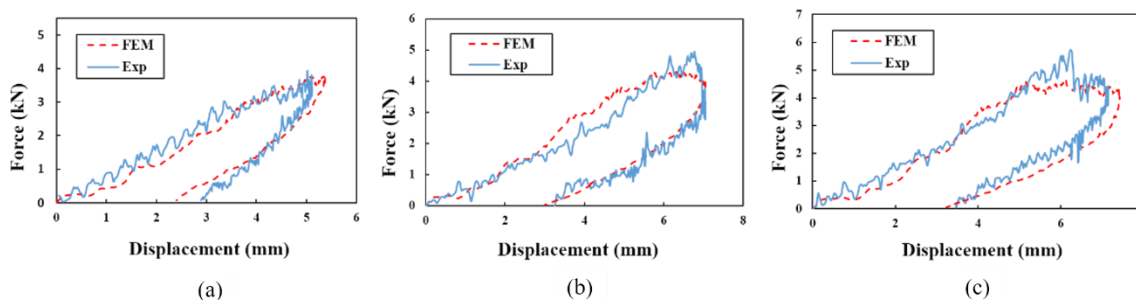


Fig. 9 The force-displacement response of a composite laminate under low-velocity impact at different energy levels (a) 10 J, (b) 15 J and (c) 20 J.

شکل 9 پاسخ نیرو-جابجایی چندلایه کامپوزیتی تحت ضربه کم سرعت در سطوح مختلف انرژی (a) 10 ژول، (b) 15 ژول و (c) 20 ژول.

زمانی که ضربه زنده از سطح کامپوزیت جدا می‌شود با توجه به نمودار، جابجایی نهایی کامپوزیت صفر نمی‌شود که به این جابجایی فرورفتگی دائمی می‌گویند. شکل 11 نمای بالای صفحه کامپوزیتی را نشان می‌دهد که بعد از آزمون تجربی ضربه، فرورفتگی ماندگار در آن مشاهده شده است که با کانتور جابجایی بعد از ضربه در محل ضربه خورده در هر 3 سطح انرژی ضربه مقایسه شده است. علت ایجاد فرورفتگی دائمی ایجاد خرابی در کامپوزیت و رفتار غیر خطی آن می‌باشد. مدل خرابی ارائه شده نیز قادر است به واسطه تعیین رفتار غیر خطی برش، جابجایی ماندگار ایجاد شده در محل ضربه را پیش بینی کند. به طور کلی اندازه فرورفتگی دائمی نیز با افزایش سطح انرژی ضربه افزایش می‌یابد. مساحت زیر نمودار نیرو-جابجایی نشان‌دهنده انرژی جذب شده توسط کامپوزیت می‌باشد که با استفاده از (34) بدست می‌آید. مقدار حداکثر فرورفتگی پس از انجام آزمون ضربه کم سرعت با گذشت چند روز با استفاده از ساعت اندازه گیری با دقت 0.01 میلی متر اندازه شد تا اثرات برگشت پذیر ناشی از رفتار ویسکوالاستیک در محاسبات لحاظ نگردد. در سه سطح انرژی ضربه 10، 15 و 20 ژول میزان فرورفتگی به ترتیب برابر 0.60 و 1.98 و 3.1 میلی متر می‌باشد که مقادیر متناظر پیش‌بینی شده توسط مدل ارائه شده به ترتیب برابر 0.71 و 2.23 و 2.93 میلی متر می‌باشد که تطابق قابل قبولی با نتایج تجربی دارد.

در جدول 4 خلاصه ای از داده های نمودارها و نتایج آزمون ضربه ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با تقریباً خوبی نتایج شبیه سازی عددی داده های تجربی را پیش بینی کرده‌اند. بیشترین خطا در تعیین انرژی جذب شده می‌باشد که ناشی از خطای جابجایی نهایی بوده که در تعیین انرژی جذب شده خطا ایجاد می‌کند.

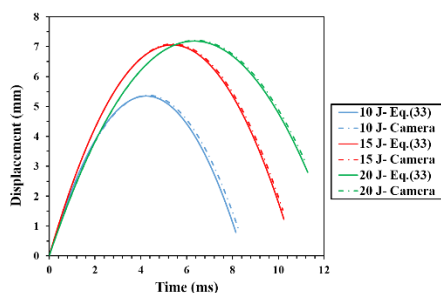


Fig. 10 Comparison of displacement-time curves calculated by Eq.(33) and measured with a camera

شکل 10 مقایسه منحنی جابجایی-زمان محاسبه شده با رابطه (33) و اندازه گیری شده با تصویربرداری.

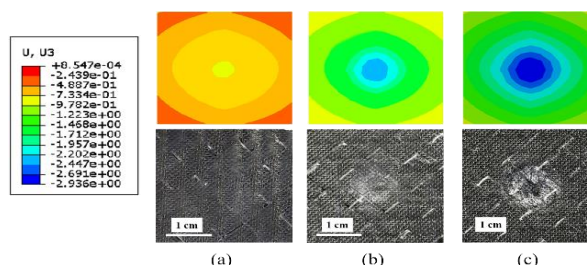


Fig. 11 Comparison of permanent indentation due to (a) 10 J, (b) 15 J and (c) 20 J impact in modeling and experimental testing.

شکل 11 مقایسه فرورفتگی دائمی ناشی از ضربه (a) 10 ژول، (b) 15 ژول و (c) 20 ژول در مدل‌سازی و آزمون تجربی.

## 5-2- مکانیزم خرابی درون لایه‌ای و بین لایه‌ای

با توجه به اینکه در فرآیند آزمون تجربی مکانیزم های خرابی به صورت مجزا و دقیق قابل تفکیک نیستند و همچنین در طول ایجاد ضربه نیز نمی‌توان خرابی های ایجاد شده را مشاهده کرد برای مشاهده و تعیین مکانیزم های خرابی از شبیه سازی عددی استفاده شده است. در هنگام وقوع ضربه، آسیب در کامپوزیت به صورت شکستگی الیاف، ترک ماتریسی و تورق رخ می‌دهد. در همه انرژی های ضربه، ترک ماتریسی بیشترین خرابی مربوط به خرابی های درون لایه‌ای را به خود اختصاص داده است و به طور کلی خرابی ماتریس در محل ضربه متمرکز می‌باشد.

در ضربه با انرژی 10 ژول خرابی الیاف در محل ضربه ایجاد نمی‌شود و تنها خرابی درون لایه ای ایجاد شده در کامپوزیت خرابی ماتریس می‌باشد. در ضربه با انرژی 15 ژول در لایه های 0 و 45 که نزدیکترین فاصله را با محل ضربه دارند خرابی الیاف ایجاد شده و خرابی ماتریس نیز در همه لایه ها وجود دارد. در ضربه با انرژی 20 ژول در همه لایه ها خرابی الیاف و ماتریس مشاهده می‌شود. شکل 12 و شکل 13 خرابی ترک ماتریسی و خرابی الیاف را برای هر دو لایه در ضربه با انرژی 20 ژول را نشان می‌دهد. بیشترین خرابی ماتریس بر خلاف خرابی الیاف مربوط به لایه 90 درجه می‌باشد که نتیجه مشابهی توسط [19,39,40] مشاهده شده است. به طور کلی خرابی ماتریس بر خلاف خرابی الیاف ابتدا از لایه های پایین تر شروع به رشد می‌کند. شکل 14 گسترش ترک ماتریس را برای زمان های مختلف ضربه با انرژی 20 ژول را نشان می‌دهد. با توجه به شکل در  $t=1ms$  خرابی ابتدا در لایه‌های 0 و 45 پایین رشد کرده و بعد از رسیدن زمان به  $t=7ms$  ترک ماتریسی در همه لایه ها گسترش می‌یابد.

بسته به سطح انرژی ضربه، گسترش و شکل کلی این خرابی‌ها در نمونه‌های مختلف متفاوت می‌باشد.

تورق یکی از مهمترین مکانیزم‌های خرابی در کامپوزیت در هنگام ضربه می‌باشد. این مکانیزم خرابی به طور کلی در تمامی سطوح انرژی ضربه در بین لایه‌های غیر هم جهت کامپوزیت قابل مشاهده می‌باشد. برای مشاهده خرابی‌های ناشی از تورق در آباکوس از خروجی SDEG استفاده شده است. تورق نیز همانند آسیب ماتریس در شروع ضربه ابتدا در لایه‌های پایین تر به وجود می‌آید و با افزایش زمان این خرابی در بین لایه‌های دیگر کامپوزیت رشد پیدا می‌کند. شکل خرابی تورق در آزمون تجربی با استفاده از رادیوگرافی استخراج شده است. مقایسه مساحت خرابی تورق برای آزمون تجربی و شبیه سازی عددی در سطوح مختلف انرژی در شکل 15 نشان داده شده است. با توجه به اینکه در ضربه با انرژی 10 ژول و 15 ژول مساحت خرابی تورق نسبت به ضربه با انرژی 20 ژول بیشتر می‌باشد به شکل کلی خرابی با شکل استخراج شده از شبیه سازی عددی مطابقت زیادی ندارد ولی مساحت خرابی این سطوح انرژی ضربه، در فرآیند شبیه‌سازی با دقت خوبی پیش‌بینی شده‌اند. در ضربه با انرژی 20 ژول شکل کلی خرابی با شبیه سازی مطابقت دارد و مساحت خرابی نیز با 10 درصد خطا پیش‌بینی شده است. با توجه به اینکه مساحت خرابی ناشی از تورق از دیگر خرابی های کامپوزیت بیشتر می‌باشد بخش زیادی از انرژی ضربه توسط این مکانیزم جذب می‌شود. خرابی های ایجاد شده توسط تورق به طور کلی در محل ضربه متمرکز می‌باشد و در راستای عرض کامپوزیت به طور کامل گسترش نمی‌یابد. با این حال تورق مکانیزم اصلی خرابی در ضربه را به خود اختصاص داده است.

## 6- نتیجه‌گیری

در این تحقیق به بررسی رفتار کامپوزیت با لایه‌چینی شبه ایزوتروپیک جهت پیش‌بینی خرابی ناشی از ضربه کم سرعت پرداخته شده است. مدل خرابی 3 بعدی ارائه شده قابلیت پیش‌بینی هر دو آسیب درون‌لایه‌ای (خرابی ماتریس و الیاف) و بین‌لایه‌ای را دارد که بر پایه مکانیک محیط پیوسته آسیب می‌باشد. همچنین جهت صحت‌سنجی نتایج به دست آمده از مدل ارائه شده، مطالعه تجربی برای سه سطح انرژی ضربه مختلف انجام شد.

با مقایسه پاسخ کلی رفتار ضربه، تطابق خوبی بین نتایج آزمون تجربی و شبیه سازی بدست آورده شد که نشان می‌دهد مدل خرابی استفاده شده به خوبی قابلیت پیش‌بینی رفتار کلی کامپوزیت را در این فرآیند دارد. مساحت خرابی ناشی از تورق با استفاده از روش رادیولوژی اندازه گیری گردید و با نتایج به دست آمده از شبیه سازی عددی مقایسه شده‌اند که تطابق خوبی (با خطای 9.92 درصد) داشت. نتایج شبیه سازی نشان می‌دهد در ضربه کم سرعت خرابی ناشی از تورق مهم‌ترین مکانیزم خرابی را به خود اختصاص داده است. چرا که در مقایسه مساحت خرابی مکانیزم خرابی درون لایه‌ای و بین لایه‌ای، تورق بیشترین سطح خرابی را به خود اختصاص داده است. همچنین در آزمون ضربه کم سرعت نشان داده شد ترک ماتریسی در طول ضربه از قسمت تحتانی کامپوزیت شروع به رشد کرده و با گذر زمان خرابی ایجاد شده به سمت بالا رشد می‌کند. آسیب شکست الیاف نیز عمدتاً در محل ضربه رخ داده است.

**جدول 4** مقایسه کلی نتایج به دست آمده از آزمون تجربی و مدل‌سازی ضربه کم سرعت. **Table 4** General comparison of the results obtained from experimental testing and low velocity impact modeling.

انرژی ضربه	20 J	15 J	10 J	
بیشینه نیرو (kN)	عددی	4.31	3.75	4.93
	تجربی	4.73	3.92	5.56
	درصد خطای نسبی	8.88	4.34	11.33
زمان ضربه (ms)	عددی	10.54	9.00	11.42
	تجربی	10.24	8.45	11.28
	درصد خطای نسبی	2.93	6.50	1.24
بیشینه جابجایی (mm)	عددی	7.04	5.36	7.42
	تجربی	7.05	5.11	7.14
	درصد خطای نسبی	0.14	4.89	3.92
جابجایی ماندگار (mm)	عددی	3.05	2.47	3.37
	تجربی	3.23	2.79	3.68
	درصد خطای نسبی	5.57	11.47	8.42
انرژی جذب شده (J)	عددی	8.61	5.52	9.64
	تجربی	10.30	6.59	13.23
	درصد خطای نسبی	16.41	16.24	27.13

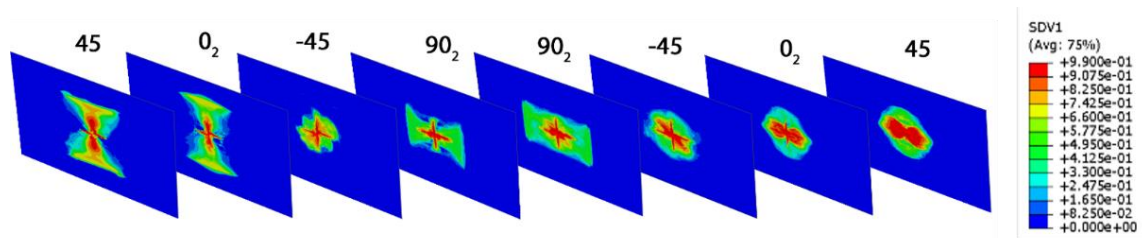


Fig. 12 Contour of the matrix damage obtained from modeling in different composite layers under 20 J impact.

شکل 12 کانتور آسیب ماتریس به دست آمده از مدل سازی در لایه های مختلف کامپوزیت تحت ضربه 20 ژول.

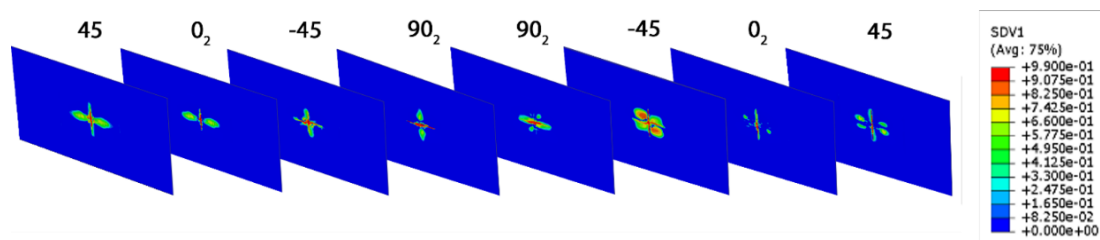


Fig. 13 Contour of the fiber damage obtained from modeling in different composite layers under 20 J impact.

شکل 13 کانتور آسیب الیاف به دست آمده از مدل سازی در لایه های مختلف کامپوزیت تحت ضربه 20 ژول.

7-مراجع

- [1] Rahmani MKH, Khosravi H. "An experimental and numerical study on the low-velocity impact behavior of polymer matrix Kevlar-Basalt hybrid composites". Iran J Manuf Eng 2020;7:44–55.
- [2] Ebrahimi F, Habibi S. "Nonlinear low-velocity impact response of CFRP enhanced with CNT in hygrothermal environments". Sci J Aerosp Mech 2017;14:65–80.
- [3] Abrate S. "Impact on composite structures". Cambridge University Press; 2005.
- [4] Shishevan FA, Abazadeh B. "An experimental study on the low velocity impact behavior of hybrid epoxy composites". J Sci Technol Compos 2019;6:571–80. <https://doi.org/10.37358/MP.20.2.5364>.
- [5] Dehkordi MT, Nosrati H, Shokrieh MM. "Low velocity impact simulation of intraply hybrid composites reinforced with brittle and ductile fibers". Comput Methods Eng 2013;32:115–24.
- [6] Pachenari MH, Mozaffari A, Shariyat M. "Non-Linear finite element low-velocity impact response analysis of a viscoelastic composite plate, employing a layerwise theory". J Solid Fluid Mech 2016;6:97–108.
- [7] L.Kachanov. "Introduction to Continuum Damage Mechanics" 1986;10.
- [8] Donadon M V., Iannucci L, Falzon BG, Hodgkinson JM, de Almeida SFM. "A progressive failure model for composite laminates subjected to low velocity impact damage". Comput Struct 2008;86:1232–52. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2007.11.004>.
- [9] Falzon BG, Apruzzese P. "Numerical analysis of intralaminar failure mechanisms in composite structures. Part I: FE implementation". Compos Struct 2011;93:1039–46. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2010.06.028>.
- [10] Falzon BG, Apruzzese P. "Numerical analysis of intralaminar failure mechanisms in composite structures. Part II: Applications". Compos Struct 2011;93:1047–53. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2010.06.022>.
- [11] Faggiani A, Falzon BG. "Predicting low-velocity impact damage on a stiffened composite panel". Compos Part A Appl Sci Manuf 2010;41:737–49. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2010.02.005>.
- [12] Tita V, de Carvalho J, Vandepitte D. "Failure analysis of low velocity impact on thin composite laminates: Experimental and numerical approaches". Compos Struct 2008;83:413–28. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2007.06.003>.

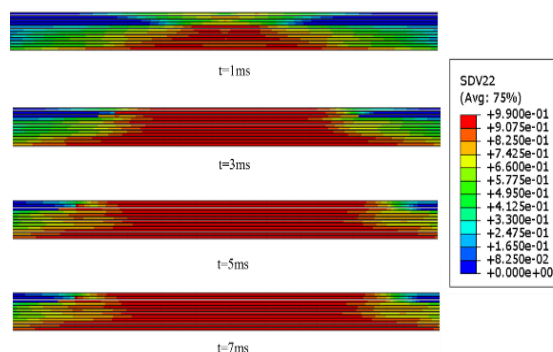


Fig. 14 Trough-the-thickness matrix damage of the composite laminate at different time steps under the 20 J impact.

شکل 14 آسیب ماتریس در راستای ضخامت چندلایه کامپوزیتی در مراحل زمانی مختلف تحت ضربه 20 ژول.

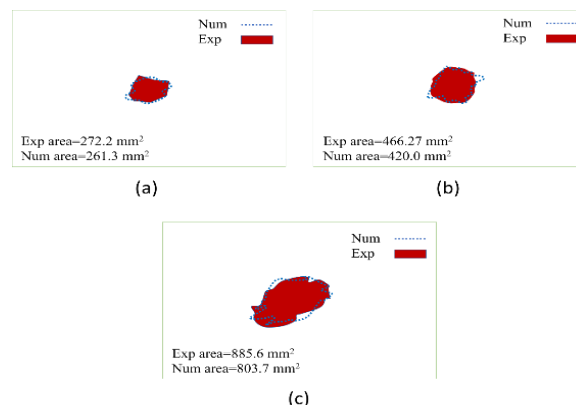


Fig. 15 Comparison of the delamination area obtained from modeling and radiography at the impact energies of (a) 10 J, (b) 15 J and (c) 20 J.

شکل 15 مقایسه مساحت ناحیه تورق به دست آمده از مدل سازی و رادیوگرافی در انرژی ضربه های (a) 10، (b) 15 و (c) 20 ژول.

- [31] ASTM International. "D7137/D7137M-17 standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates". *Am Stand Test Methods* 2012;i:1-17. <https://doi.org/10.1520/D7137>.
- [32] SIMULIA. Systems D. "ABAQUS documentation". 2020 n.d.
- [33] Ridha M, Wang CH, Chen BY, Tay TE. "Modelling complex progressive failure in notched composite laminates with varying sizes and stacking sequences". *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2014;58:16-23. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2013.11.012>.
- [34] Turon A, Dávila CG, Camanho PP, Costa J. "An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models". *Eng Fract Mech* 2007;74:1665-82. <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2006.08.025>.
- [35] ASTM International. "D3039/D3039M Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials". *Am Stand Test Methods* 2014:1-13. <https://doi.org/10.1520/D3039>.
- [36] ASTM International. "D6641/D6641M - 14 Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC)". *ASTM Int* 2012;i:1-11. <https://doi.org/10.1520/D6641>.
- [37] ASTM International. "D3518 Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a 45° Laminate". *Adv Mater Res* 2013;641-642:583-90. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.641-642.583>.
- [38] Tuo H, Lu Z, Ma X, Xing J, Zhang C. "Damage and failure mechanism of thin composite laminates under low-velocity impact and compression-after-impact loading conditions". *Compos Part B Eng* 2019;163:642-54. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2019.01.006>.
- [39] Shokrieh MM, Omid MJ. "The Impact Resistance of Fiber-Reinforced Polymer Composites: A Review". *Iran J Polym Sci Technol* 2011;24:255-77.
- [40] Catalanotti G, Camanho PP, Xavier J, Dávila CG, Marques AT. "Measurement of resistance curves in the longitudinal failure of composites using digital image correlation". *Compos Sci Technol* 2010;70:1986-93. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2010.07.022>.
- [41] Zhang J, Zhang X. "Simulating low-velocity impact induced delamination in composites by a quasi-static load model with surface-based cohesive contact". *Compos Struct* 2015;125. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.01.050>.
- [42] Tan W, Falzon BG. "Modelling the crush behaviour of thermoplastic composites". *Compos Sci Technol* 2016;134:57-71. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2016.07.015>.
- [13] Feng D, Aymerich F. "Finite element modelling of damage induced by low-velocity impact on composite laminates". *Compos Struct* 2014;108:161-71. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.09.004>.
- [14] Liu H, Falzon BG, Tan W. "Predicting the Compression-After-Impact (CAI) strength of damage-tolerant hybrid unidirectional/woven carbon-fibre reinforced composite laminates". *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2018;105:189-202. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2017.11.021>.
- [15] González E V., Maimí P, Camanho PP, Turon A, Mayugo JA. "Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates". *Compos Struct* 2012;94:3364-78. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.05.015>.
- [16] Lopes CS, Camanho PP, Gürdal Z, Maimí P, González E V. "Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part II: Numerical simulations". *Compos Sci Technol* 2009;69:937-47. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2009.02.015>.
- [17] Mendes PAAE, Donadon M V. "Numerical prediction of compression after impact behavior of woven composite laminates". *Compos Struct* 2014;113:476-91. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.03.051>.
- [18] Tan W, Falzon BG, Chiu LNS, Price M. "Predicting low velocity impact damage and Compression-After-Impact (CAI) behaviour of composite laminates". *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2015;71:212-26. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2015.01.025>.
- [19] Abir MR, Tay TE, Ridha M, Lee HP. "Modelling damage growth in composites subjected to impact and compression after impact". *Compos Struct* 2017;168:13-25. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.02.018>.
- [20] Liu H, Falzon BG, Tan W. "Experimental and numerical studies on the impact response of damage-tolerant hybrid unidirectional/woven carbon-fibre reinforced composite laminates". *Compos Part B Eng* 2018;136:101-18. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2017.10.016>.
- [21] Soto A, González E V., Maimí P, Mayugo JA, Pasquali PR, Camanho PP. "A methodology to simulate low velocity impact and compression after impact in large composite stiffened panels". *Compos Struct* 2018;204:223-38. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.07.081>.
- [22] Tuo H, Lu Z, Ma X, Xing J, Zhang C. "Damage and failure mechanism of thin composite laminates under low-velocity impact and compression-after-impact loading conditions". *Compos Part B Eng* 2019;163:642-54. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2019.01.006>.
- [23] Tuo H, Lu Z, Ma X, Zhang C, Chen S. "An experimental and numerical investigation on low-velocity impact damage and compression-after-impact behavior of composite laminates". *Compos Part B Eng* 2019;167:329-41. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2018.12.043>.
- [24] Liu H, Liu J, Ding Y, Hall ZE, Kong X, Zhou J, et al. "A three-dimensional elastic-plastic damage model for predicting the impact behaviour of fibre-reinforced polymer-matrix composites". *Compos Part B Eng* 2020;201:108389. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2020.108389>.
- [25] Daniel IM, Luo JJ, Schubel PM. "Three-dimensional characterization of textile composites". *Compos Part B Eng* 2008;39:13-9. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2007.02.002>.
- [26] Daniel IM, Luo JJ, Schubel PM, Werner BT. "Interfiber/interlaminar failure of composites under multi-axial states of stress". *Compos Sci Technol* 2009;69:764-71. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2008.04.016>.
- [27] Puck A, Schürmann H. "Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models". *Compos Sci Technol* 2002;62:1633-62. [https://doi.org/10.1016/S0266-3538\(01\)00208-1](https://doi.org/10.1016/S0266-3538(01)00208-1).
- [28] Brewer JC, Lagace PA. "Quadratic Stress Criterion for Initiation of Delamination". *J Compos Mater* 1988;22:1141-55. <https://doi.org/10.1177/002199838802201205>.
- [29] Benzeggagh ML, Kenane M. "Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus". *Compos Sci Technol* 1996;56:439-49. [https://doi.org/10.1016/0266-3538\(96\)00005-X](https://doi.org/10.1016/0266-3538(96)00005-X).
- [30] ASTM International. "D7136/D7136M - 15 standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event". *Am Stand Test Methods* 2011;i:4-6. <https://doi.org/10.1520/D7136>.





## اصلاحیه به:

مقاله چاپ شده در فصلنامه جلد ۷، شماره ۴، زمستان ۹۹، صص: ۱۲۵۵-۱۲۶۲

## مطالعه المان محدود رفتار چسبندگی الیاف از جنس آلیاژهای حافظه‌دار شکلی با بتن پلیمری

امیر ابراهیم اکبری بقال<sup>1</sup>، احمد ملکی<sup>2\*</sup>، رامین وفایی پور سرخابی<sup>3</sup>

1- دانشجوی دکتری، گروه مهندسی عمران، واحد مراغه، دانشگاه آزاد اسلامی، مراغه.

2- استاد یار، گروه مهندسی عمران، واحد مراغه، دانشگاه آزاد اسلامی، مراغه.

3- استادیار، گروه مهندسی عمران، واحد تبریز، دانشگاه آزاد اسلامی، تبریز

\* مراغه، صندوق پستی 55197-00634، A.Maleki@iau-maragheh.ac.ir

نویسندگان با اظهار تاسف از اشتباه تاپی رخ داده، درخواست تغییر مرتبه علمی نویسنده دوم از مرتبه "دانشیار" به مرتبه "استادیار" را داشته‌اند که در این اصلاحیه اعمال شده است. لازم به ذکر است نشریه علوم و فناوری کامپوزیت هیچ مسئولیتی در قبال عواقب بعدی این اصلاحیه نداشته و این امر بنا به درخواست کتبی نویسندگان ایشان انجام شده است و مسئولیت هرگونه مشکلات احتمالی بعدی بر عهده خود ایشان است.

### Corrigendum to:

The paper published in: Vol.7, No.4, Winter 1399, Pages: 1255-1262

### Finite Element Analysis of the Adhesive behavior of Shape Memory Alloy Fiber and Polymer Concrete

Amir Ebrahim Akbari Baghal<sup>1</sup>, Ahmad Maleki<sup>1\*</sup>, Ramin Vafaeipour Sorkhabi<sup>2</sup>

1- Department of Civil Engineering, Maragheh Branch, Islamic Azad University, Maragheh, Iran.

2- Department of Civil Engineering, Tabriz Branch, Islamic Azad University, Tabriz, Iran.

\* P.O.B. 55197-00634, Maragheh, A.Maleki@iau-maragheh.ac.ir

The authors regretted the typographical error and requested a change in the second author's academic rank from "Associate Professor" to "Assistant Professor", which was applied in this amendment. It should be noted that the Journal of Science and Technology of Composites has no responsibility for the subsequent consequences of this amendment, and this has been done based on the written request of the authors, and they are responsible for any subsequent problems.





## قالب پیش‌نویس مقاله برای نشریه علوم و فناوری کامپوزیت با بکارگیری امکانات استایل (سبک) در نرم‌افزار ورد (استایل عنوان)

نام و نام‌خانوادگی نگارنده اول<sup>1</sup>، نام و نام‌خانوادگی نگارنده دوم<sup>2\*</sup>، نام و ... نگارنده سوم<sup>3</sup>، ... (استایل نویسندگان)

1- مرتبه علمی نگارنده، رشته تخصصی، نام سازمان، نام شهر (استایل مشخصات نویسندگان)

2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران

3- دانشجوی دکترا، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

\* شهر، صندوق پستی 16846-13114، پست الکترونیکی نویسنده‌دار مکاتبات (استایل مشخصات نویسندگان)

### چکیده (سبک عنوان چکیده)

### اطلاعات مقاله:

دریافت: .....

پذیرش: .....

کلیدواژگان (استایل عنوان کلید واژگان)

حداقل 3، حداکثر 5 واژه، با جداکننده کاما (استایل کلیدواژگان)

بخش انگلیسی مقاله شامل عنوان تا انتهای کلید واژگان است و تمامی اجزای آن مانند بخش فارسی است. قلم انگلیسی به کار رفته در سرتاسر مقاله فقط تایمز نیو رومن است.

در این قالب (تمپلیت)، شیوه‌ی تهیه‌ی سریع ساختار مقاله با استفاده از امکانات استایل (سبک) نرم‌افزار ورد برای مجله علمی پژوهشی علوم و فناوری کامپوزیت شرح داده شده است. روش قالب‌بندی مقاله، بخش‌های مختلف آن، انواع قلم‌ها و اندازه آن‌ها، به‌طور کامل در استایل‌ها تهیه شده است و کافی است نویسندگان با کپی کردن متن مقاله و چسباندن (پیست) آن در بخش‌های مختلف و انتخاب استایل مربوط، مقاله خود را تهیه نمایند. نویسندگان محترم مقالات باید توجه داشته باشند، مجله از پذیرش مقالاتی که خارج از این قالب تهیه شده باشند، معذور است. برای آماده‌سازی مقاله از همین فایل و کمک گرفتن از نوار ابزار «استایل‌ها» (Styles) استفاده کنید. توجه شود که از نسخه ورد 2010 برای نگارش مقالات استفاده شود تا هماهنگی‌های لازم بین کاربران نظیر سردبیر، دبیر تخصصی، داور و ویراستار برقرار گردد. چکیده برای مقاله پژوهشی کامل حداقل 180 و حداکثر شامل 250 کلمه می‌باشد. چکیده باید به‌طور صریح و شفاف، موضوع و هدف پژوهش، روش‌های انجام و نتایج آن را مطرح کند. در چکیده از ذکر جزئیات کار، شکل‌ها، جدول‌ها، فرمول‌ها، مراجع و پاورقی پرهیز شود. لازم به ذکر است که حداقل 15 درصد از مراجع استفاده شده در مقاله باید از مجلات علمی-پژوهشی داخل کشور انتخاب شود.

## A template for preparing papers in journal of science and technology of composites using styles in microsoft word (Style: English Title)

Name Surname<sup>1</sup>, Fathollah Taheri-Behrooz<sup>2\*</sup>, Davoud Shahgholian<sup>3</sup>, ... (Style: Authors)

1- Name of the Department, University Name, City, Country.

2- School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

3- Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

\* P.O.B. 16846-13114, Tehran, Iran, email@address.ac.ir (Style: Authors' Affiliation)

### Keywords (Style: Keywords Title)

Between 3 and 5 words, with separator comma (Style: Keywords), As:  
Composites, Foam, Shear, Deflection

### Abstract (Style: Abstract Title)

The abstract should briefly summarize the main contents of your contribution. It must be limited between 180 to 250 words for full research paper. The abstract should include a definition of the problem, assumptions, method of solution, summary of results. It should clearly state the objective, results and the conclusion of the work. Please do not insert any picture, diagram, table, references and other media material in your abstract. (Style: Abstract)

1- مقدمه (سبک عنوان سطح 1)

1- مقدمه (استایل عنوان سطح 1)

کپی و سپس چسباندن (پیست<sup>1</sup>) متن خود در این فایل، سبک<sup>2</sup> مربوط را انتخاب نمایید. همچنین در هر قسمت از مقاله پس از پیست کردن متن می‌توانید از مسیر زیر، به‌طور مستقیم سبک مربوط را اعمال فرمایید:

Paste option → match with Destination format

برای آماده‌سازی مقاله خود از همین قالب (تمپلیت<sup>1</sup>) استفاده نمایید. نوع صفحه و فواصل از اطراف، در این قالب تنظیم شده است. کافی است نویسندگان محترم، یک کپی از این فایل را در قسمتی از رایانه ذخیره نمایند. پس از آن با

<sup>3</sup>Style

<sup>1</sup> Template

<sup>2</sup> Paste

شکل‌ها و نمودارها در هر صفحه در بالا و یا پایین هر ستون بعد از اولین ارجاع به آن جانمایی شوند. برای این منظور، پس از کلیک روی شکل از مسیر زیر محل آن را در مکان‌های ذکر شده، مشخص نمایید:

Picture Tools -> Format -> Arrange -> Position

محورهای مختصات فقط با پارامتر توصیف می‌شوند.

عناوین افقی و عمودی شکل‌ها اگر بصورت بدون بعد باشند، غیرایتالیک می‌آیند. در غیراینصورت پارامترها بصورت ایتالیک می‌آیند(توجه شود واحدها همواره در کل شکل‌ها، نمودارها و متن مقاله بصورت غیرایتالیک می‌آیند).

نوع و اندازه قلم محور شکل‌ها تایمز نیو رومن<sup>۲</sup> با اندازه 9pt است و نوع و اندازه قلم متون داخل شکل‌ها تایمز نیو رومن با اندازه 8pt است.

شکل‌ها با زمینه سفید (زمینه خاکستری و یا رنگی نباشد) و بدون قاب اضافی بیرونی و بدون خطوط افقی و عمودی (گریدلاین<sup>۳</sup>) رسم می‌شود. مجله به‌صورت سیاه و سفید چاپ می‌شود. بنابراین اجزای شکل‌ها و نمودارها باید به‌گونه‌ای باشند که در چاپ سیاه و سفید قابل تفکیک باشند. به‌خصوص در شکل‌هایی که کانتور رنگی دارند، طیف رنگ استفاده شده باید در چاپ سیاه و سفید قابل تفکیک باشد.

استفاده از کلمات فارسی در شکل‌ها قابل قبول نمی‌باشد و کلیه توضیحات، ارقام، ارجاع‌ها و غیره بایستی با استفاده از کلمات و ارقام انگلیسی صورت گیرند. این کلمات و ارقام بایستی با استاندارد یکسان و مناسب در کل شکل‌های هر مقاله ارائه گردند.

در کلیه‌ی محورهای شکل‌ها باید درجه‌بندی آن‌ها روبه داخل باشد.

از نویسندگان محترم درخواست می‌گردد تا هر شکل و نموداری را به صورت یک مجموعه واحد در مقاله وارد نمایند تا از به هم‌ریختگی شکل و توضیحات آن اجتناب شود.

شکل 1، نمونه شکل با کیفیت و مورد تایید مجله را نشان می‌دهد.

برای توضیحات تکمیلی‌تر در مورد تهیه شکل‌ها و نمودارها مورد تأیید مجله، به فایل راهنمای تهیه شکل‌ها و نمودارها مراجعه کنید.

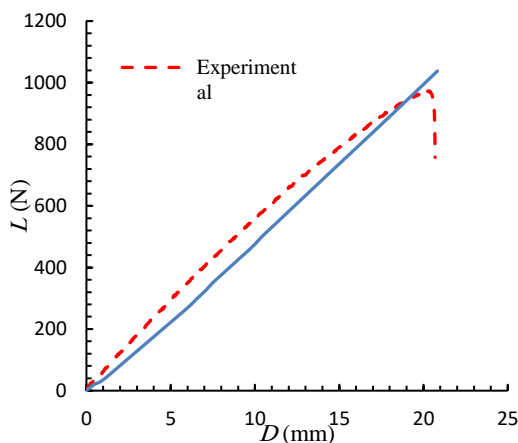


Fig. 1 Results of three- point bending test for composite plate

شکل 1 نتایج آزمون خمش سه نقطه ورق کامپوزیتی

2-2- جدول‌ها (استایل عنوان سطح 2 و 3)

نکات کلی که باید در ترسیم جدول‌ها به آن دقت شود، عبارت است از:

پاراگراف‌های دوم به بعد در هر عنوان با فرورفتگی به اندازه‌ی ۵ میلی‌متر از شروع سطر و بدون فاصله پس یا پیش از پاراگراف است.

موقع استفاده از علائمی نظیر ، : ، ؛ و غیره، به خاطر داشته باشید که کلیه‌ی این علائم بدون فاصله از حرف قبلی و با یک فاصله از حرف بعدی نوشته می‌شوند.

حداکثر صفحات پیش‌نویس مقاله 15 صفحه (با رعایت قالب فعلی) است. (استایل متن اصلی)

### 1-1- اشاره به مراجع (استایل عنوان سطح 2 و 3)

اشاره به مراجع با علامت [1] در متن مقاله شروع می‌شود و بقیه مراجع نیز به ترتیب ادامه می‌یابند. مراجع باید به ترتیب ارجاع در متن شماره‌گذاری شوند و نمی‌توان به مرجع شماره 4 زودتر از مرجع شماره 3 اشاره کرد. در اشاره به چند منبع پشت سر هم، به جای ذکر تک تک آن‌ها می‌توان یک‌جا اشاره کرد [3-6] و برای اشاره به دو یا چند منبع غیرمتوالی در داخل براکت از جداکننده کاما استفاده می‌شود [3,5,7].

از ارجاع به مراجع به صورت: "در این موضوع محققان بسیاری تحقیق نموده‌اند [2-15]" خودداری شود. در مقاله‌های پژوهشی ارجاع باید به طور عمده در بخش‌های اصلی مقاله صورت گیرد. مراجعی که فقط در مقدمه آورده شده‌اند در واقع مرجع پژوهش نیستند و تعداد آن‌ها باید اندک باشد.

### 2-1- اعداد و کلمات انگلیسی (استایل عنوان سطح 2 و 3)

در مقاله‌ی فارسی استفاده از کلمات انگلیسی<sup>۱</sup> مجاز نیست و حتماً باید معادل فارسی آن‌ها را در متن مقاله به کار برد. در صورت لزوم، اصل انگلیسی کلمات به‌صورت زیرنویس اشاره شود.

در راستای نمایه شدن مجله در پایگاه‌های معتبر استنادی بین‌المللی، بایستی تمامی اعداد مقاله به صورت انگلیسی تایپ شوند و از به کار بردن ممیز فارسی خودداری شود. به طور مثال ۱.۲ صحیح و ۱/۲ غلط می‌باشد.

اشاره به زیرنویس در هر صفحه از مقاله با عدد 1 شروع می‌شود. باید توجه کرد که از زیرنویس وقتی استفاده می‌شود که اولین بار آن کلمه در متن مقاله استفاده می‌شود و در دفعات بعدی نیازی به تکرار زیرنویس نیست.

### 2- شکل‌ها، نمودارها و جدول‌ها (استایل عنوان سطح 1)

شکل‌ها، جدول‌ها و نمودارها نیز با فرمت دوستونی در مقاله درج می‌شوند. در صورتی که نتوان آن‌ها را در اندازه یک ستون رسم نمود، و شکل مطلوب بیش از عرض یک ستون را اشغال کند، در بالا یا پایین صفحه و بعد از محل ارجاع درج می‌شوند. (استایل متن اصلی)

### 1-2- شکل‌ها و نمودارها (استایل عنوان سطح 2 و 3)

نکات کلی که باید در ترسیم شکل‌ها به آن دقت شود، عبارت است از:

- در راستای نمایه شدن مجله در پایگاه‌های معتبر استنادی بین‌المللی، شکل‌ها و نمودارها باید دارای هر دو عنوان فارسی و انگلیسی باشند. عنوان شکل‌ها در زیر شکل قرار می‌گیرند (عنوان شکل به صورت انگلیسی در زیر شکل و سپس عنوان فارسی در زیر عنوان انگلیسی قرار می‌گیرد).
- عنوان فارسی شکل بایستی به صورت راست‌چین و عنوان انگلیسی شکل بایستی به صورت چپ‌چین باشد.
- به همه‌ی شکل‌ها و نمودارها در مقاله باید اشاره کرد. اشاره به شکل‌ها در متن، با ذکر شماره شکل و همان سایز متن مقاله و بدون پرانتز است. مگر در پایان جمله که در این حالت در داخل پرانتز اشاره می‌شود.

<sup>3</sup> Gridlines

<sup>1</sup> English (Style: Sub Title)

<sup>2</sup> Times New Roman

کامبریا مَث به‌طور پیش‌فرض برای نوشتن روابط و فرمول‌ها بکار رفته و کافی است اندازه آن در ابزار معادله تغییر کند. حتی‌المقدور برای تایپ فرمول‌ها از نرم‌افزار مَث‌تایپ<sup>۳</sup> استفاده نشود.

در نوشتن فرمول‌ها رعایت نکات زیر الزامی است:

- 1- در فرمول‌نویسی پارامترها و متغیرها به صورت ایتالیک می‌آیند، ولی اعداد، کلمات، توابع مشخص و واحدها به صورت غیرایتالیک می‌آیند.
- 2- در صورتی که فرمول طولانی باشد و طول آن از یک سطر تجاوز کند، باید در جای مناسب شکسته شده و ادامه فرمول در سطر بعدی آورده شود و از فشرده کردن آن پرهیز شود.
- 3- وقتی ادامه فرمول در سطرها بعدی آورده می‌شود، باید از سطر دوم به بعد از سمت چپ فرورفتگی داشته باشد.
- 4- شماره هر فرمول در گوشه سمت راست آخرین سطر فرمول درج می‌شود و در صورتی که در سطر آخر برای نوشتن شماره فرمول جا نباشد، در گوشه سمت راست سطر بعد نوشته می‌شود.
- 5- دقت شود از نقطه ممیز یا همان نقطه پایان جمله  $(a.b)$  به جای نقطه ضرب  $(a \cdot b)$  استفاده نشود.

$$\overline{Q_{11}^K} = Q_{11}^K \cos^4 \theta^k + 2(Q_{12}^K + Q_{66}^K) \sin^2 \theta^k \cos^2 \theta^k + Q_{22}^K \sin^4 \theta^k \quad (1)$$

$$\Pi = \int_{t_0}^{t_1} \sum_{i=1}^{N_0} (T_i - U_i + W_i) dt \quad (2)$$

$$\varepsilon_{xy}^0 = \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \quad (a-3)$$

#### 4- قواعد نوشتاری (استایل عنوان سطح 1)

تلاش شود در متن مقاله از جملات رسا، گویا و کوتاه استفاده شود و از نوشتن جملات تودرتو پرهیز شود. جداسازی اجزای مختلف یک جمله نیز نقش زیادی در فهم آسان آن دارد. درستی نوشتار بر پایه‌ی املاي زبان پارسی ضروری است. در این بخش، برخی از موارد اشتباه متداول یادآوری می‌شود.

در افعال حال و گذشته استمراری باید دقت شود که «می» از جزء بعدی فعل جدا نماند. برای این منظور از «فاصله‌ی متصل» استفاده کنید. برای نوشتن فاصله‌ی متصل از «کلید Ctrl» به همراه «کلید -» استفاده کنید. همچنین دقت کنید که جزء «می» و جزء بعدی فعل را به‌صورت یکپارچه ننویسید. بنابراین «می‌شود» و «میشود» اشتباه، و درست آن «می‌شود» است.

در مورد «ها»ی جمع نیز دقت کنید که از کلمه‌ی جمع بسته شده جدا نوشته شود. برای جدانویسی نیز از فاصله‌ی متصل استفاده کنید. مثلاً «شکل‌ها» را به‌صورت «شکل‌ها» بنویسید. جمع بستن کلمات پارسی یا لاتین با قواعد زبان عربی اشتباه است. بنابراین، «پیشنهادات» و «ساتید» اشتباه و درست آن‌ها «پیشنهادها» و «استادان» است.

#### 4-1- علائم، نشانه‌ها و ارقام (استایل عنوان سطح 2 و 3)

از علائم و نشانه‌های متداول در زبان فارسی و همچنین از علائم و نشانه‌های به‌کار رفته در متون مهندسی مکانیک می‌توان استفاده نمود. استفاده از ممیز فارسی خطر به‌هم ریختگی اعداد را دارد و استفاده از آن به هیچ وجه مجاز نیست. اندازه و قلم علائم در داخل فرمول و در داخل متن و در لیست علائم باید دقیقاً یکسان باشد.

- جدول‌ها باید دارای هر دو عنوان فارسی و انگلیسی باشند که در بالای جدول قرار می‌گیرند (عنوان جدول به صورت فارسی بالاتر از عنوان انگلیسی قرار دارد).
- عنوان فارسی جدول بایستی به صورت راست‌چین و عنوان انگلیسی جدول بایستی به صورت چپ‌چین باشد.
- جدول‌ها حتی‌الامکان فقط با سه خط افقی اصلی و بدون خطوط عمودی تنظیم می‌شوند.
- به هم‌هی جدول‌ها در مقاله باید اشاره کرد. اشاره به جدول‌ها در متن، با ذکر شماره جدول و همان سایز متن مقاله و بدون پرانتز است. مگر در پایان جمله که در این حالت در داخل پرانتز اشاره می‌شود.
- جدول‌ها در هر صفحه در بالا و یا پایین هر ستون بعد از اولین ارجاع به آن جانمایی شوند.
- استفاده از اعداد فارسی در جدول‌ها قابل قبول نمی‌باشد.
- در صورتی که از جدول‌های سایر منابع استفاده شود، ذکر شماره مرجع در هر دو عنوان فارسی و انگلیسی جدول ضروری می‌باشد.
- متون داخل جدول‌ها باید به زبان فارسی و با قلم بی‌نازنین در اندازه 9pt تهیه شوند. استفاده از پارامترهای تعریف شده در جداول بخصوص سرستون‌ها بلامانع است. اندازه قلم برای پارامترهای انگلیسی و لاتین، 7pt با نوع قلم تایمز نیو رومن می‌باشد.
- جدول‌ها را به صورت زمینه سفید تهیه نمایید. از زمینه‌های رنگی و خاکستری در تهیه جدول‌ها پرهیز نمایید.
- جدول 1 نمونه صحیح جدول مورد تایید مجله را نشان می‌دهد. برای توضیحات تکمیلی‌تر در مورد تهیه جدول‌ها مورد تأیید مجله، به فایل راهنمای تهیه شکل‌ها و نمودارها مراجعه کنید.

جدول 1 اندازه فونت‌ها (استایل: عنوان جدول)

Table 1 Fonts sizes (Style: Table Title)

زبان متن	فارسی	لاتین
نوع قلم	بی‌نازنین	تایمز نیو رومن
اندازه قلم	10	9
عناوین بخش‌های سطح 1	10	9
عناوین بخش‌های سطح 2	9	8
متن اصلی مقاله	10	9
عنوان شکل‌ها و جدول‌ها	9	8
متن داخل شکل‌ها	---	8
پاورقی و بی‌نوشت	8	7
متن در جدول‌ها	9	8
فرمول‌ها <sup>(۹)</sup>	9	9
شماره روابط	---	9
مراجع	---	8

<sup>(۹)</sup>فونت فرمول لاتین می‌تواند کامبریا مَث نیز باشد.

#### 3- روابط و فرمول‌های ریاضی (استایل عنوان سطح 1)

روابط و فرمول‌های ریاضی با استفاده از ابزار معادله<sup>۱</sup> موجود در نرم‌افزار آفیس با قلم کامبریا مَث<sup>۲</sup> 9pt و از سمت چپ تایپ می‌شوند و با شماره‌گذاری از یک مشخص شده و برای اشاره به آن‌ها از شماره فرمول در داخل پرانتز استفاده می‌شود. یادآور می‌شود در نسخه‌های 2007 به بعد نرم‌افزار آفیس، فونت

<sup>3</sup> Math Type

<sup>1</sup> Insert -> Symbols -> Equation

<sup>2</sup> Cambria Math

برای مراجع فارسی در این نرم‌افزار کافی است در قسمت زبان<sup>۳</sup> مرجع، عبارت (In Persian) درج شود.

**مقالات** در بخش مراجع به ترتیب زیر آورده می‌شوند:

نام خانوادگی، نام، عنوان، نام مجله، شماره جلد، صفحات ابتدایی و انتهایی و سال انتشار.

(توجه شود حروف اول در عناوین مقالات بخش مراجع همه بزرگ باشند)

مثال:

- [1] Switzky, H. and Cary, J. W., "Minimum Weight Design of Cylindrical Structures," AIAA Journal, Vol. 1, No. 10, pp. 2330-2337, 1963.

مراجع فارسی زبان باید به صورت معادل انگلیسی آن‌ها درج شده و از عبارت In Persian استفاده شود مانند:

- [2] Safarabadi, M., "More Accurate Evaluation of Curing Residual Stress Field Considering Interphase Characteristics," In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 1, No. 1, pp. 3-12, 2014.

**کتاب‌ها** در بخش مراجع به ترتیب زیر آورده می‌شوند:

نام خانوادگی و نام نویسنده، عنوان کتاب و ناشر آن، محل نشر، نوبت چاپ، شماره صفحه و سال انتشار.

مثال:

- [3] Timoshenko, S., "Strength of Materials, Part II, Advanced Theory and Problems," Third ed., Krieger Publishing Company, Florida, pp. 121-132, 1976.

**پایان نامه‌ها:**

- [4] Carlson, W. R., "Dialectic and Rhetoric in Pierre Bayle," MSc Thesis, Yale University, USA, 1977.

**ثبت اختراع:**

- [5] Chin D.A. and Irvin D.J., "Actuator Device Utilizing a Conductive Polymer Gel," US Pat. 6, 685, 442, 2004.

**پایگاه‌های الکترونیکی:**

- [6] Mauritz K., "Sol-gel Chemistry," <http://www.psrc.usm.edu/mauritz/solgel.htm>, available in 13, February 2005.

**استانداردها:**

- [7] Standard Test Method for Solidification Point of BPA, Annual Book of ASTM Standard, 06.04, D 4493-94, 2000.

در صورت نیاز، لیست علائم و نشانه‌ها، در انتهای مقاله و پیش از مراجع درج می‌شود. این لیست به صورت جدول دوستونی و ترتیب الفبایی تنظیم شده و هر سطر به ترتیب شامل نماد و شرح (و ابعاد) آن است. مثال:

**5- فهرست علائم (استایل عنوان سطح 1)**

$E$  مدول یانگ ( $Nm^{-2}$ )

$P$  نیرو ( $Nm^{-2}$ )

$T$  دما (K)

علائم یونانی

$\sigma$  تنش ( $Nm^{-2}$ )

$\epsilon$  کرنش

بالانویس‌ها

$k$  تعداد لایه

زیرنویس‌ها

cr بحرانی

Ave مقدار متوسط

**6- تقدیر و تشکر و پیوست‌ها (استایل عنوان سطح 1)**

در صورت وجود تقدیر و تشکر و پیوست در مقاله، به ترتیب در انتهای مقاله و پس از لیست علائم و نشانه‌ها آورده می‌شود. باید به پیوست‌ها در متن مقاله اشاره و ارجاع شده باشد.

**7- مراجع (استایل عنوان سطح 1)**

تمامی مراجع با قلم تایمز نیو رومن 8 نوشته می‌شوند. شماره مرجع داخل کوشه و با ایجاد بیرون‌زدگی 5 میلی‌متر از خط دوم هر مرجع، نوشته می‌شود. نکات زیر را در مرجع‌نویسی و استفاده از مراجع رعایت نمایید:

- ✓ لازم به ذکر است که حداقل 15 درصد از مراجع استفاده شده در مقاله باید از مجلات علمی-پژوهشی داخل کشور انتخاب شود.
- ✓ نقطه، فاصله، کاما، ساده بودن فونت‌ها در مرجع‌نویسی باید با همان دقتی که در نمونه‌ها به آن اشاره شده است، رعایت شود.
- ✓ مجدداً تأکید می‌شود از ارجاع گروهی به مراجع به صورت: "در این موضوع محققان بسیاری تحقیق نموده‌اند [2-10]" خودداری شود.
- ✓ مراجع استفاده شده در مقاله باید قابل دسترس و قابل استفاده برای خوانندگان باشد.
- ✓ از ارجاع به مدارک قدیمی، بی ارتباط با اهداف اصلی مقاله و مطالبی که به صورت توضیحات و قوانین آشکار و آشنا برای مهندسان است، خودداری نمایید. به عنوان مثال، "قانون دوم نیوتن بصورت زیر است [5]". این نوع ارجاع نادرست است و کمکی به خواننده در درک مطلب نخواهد داشت.

✓ از ارجاع به پایان‌نامه‌های کارشناسی خودداری نمایید.

✓ نام مجله‌ها و نظایر آن به‌طور کامل و بدون اختصار آورده شود.

**تذکر:** برای نوشتن مراجع می‌توانید از فایل استایل مخصوص نشریه علوم و فناوری کامپوزیت<sup>۱</sup> در نرم‌افزار اندنوت<sup>۲</sup> استفاده کنید. این فایل از طریق وب-سایت مجله در دسترس است و برای استفاده از آن کافی است به پوشه استایل، در محل نصب نرم‌افزار انتقال یابد. این پوشه معمولاً در مسیر زیر در دسترس است:

Program Files → EndNote X# → Styles

<sup>3</sup> Language

<sup>1</sup> JSTC.ens (EndNote Style)

<sup>2</sup> EndNote