



## ارزیابی استحکام ضربه‌ای مواد کامپوزیتی و چندلایه‌های الیافی فلزی هیبرید شده با نانورس پس از قرارگیری در معرض شوک حرارتی دما بالا

مسلم نجفی<sup>۱</sup>، ابوالفضل درویزه<sup>۲</sup>، رضا انصاری<sup>۳\*</sup>

1- دانشجوی دکترا، مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت

2- استاده، مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت

3- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت

\* رشت، صندوق پستی 3756-41635، [r\\_ansari@guilan.ac.ir](mailto:r_ansari@guilan.ac.ir)

اطلاعات مقاله	چکیده
<p>دریافت: ۹۵/۵/۱۲ پذیرش: ۹۵/۷/۷</p> <p><b>کلیدواژگان:</b> چندلایه‌های الیافی فلزی شوک حرارتی دما بالا نانورس خواص ضربه‌ای</p>	<p>مواد کامپوزیتی نظیر چندلایه‌های پلیمری تقویت شده با الیاف به‌طور گسترده‌ای در کاربردهای مختلف مهندسی استفاده می‌شود. از بزرگترین موانع استفاده از این مواد در کاربردهای پیشرفته، کاهش خواص مکانیکی و انسجام ساختاری آن‌ها در مواجهه با دماهای بالا است. در این مقاله، اثر افزودن نانورس بر خواص ضربه‌ای چندلایه‌های کامپوزیتی و چندلایه‌های الیافی فلزی قبل و بعد از مواجهه با شوک حرارتی دما بالا بررسی شده است. به این منظور، نانورس توسط همزن مکانیکی، همگن‌ساز مکانیکی سرعت بالا و همگن‌ساز مافوق صوت به رزین اپوکسی خالص افزوده شد. سپس چندلایه‌های کامپوزیتی و چندلایه‌های الیافی فلزی 2/1 با استفاده از ورق‌های آلومینیوم، رزین اپوکسی خالص و بهبود یافته با نانورس و الیاف شیشه توسط روش لایه‌چینی دستی تولید شدند. اثر استفاده از نانورس بر استحکام ضربه‌ای چندلایه‌های کامپوزیتی و چندلایه‌های الیافی فلزی پیش و پس از قرارگیری در معرض دمای 230 درجه سلسیوس بررسی شد. بر اساس نتایج به‌دست آمده مشخص شد که نانورس نقش موثری در حفظ خواص ضربه‌ای نمونه‌ها دارد. همچنین به سبب نقش محافظتی لایه‌های فلزی، میزان افت خواص ضربه‌ای ناشی از شوک حرارتی در چندلایه‌های الیافی فلزی کاهش یافت.</p>

## Evaluation of impact strength of composites and fiber metal laminates hybridized with nanoclay after exposure to high temperature thermal shock

Moslem Najafi, Abolfazl Darvizeh, Reza Ansari\*

Department of Mechanical Engineering, University of Guilan, Rasht, Iran

\*P.O.B. 3756-41635, Rasht, Iran, [r\\_ansari@guilan.ac.ir](mailto:r_ansari@guilan.ac.ir)

### Keywords

Fiber metal laminate  
High temperature thermal shock  
Nanoclay  
Impact properties

### Abstract

Composite materials such as fiber reinforced polymeric laminates are used extensively in various engineering applications. Of the greatest impediments to the use of these materials in advanced applications is the reduction of their mechanical properties and structural integrity when they are exposed to high temperatures. In this paper, the effect of nanoclay addition on impact properties of composite and fiber metal laminates before and after exposure to high temperature shock have been investigated. For this purpose, the nanoclay particles were added to pure epoxy resin using mechanical mixer, high-speed mechanical homogenizer, and ultrasonic homogenizer. Then, both the composite laminates and fiber metal laminates 2/1 were laminated by aluminum sheets, pure epoxy resin and modified resin with nanoclay and glass fiber using hand lay-up process. The effects of using nanoclay on the impact strength of composite laminates and fiber metal laminates before and after exposure to temperature of 230°C were studied. According to the results obtained, it was found that nanoclay has effective role in maintaining impact properties of the specimens. Additionally, as a result of protective role of metallic layers, the thermal shock induced degradation in impact properties of fiber metal laminates was decreased.

### ۱- مقدمه

در صنایع هوا فضا، حمل و نقل، دریایی، کالاهای ورزشی و خودرویی تبدیل شده‌اند [1-4]. با وجود مزایای فراوان کامپوزیت‌های زمینه پلیمری، آسیب‌پذیری به محیط‌های خشن نظیر شرایط دمایی بالا و برودت، رطوبت، بارگذاری دوره‌ای و اشعه ماوراء بنفش به‌عنوان یک مانع عمده برای استفاده

طی دهه‌های اخیر کامپوزیت‌های زمینه پلیمری پیشرفته به‌دلیل مزایایی نظیر استحکام و سفتی به وزن بالا، مقاومت خوردگی عالی و مقاومت بالا در برابر خستگی به موادی منحصر به فرد برای استفاده در کاربردهای گوناگون

### Please cite this article using:

Najafi, M., Darvizeh, A. and Ansari, R., "Evaluation of impact strength of composites and fiber metal laminates hybridized with nanoclay after exposure to high temperature thermal shock", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 4, No. 3, pp. 263-274, 2017.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

مناسب چندلایه‌های الیافی فلزی در مواجهه با بارهای حرارتی و همچنین مزایای اثبات شده نانورس در حوزه بهبود خواص حرارتی مواد پلیمری، هر دو رهیافت در این پژوهش مورد ارزیابی قرار گرفته است.

در دهه هفتاد و در دانشگاه صنعتی دلف، ایده استفاده از الیازهای آلومینیوم و لایه‌های کامپوزیتی زمینه پلیمری در قالب یک ماده ترکیبی برای غلبه بر معایب دو ماده (خواص ضربه‌ای نسبتاً ضعیف و حساسیت بالای مواد کامپوزیتی به شرایط محیطی و خواص خستگی پایین الیازهای آلومینیوم) مطرح شد [13]. در نهایت، در آغاز دهه هشتاد، چندلایه‌های الیافی فلزی<sup>5</sup> متشکل از لایه‌های متناوب آلومینیوم و کامپوزیت به‌عنوان دسته‌ای جدید از مواد کامپوزیتی هیبریدی معرفی شدند.

با توجه به بهره‌گیری از خواص ترکیبی دو ماده در یک قالب ساختار واحد، چندلایه‌های الیافی فلزی دارای مزیت‌های قابل توجهی نظیر استحکام خستگی عالی، استحکام مناسب، مقاومت به ضربه بالا، چگالی پایین و مقاومت به خوردگی و رطوبت هستند [14-18]. این چندلایه‌ها با توجه به الیاف مورد استفاده در ساختارشان به دسته‌های اصلی شامل آرال<sup>6</sup> (چندلایه‌های آلومینیوم تقویت‌شده با الیاف آرامیدی)، گلاز<sup>7</sup> (چندلایه‌های آلومینیوم تقویت‌شده با الیاف شیشه) و کارال<sup>8</sup> (چندلایه‌های آلومینیوم تقویت‌شده با الیاف کربن) تقسیم‌بندی می‌شوند.

پژوهش‌های انجام‌شده توسط ولات نشان داد که آرال و کارال مقاومت به ضربه پایینی از خود نشان می‌دهند، در حالی‌که در سرعت‌های پایین، مقاومت به ضربه گلاز به خوبی آلومینیوم بوده و حتی بهتر از مواد کامپوزیتی تقویت‌شده با الیاف کربن عمل می‌کند [19]. این در حالی است که در سرعت‌های بالا، الیاف شیشه در چندلایه، نسبتاً مستحکم‌تر شده و خواص ضربه‌ای بهتری نسبت به آلومینیوم از خود بروز می‌دهند [20].

با توجه به این خاصیت و همچنین رفتار مناسب در بارگذاری‌های کششی و فشاری، گلاز به‌عنوان کاندیدایی کلیدی در ساخت پانل‌های بدنه هواپیما مطرح شد. اگرچه زمان طولانی سپری شد تا گلاز به‌عنوان ماده‌ای برای ساخت قطعات حیاتی هواپیما مورد توجه قرار گیرد، اما خواص مکانیکی مناسب آن می‌توانست زمینه استفاده از آن را در سایر قسمت‌ها نیز فراهم آورد. امروزه، گلازها به‌عنوان موادی شناخته شده در بسیاری از کاربردهای سازه‌ای پیشرفته نظیر پوسته فوقانی بدنه هواپیمای ایرباس A-380 و کف اتاقک حمل بار بویینگ 777 مورد استفاده قرار می‌گیرند.

متاسفانه به‌رغم اهمیت فراوان نحوه پاسخ‌دهی چندلایه‌های الیافی فلزی در مواجهه با دماهای بالا، مستندات زیادی در این خصوص در دسترس نیست. در یک تحقیق نادر ژو و همکاران [21] تجزیه حرارتی رزین‌های BR 127 و FM 94 را در ساختار گلاز مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که دمای تجزیه حرارتی رزین‌های BR 127 و FM 94 به ترتیب 188 و 255 درجه سانتی‌گراد است. همچنین نتیجه گرفته شد که در تجزیه حرارتی رزین، اتمسفرهای اکسیدکننده نظیر هوا نسبت به اتمسفر خنثی موثرتر عمل می‌کنند.

قرارگیری مواد کامپوزیتی در معرض دماهای بالا غالباً به ایجاد تخریب در سطح مشترک الیاف/زمینه و ریزترک‌هایی با منشأ تنش‌های حرارتی می‌انجامد. وجود اختلاف در مقدار ضرایب انبساط حرارتی بین الیاف و زمینه

طولانی مدت از این مواد در طول مدت انجام ماموریتشان محسوب می‌شود. بنابراین، ارزیابی رفتار و بهبود دوام این مواد در معرض شرایط محیطی مختلف، همواره یکی از مسایل مورد علاقه محققان بوده است.

از دیگر مواد مورد توجه در زمینه ساخت سازه‌های پیشرفته سبک‌وزن، الیازهای پیشرفته آلومینیوم هستند. از مزایای الیازهای آلومینیوم در مقایسه با کامپوزیت‌های ترد تقویت‌شده با الیاف کربن، می‌توان به استحکام ضربه‌ای بسیار مناسب‌تر آن‌ها در مواجهه با بارگذاری‌های ضربه‌ای اشاره کرد.

دوام سازه در مواجهه با دماهای بالا به‌خصوص در شکل‌گذار آن می‌تواند تحت عنوان ظرفیت تحمل بار سازه و مقاومت خزشی ماده برای مدت معینی از بارگذاری حرارتی تعریف شود. شناخت این مساله در طراحی سازه‌های سبک‌وزن فضایی ساخته شده از مواد با دمای نرم‌شدگی پایین نظیر الیازهای آلومینیوم و کامپوزیت‌های پلیمری امری حیاتی محسوب می‌شود.

وقتی یک چندلایه کامپوزیتی برای استفاده در صنایع پیشرفته نظیر هوافضا مورد استفاده قرار می‌گیرد، این امکان وجود دارد که به‌صورت مداوم یا گذرا در معرض انواع شرایط دمایی قرار گیرد. این تغییرات دمایی می‌تواند منجر به ایجاد انواع مختلف تخریب شامل جدایش اتصال الیاف/زمینه، ریزترک در زمینه و تورق<sup>1</sup> در لایه‌های مختلف این مواد شود. اکثر مواد کامپوزیتی حتی کامپوزیت‌های پلیمری تقویت شده با الیاف کربن در مواجهه با دماهای بالاتر از دمای انتقال شیشه‌ای<sup>2</sup> بیشتر ظرفیت تحمل بار فشاری و خمشی خود را از دست می‌دهند [5]. در دمای 300 تا 350 درجه سانتی‌گراد بیشتر مواد کامپوزیتی شروع به تجزیه حرارتی می‌کنند که این عمل با خروج گازهای فرار از آن‌ها همراه است. همچنین استحکام تسلیم و سفتی بیشتر الیازهای آلومینیوم نیز در محدوده دمای 150 تا 200 درجه سانتی‌گراد شروع به تنزل کرده و نرخ خزش به سرعت افزایش می‌یابد [6-9].

امروزه انواع متنوعی از سیستم‌های محافظ حرارتی برای ایجاد ایزولاسیون حرارتی غیرفعال<sup>3</sup> در مواد توسعه یافته‌اند. از این مواد می‌توان به سیستم‌های مبتنی بر مواد معدنی الیافی نسوز شامل شیشه، آلومینا، کاولین یا پشم سنگ اشاره نمود که با نگهداشت هوا در درون ساختار، رسانایی حرارتی پایینی در ماده ایجاد می‌نمایند [10]. دیگر گروه این مواد شامل سیستم‌های مبتنی بر مواد معدنی غیر الیافی سرباره‌ای نظیر ورمیکولیت است که از طریق فرآیند آماسیدگی<sup>4</sup> رسانش حرارتی پایینی تولید می‌کنند [11، 12].

توجه به این نکته ضروری است که کلیه سیستم‌های محافظتی مذکور از نقطه‌نظر سازه‌ای یک ساختار غیرسودمند محسوب می‌شوند. به‌عبارت دیگر این مواد به‌صورت پوشش روی سازه اعمال شده و بدون مشارکت در افزایش استحکام یا سفتی سازه صرفاً منجر به افزایش وزن سازه می‌شوند. چنین پوشش‌هایی معمولاً اثر نامطلوبی بر شکل ظاهری سازه ایجاد کرده و به سبب جذب آب بالا می‌توانند منجر به افزایش وزن و بروز خوردگی نیز شوند. ضمناً در کاربردهای هوافضایی بیشتر این پوشش‌ها دوام مناسبی برای اعمال در سطوح خارجی ندارند و همچنین در صورت اعمال تاثیر نامطلوبی بر رفتار آیرودینامیک سازه خواهند داشت.

بنابراین در این پژوهش بر روش‌های محافظت حرارتی با دوام بیشتر با هدف حفظ یا ارتقاء خواص مکانیکی تمرکز شده است. با توجه به پتانسیل

<sup>5</sup> FMLs

<sup>6</sup> ARALL (Aramid Reinforced Aluminum Laminate)

<sup>7</sup> GLARE (Glass Reinforced Aluminum Laminate)

<sup>8</sup> CARALL (Carbon Reinforced Aluminum Laminate)

<sup>1</sup> Delamination

<sup>2</sup> Glass transition temperature

<sup>3</sup> Passive

<sup>4</sup> Intumescence

23% در مقادیر استحکام برشی، استحکام خمشی و چقرمگی شکست نانوکامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف شیشه حاوی نانورس در مقایسه با کامپوزیت‌های الیاف شیشه/ اپوکسی بود. علاوه بر این آن‌ها گزارش نمودند که دمای تجزیه حرارتی نانوکامپوزیت الیاف شیشه/ اپوکسی/ نانورس تقریباً 26 درجه سانتی‌گراد بالاتر از کامپوزیت‌های الیاف شیشه/ اپوکسی است. ایجاد فصل مشترک مستحکم بین ماده زمینه پلیمری و نانورس دلیل اصلی بهبود خواص نانوکامپوزیت‌های ساخته شده از این مواد عنوان شد.

اگر چه امروزه تأثیر بهبوددهندگی نانورس در ساختارهای کامپوزیتی امری اثبات شده است، ولی استفاده از آن در کامپوزیت‌های پلیمری تقویت‌شده با الیاف و ساختارهای پیچیده‌تری نظیر چندلایه‌های الیافی فلزی به سبب موانع تولیدی و موارد مرتبط به افزایش لزجت رزین هنوز صنعتی نشده است.

در یکی از تحقیقات اخیر در زمینه چندلایه‌های الیافی فلزی هیبرید شده با نانوذرات، مسعودی و همکاران [35] اثر نانورس بر خواص بالستیکی چندلایه‌های الیافی فلزی را مورد مطالعه قرار دادند. آزمایش‌های بالستیک در سرعت‌های 205 و 225 متر بر ثانیه نشان داد که میزان جذب انرژی مخصوص در 4% وزنی نانورس ناچیز است اما در 7% و 10% وزنی نانورس، میزان جذب انرژی مخصوص افزایش می‌یابد.

مقاله حاضر به بررسی تأثیر نانورس بر خواص ضربه‌ای کامپوزیت‌های مرسوم الیاف شیشه/ اپوکسی و چندلایه‌های الیافی فلزی پرداخته است. در این پژوهش ابتدا چندلایه‌های کامپوزیتی و چندلایه‌های الیافی فلزی توسط رزین اپوکسی خالص و بهبودیافته توسط نانورس از طریق روش مکش خلاء و بازپخت در اتوکلاو ساخته شدند.

سپس تعدادی از نمونه‌ها به صورت شوک حرارتی در معرض دمای بالا قرار گرفتند. در نهایت خواص ضربه‌ای نمونه‌ها پیش و پس از قرارگیری در معرض شوک حرارتی توسط آزمون ضربه چارپی و تحلیل میکروسکوپی مورد ارزیابی قرار گرفت.

## ۲- مشخصه‌سازی تجربی

### ۲-۱- مواد

رزین اپوکسی دو جزئی آرالدیت ال-وای 5052<sup>3</sup> همراه با عامل پخت آردور 5052<sup>4</sup>، عرضه شده توسط شرکت هانتسمن<sup>5</sup> سوئیس، به‌عنوان ماده زمینه‌پلیمری انتخاب شد. نانورس معدنی مورد استفاده در این مطالعه مونتموریلونیت کا-10 شرکت سیگما آلدريج<sup>6</sup> آمریکا با مساحت 220-270 متر مربع بر گرم است. ترکیب شیمیایی نانورس در جدول 1 آورده شده است.

جدول 1 ترکیب شیمیایی نانورس مونتموریلونیت کا-10

Table 1 The chemical composition of K-10 montmorillonite nanoclay

ماده معدنی	مقدار (%)	ماده معدنی	مقدار (%)
SiO <sub>2</sub>	50.95	CaO	1.97
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	19.60	Na <sub>2</sub> O	0.98
Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	5.62	K <sub>2</sub> O	0.86
MgO	3.29	Other	16.73

<sup>3</sup> Araldite LY5052

<sup>4</sup> Aradur 5052

<sup>5</sup> Huntsman Advanced Materials Inc.

<sup>6</sup> Sigma-Aldrich Co.

موجب ایجاد تنش‌های حرارتی می‌شود که در کنار پدیده انقباض<sup>1</sup> رزین و رشد ترک می‌تواند در بارگذاری حرارتی در محیط اکسیدکننده رخ دهد [22].

رشد ترک‌های ناشی از تنش‌های حرارتی نه تنها منجر به کاهش خواص مکانیکی به‌خصوص خواص استحکامی مواد کامپوزیتی می‌شود بلکه موجب ایجاد منفذهای جدیدی برای نفوذ اکسیژن و سایر مواد خورنده به داخل ساختار ماده می‌شود [23-25]. همچنین قرارگیری کامپوزیت در معرض دماهای بالا معمولاً با کاهش وزن زمینه پلیمری به سبب از دست رفتن آب و تبخیر مواد فرار سمی، تردی و گسست زنجیره‌ها در ماده پلیمری همراه است [26-28]. بروز این عوامل به نوبه خود تأثیر به‌سزایی در کاهش خواص مکانیکی ماده کامپوزیتی دارد.

اثر قرارگیری در معرض دماهای بالا بر خواص مکانیکی مواد کامپوزیتی مختلف موضوع تعداد فراوانی از تحقیقات بوده است. فن و همکاران اثر پیرسازی حرارتی را بر خواص خمشی کامپوزیت‌های الیاف کربن/ اپوکسی مورد ارزیابی قرار دادند. آن‌ها گزارش دادند که خواص مکانیکی کامپوزیت در اثر قرارگیری در معرض دماهای 90، 120، 150 و 180 درجه سانتی‌گراد کاهش چشم‌گیری داشته است [29].

از کلیک و همکاران تأثیر دماهای بالای 100، 150، 175 و 200 درجه سانتی‌گراد را بر چندلایه‌های کامپوزیتی گرافیت/ اپوکسی مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که به‌سبب عدم افت محسوس استحکام و کاهش وزن، این ماده در دمای 100 درجه سانتی‌گراد به مدت طولانی پایدار است. اگرچه همین ماده در معرض دمای 150، 175 و 200 درجه سانتی‌گراد به ترتیب دچار کاهش وزن 0.81%، 2.31% و 5.84% شده که با کاهش استحکام برشی 10.87%، 33.07% و 49.86% همراه بود [30].

در تحقیقات زیادی قابلیت بالای نانورس به‌عنوان تقویت‌کننده پلیمرها به منظور ارتقاء خواص مکانیکی و حرارتی ماده زمینه به اثبات رسیده است. این قابلیت بهبود در خواص مکانیکی پلیمرها به بالا بودن ضریب منطری<sup>2</sup> و مدول الاستیسیته نانورس نسبت داده می‌شود که قادر به محدود کردن تحرک زنجیره‌ها در رزین و ماده کامپوزیتی است.

یون و همکاران [31] اثر نانورس را بر ضریب انبساط حرارتی نایلون 6 مورد بررسی قرار دادند. نتایج حاکی از کاهش ضریب انبساط حرارتی بر اثر افزودن نانورس در زمینه نایلون بود. واضح است که پایین بودن ضریب انبساط حرارتی مساله‌ای حیاتی در حفظ پایداری ابعادی در سازه‌های با کاربردهای دما بالا محسوب می‌شود.

ساد و همکاران [32] به مطالعه سینتیک پخت دینامیکی و تجزیه حرارتی نانوکامپوزیت‌های نانورس/ اپوکسی پرداختند. آن‌ها یافتند که حضور نانورس بر روی سینتیک پخت رزین اپوکسی تأثیر مثبت داشته است. همچنین شرایط تجزیه حرارتی رزین با افزایش درصد وزنی نانورس در ماده زمینه بهبود چشمگیری یافت.

شن و همکاران در تحقیقاتشان بر روی کامپوزیت‌های الیاف شیشه/ پلی‌امید 6، از ایجاد تاخیر در زمان اشتعال و کاهش زمان رسیدن به اوج رهایش حرارتی توسط نانورس خبر دادند [33].

هاک و همکاران [34] در تحقیقاتشان نشان دادند که با استفاده از درصد پائینی از نانورس، افزایش قابل توجهی در خواص مکانیکی کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف شیشه رخ می‌دهد. نتایج حاکی از افزایش 44%، 24% و

<sup>1</sup> Shrinkage

<sup>2</sup> Aspect ratio

۲-۳- فرآیند ساخت مواد کامپوزیتی و چندلایه‌های الیافی فلزی  
برای ساخت چندلایه‌های الیافی فلزی، ورق مربع شکلی از الیاز آلومینیوم 2024 با ابعاد  $400 \times 400$  میلی‌متر توسط کاغذ سنباده ساییده شده و سپس توسط استون روغن زدایی شد. پس از فرو بردن ورق‌های روغن‌زدایی شده در یک سینی آب داغ و شستشوی کامل، ورق‌ها در محلول 5% هیدرواکسید سدیم برای مدت زمان 10 دقیقه در دمای اتاق اچ شدند. سپس ورق‌ها مجدداً به طور کامل توسط آب گرم شستشو داده شدند. برای اطمینان از تمیزی کامل ورق‌ها از ذرات هیدرواکسید سدیم، اسیدشویی از طریق غوطه وری کامل ورق‌ها در محلول متشکل از سولفات فریک و اسید سولفوریک انجام شد، و پس از آن شستشو توسط آب گرم صورت گرفت. عملیات کروماتسازی توسط غوطه‌ور کردن ورق‌ها برای مدت زمان 5 دقیقه در حمامی متشکل از  $\text{CrO}_3$ ،  $\text{Na}_2\text{Cr}_2\text{O}_7$  و NAF در دمای اتاق انجام شد و ورق‌ها پس از شستشو توسط آب در دمای اتاق خشک شدند [41].

چندلایه‌های الیافی فلزی مورد استفاده در این پژوهش، با لایه‌چینی سه تک‌لایه کامپوزیتی الیاف شیشه/ اپوکسی بین دو ورق آلومینیوم با ضخامت 0.6 میلی‌متر در قالبی مربع شکل و ساده ساخته شدند. همچنین در ساخت چندلایه کامپوزیتی از ده تک‌لایه کامپوزیتی الیاف شیشه/ اپوکسی استفاده شد. رزین اپوکسی خالص و اپوکسی غنی شده با 1، 3 و 5 درصد وزنی نانورس به طور کامل با عامل پخت در نسبت 100 به 38 مخلوط شد. سپس فرآیند اختلاط با استفاده از یک مخلوط کن مکانیکی در حدود 1000 دور بر دقیقه به مدت 10 دقیقه انجام شد. پس از آن مخلوط به مدت 15 دقیقه مورد گاززدایی قرار گرفت. از روش لایه‌چینی دستی<sup>۷</sup> برای تولید کلیه چندلایه‌ها اعم از کامپوزیت‌ها و چندلایه‌های الیافی فلزی استفاده شد. پس از انجام عملیات لایه‌چینی، چندلایه‌ها برای مدت یک روز در فشار 60- کیلو پاسکال تحت عملیات مکش خلاء قرار گرفتند. برای به حداقل رساندن اثر نامناسب تفاوت انبساط حرارتی بین اجزای مختلف چندلایه، کمترین دمای پخت ممکن برای بازپخت چندلایه‌ها انتخاب شد. بنابراین، مجموعه برای بازپخت نهایی تحت فشار 400 کیلو پاسکال و دمای 100 درجه سانتی‌گراد به مدت 4 ساعت در اتوکلاو قرار گرفت.

#### ۲-۴- آماده‌سازی نمونه‌ها

نمونه‌ها از صفحات چندلایه‌های الیافی فلزی و کامپوزیتی با ابعاد مورد نظر توسط یک دستگاه برش جت آب و با توجه به توصیه استاندارد ASTM برش داده شدند. همه نمونه‌ها با استفاده از یک کاغذ سنباده خشن و سپس سنباده نرم آماده‌سازی شدند. بدین ترتیب، ترک‌های سطحی احتمالی و ناهمگونی‌های موضعی مواد از نمونه‌ها زدوده شد.

در این مقاله برای نشان‌دادن کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف و چندلایه‌های الیافی فلزی به ترتیب از کدهای GE و FML استفاده شده است. همچنین درصد نانوذره در نمونه‌های حاوی نانورس در قالب پیشوند قبل از هر نوع نمونه اشاره شده است.

نماد I به منظور بیان نوع آزمون مکانیکی (آزمون ضربه) انجام شده بر روی نمونه‌ها تعیین شد. همچنین از نماد T برای نشان دادن اعمال شوک حرارتی دما بالا استفاده شد. بنابراین به‌عنوان مثال، نمونه ضربه چندلایه الیافی فلزی حاوی 3% وزنی نانورس تحت عملیات شوک حرارتی تحت عنوان nano-FML/IT 3 wt.% کدگذاری شده است.

پارچه بافت ساده شیشه نوع ای<sup>۱</sup> با چگالی سطحی 200 گرم بر متر مربع به‌عنوان تقویت‌کننده از شرکت کولان<sup>۲</sup> استرالیا خریداری شد. الیاز هوافضایی و استحکام بالای آلومینیوم 2024- تی 3<sup>۳</sup> نیز از شرکت آلکوا ایالات متحده، تهیه شد. برخی از مشخصات اصلی الیاز آلومینیوم، رزین، الیاف شیشه و همچنین ترکیب شیمیایی ورق‌های الیاز 2024- تی 3 مورد استفاده در این مطالعه، در جدول‌های 2 و 3 آورده شده است.

جدول ۲ مشخصات الیاز آلومینیوم و رزین اپوکسی

Table 2 Specification of aluminum alloy and epoxy resin

مشخصه	الیاز آلومینیوم [36]	رزین اپوکسی [37]	الیاف شیشه [38]
چگالی (گرم بر متر مکعب)	2.78	1.17	2.54
استحکام کشش نهایی (مگا پاسکال)	434-441	49-71	3400
مدول کششی (گیگا پاسکال)	73.1	3.35-3.55	72
کرنش در شکست (%)	10-15	1.5-2.5	4.8
دمای انتقال شیشه‌ای (°C)	...	120-134	...
ضریب انبساط حرارتی (10 <sup>-۶</sup> /°C)	23.2	97	5

جدول ۳ ترکیب شیمیایی الیاز آلومینیوم 2024- تی 3

Table 3 The chemical composition of aluminum alloy 2024-T3

عنصر	مقدار (%)	عنصر	مقدار (%)
Si	0.5	Mg	1.2-1.8
Fe	0.5	Cr	0.10
Cu	3.8-4.9	Zn	0.25
Mn	0.3-0.9	Ti	0.15

#### ۲-۲- اختلاط نانورس و رزین اپوکسی

ابتدا به منظور کاهش ویسکوزیته رزین برای اختلاط مناسب‌تر نانوذرات، مقدار مورد نظر از رزین اپوکسی در حمام روغن با دمای ثابت 60 درجه سانتی‌گراد گرم شد. سپس نانورس در نسبت‌های مختلف به رزین اپوکسی افزوده شده و عمل اختلاط با استفاده از هم‌زن مکانیکی برای مدت 5 ساعت انجام شد. در مرحله بعد، مخلوط نانورس و اپوکسی توسط یک همگن‌ساز سرعت بالا آپکا- تی 25 استانفن<sup>۴</sup> آلمان با سرعت 10000 دور بر دقیقه به مدت 30 دقیقه همگن شد. حین انجام عملیات همگن‌سازی، به‌منظور اجتناب از گرمای بیش از حد، درجه حرارت مخلوط در محدوده  $60 \pm 5$  درجه سانتی‌گراد توسط حمام یخ ثابت نگه داشته شد. پس از همگن‌سازی مکانیکی، برای پراکنده‌سازی بیشتر نانورس در زمینه اپوکسی، مخلوط توسط یک دستگاه همگن‌ساز مافوق صوت هیلشر یو-آی-پی 1000 اچ دی<sup>۵</sup> به مدت 30 دقیقه تحت تابش امواج مافوق صوت قرار گرفت. در نهایت، برای خروج هر گونه حباب هوا، مخلوط در حدود 30 دقیقه در آون خلاء مورد گاززدایی واقع شد [40,39].

<sup>1</sup> E-Glass Fabric

<sup>2</sup> Colan Products Pty

<sup>3</sup> Aluminum alloy 2024-T3

<sup>4</sup> IKA T25 Ultra-Turrax, Stanfen

<sup>5</sup> UIP1000hd, Hielscher

<sup>6</sup> Etch

<sup>7</sup> Wet lay-up process

الکترونی روبشی وگا تی اسکن<sup>۲</sup> ساخت جمهوری چک انجام شد. قبل از انجام انجام عملیات تصویربرداری، برای جلوگیری از شارژ توسط الکترون‌های جذب شده توسط نمونه، ابتدا سطح نمونه با یک لایه نازک طلا پوشش داده شد و سپس در ولتاژ 15 کیلو ولت عملیات ثبت تصویر انجام شد.

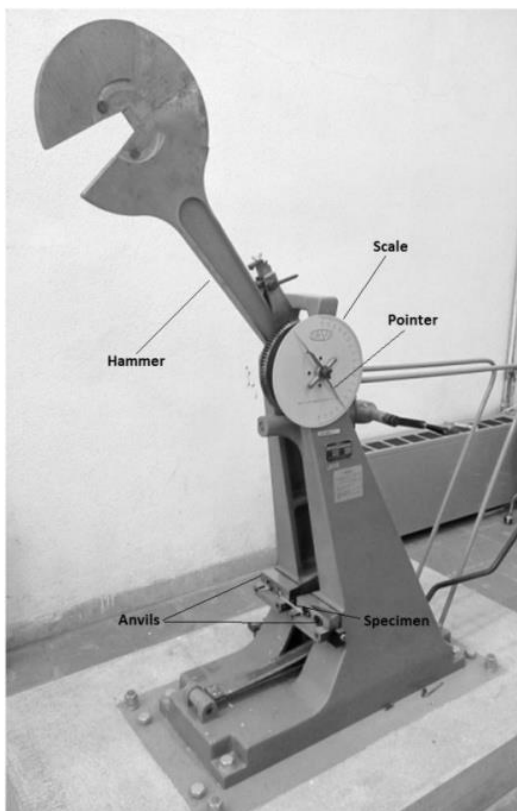


Fig. 2 Picture from impact test by Torsee pendulum Charpy tester

شکل ۲ تصویری از انجام آزمون ضربه توسط ماشین آونگی تورسی

### ۳- بحث و نتایج

#### ۳-۱- تحلیل پراش پرتو ایکس

به منظور درک ویژگی‌های ساختاری نانورس/ اپوکسی به‌عنوان ماده زمینه چندلایه‌های ساخته شده در این پژوهش، نانورس خالص و نانوکامپوزیت‌های حاوی نانورس، توسط آزمون پراش پرتو ایکس مورد ارزیابی قرار گرفتند. اطلاعات به دست آمده از پراش پرتو ایکس نانورس خالص نشان داده شده در شکل 3 حاکی از وجود یک قله پراش نوک تیز در زاویه جدایش  $2\theta = 6.12^\circ$  در فاصله بین لایه‌های  $d_{001} = 1.44$  نانومتر است. در انتهای نمودار یک قله با شدت پایین‌تر در  $2\theta = 11.69^\circ$  در فاصله بین لایه‌های  $0.76$  نانومتر مشهود است.

ویژگی‌های قله و فواصل بین‌لایه‌ای نمونه‌های نانوکامپوزیت مختلف در جدول 4 ارائه شده است. عدم وجود قله مشخصی در الگوی پراش نمونه‌های حاوی 3% نانوذرات، نشان‌گر استفاده از روش اختلاط مناسب و مقدار بهینه نانورس در این نوع نانوکامپوزیت است. عموماً عدم وجود قله در الگوی پراش نشانه‌ای از ورقه‌ای شدن کامل نانورس است. همچنین به‌عنوان یک قاعده کلی با توجه به افزایش لزجت در درصدهای بالاتر نانوذرات و احتمال بروز کلوخیدگی، فواصل بین لایه‌های سیلیکاتی در نمونه‌های حاوی 5% نانورس معادل  $d_{001} = 1.60$  نانومتر است.

#### ۲-۵- قرارگیری در معرض حرارت

برای ارزیابی اثر دمای بالا بر خواص مکانیکی مواد مورد مطالعه در این پژوهش، نمونه‌های ساخته شده از کامپوزیت یافی شیشه/ اپوکسی، چندلایه‌های یافی فلزی به‌همراه هیبرید این مواد با نانورس تحت شرایط دمایی فراتر از دمای انتقال شیشه‌ای رزین اپوکسی قرار گرفتند. به این منظور شرایط دمای بالای 230 درجه سانتی‌گراد (تقریباً 100 درجه سانتی‌گراد بیش از دمای شیشه‌ای رزین اپوکسی) توسط یک آون فن‌دار شرکت فن‌آزما گستر بر روی تعداد مشخصی از نمونه‌ها برای مدت 15 دقیقه اعمال شد. با توجه به مشاهدات بصری و انجام سعی و خطا، این زمان برای خروج دود و شروع پدیده سوختگی در رزین اپوکسی کفایت می‌کرد. لازم به‌ذکر است با توجه به لزوم ایجاد شوک حرارتی در ساختار مواد مورد مطالعه، ابتدا آون در دمای 230 درجه سانتی‌گراد به ثبات دمایی رسد و سپس نمونه‌ها به‌صورت ناگهانی وارد آون شدند. پس از انجام عملیات شوک حرارتی دما بالا، نمونه‌ها به‌سرعت از آون خارج شده و در دمای محیط سرد شدند.

#### ۲-۶- آزمون ضربه چارپی

مطابق شکل 1 ابعاد نمونه‌های آزمون ضربه چارپی معادل  $60 \times 12.7$  میلی‌متر مربع تعیین شد. همچنین ضخامت نمونه‌های کامپوزیتی و چندلایه‌های یافی فلزی به‌ترتیب  $2.2 \pm 0.1$  میلی‌متر و  $1.90 \pm 0.05$  میلی‌متر اندازه‌گیری شد. یک فاق V شکل با زاویه 45 درجه و عمق ریشه 2.54 میلی‌متر در یک طرف نمونه‌ها ایجاد شد.

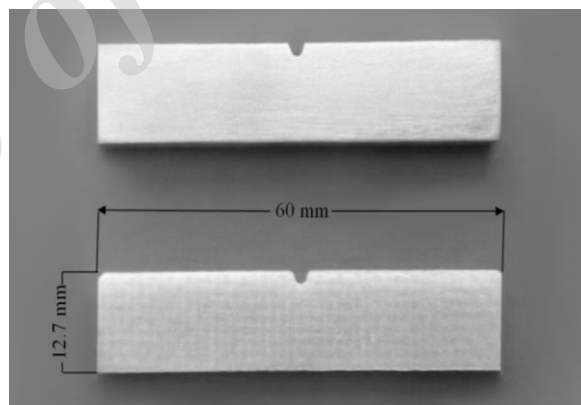


Fig. 1 Charpy Impact test specimens made from FML and glass/epoxy composite

شکل 1 نمونه‌های آزمون ضربه چارپی ساخته شده از چندلایه یافی فلزی و کامپوزیت یافی شیشه/ اپوکسی

نمونه‌های آزمون ضربه چارپی توسط یک ماشین آونگی تورسی شرکت ام-اف-جی<sup>۱</sup> ژاپن و بر اساس ASTM D 6110 مورد آزمایش قرار گرفتند. این دستگاه به یک چکش چارپی با طول 750 میلی‌متر و با حداکثر سرعت ضربه 5.1 متر بر ثانیه مجهز است. آزمایش در دمای محیط  $25 \pm 2$  درجه سانتی‌گراد و رطوبت نسبی  $4 \pm 45\%$  انجام شد. تصویری از ماشین آزمون ضربه حین انجام آزمون ضربه چارپی در شکل 2 نشان داده شده است.

#### ۲-۷- ارزیابی توسط میکروسکوپ الکترونی روبشی<sup>۲</sup>

مطالعات میکروسکوپ الکترونی روبشی به منظور بررسی تغییرات ساختاری بر روی نمونه قرارگرفته در معرض شوک حرارتی توسط یک میکروسکوپ

<sup>1</sup> Torsee, MFG. CO., Ltd.

<sup>2</sup> Scanning electron microscopic (SEM)

<sup>3</sup> VEGA, TESCAN

زمینه شود که این امر به نوبه خود به بهبود نسبی خواص می‌انجامد. علت بهبود مناسب‌تر خواص در حالت استفاده از 3% نانورس احتمالاً به اختلاط مناسب‌تر نانوذرات در این درصد وزنی ارتباط دارد. استفاده از درصد بالای نانورس می‌تواند احتمال ایجاد کلوخیدگی نانوذرات را بیشتر کرده و به تشدید تردی ماده منجر شود. این افزایش تردی در درصدهای وزنی بالای نانوذرات منجر به پایین‌آمدن قابلیت ارتقاء خواص مکانیکی نانوذرات در ساختار کامپوزیت می‌شود [44].

از سوی دیگر احتمالاً استفاده از 1% نانورس به برای بهبود خواص سطح مشترکی یاف و زمینه یا پرکردن حفرات ماده پلیمری در آزمون نسبتاً خشن نظیر ضربه چارپی ناکافی بوده است.

جدول 6 نتایج آزمون ضربه چارپی برای چندلایه‌های یافی فلزی

Table 6 Charpy impact test results for FMLs

کد نمونه	استحکام ضربه‌ای (kJ/m <sup>2</sup> )
FML /I	941.41±7
FML /IT	806.02±12
1 wt.% nano- FML /I	947.75±8
1 wt.% nano- FML /IT	813.29±3
3 wt.% nano- FML /I	978.20±4
3 wt.% nano- FML /IT	870.23±1
5 wt.% nano- FML /I	982.53±3
5 wt.% nano- FML /IT	878.25±9

در مورد چندلایه‌های یافی فلزی نتایج به‌وضوح نشان می‌دهد که افزودن نانورس به زمینه اپوکسی مورد استفاده در ساختار چندلایه‌های هیبریدی اثر بهبوددهنده کمتری نسبت به کامپوزیت‌ها داشته است. این امر احتمالاً به کسر حجمی کمتر نانوذرات در کل ساختار چندلایه‌های یافی فلزی در مقایسه با نانوکامپوزیت‌ها مربوط می‌شود. به هر حال با افزودن 1، 3% و 5% نانورس، به ترتیب بهبود ملایم 0.7، 3.9% و 4.4% در استحکام ضربه‌ای چندلایه‌های یافی فلزی حاصل شده است. برای ایجاد درک مناسب‌تر از نحوه اثر شوک حرارتی دما بالا بر خواص ضربه‌ای مواد مورد مطالعه، مقادیر نرمال شده نمونه‌های تحت شوک نسبت به نمونه‌های سالم در شکل 4 ارائه شده است. همان‌طور که از شکل 4 مشخص است، شوک حرارتی دما بالا اثر منفی قابل ملاحظه‌ای بر استحکام ضربه‌ای هر دو ماده داشته است. هر چند این اثر منفی در چندلایه‌های کامپوزیتی نسبت به چندلایه‌های یافی فلزی مشهودتر است. نتایج نشان می‌دهد که مقدار استحکام ضربه‌ای نمونه‌های تحت شوک GE /IT برابر با 294.86±13 کیلو ژول بر متر مربع است که 25.64% پایین‌تر از کامپوزیت‌های سالم است. این در حالی است که همین مقدار در نمونه‌های FML /IT برابر با 806.02 کیلو ژول بر متر مربع است که 86.6% مقدار چندلایه یافی فلزی قبل از شوک حرارتی است. کاهش مقادیر استحکام ضربه‌ای به همراه کاهش تغییر شکل ماده تحت ضربه تا حد زیادی مربوط به چندین مکانیزم تخریب است که توسط شوک حرارتی در دمای بالا بر مواد اعمال می‌شود. ضعیف شدن سطح مشترک یاف/ زمینه، ترک‌خوردگی ماده زمینه در سطوح خارجی و اکسیداسیون ماده زمینه می‌توانند به‌عنوان عوامل اصلی کاهش خواص مکانیکی در چندلایه‌های کامپوزیتی مطرح شوند.

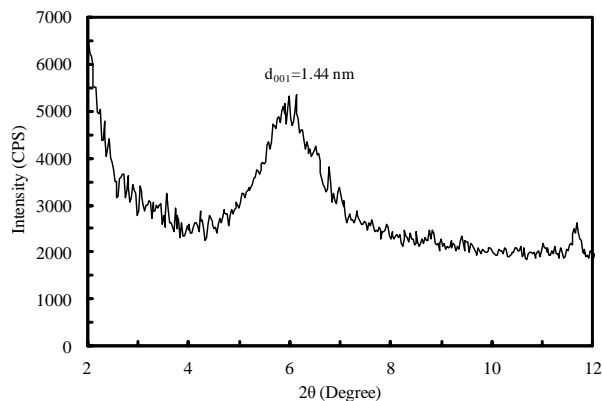


Fig. 3 X-ray pattern of pure nanoclay

شکل 3 الگوی پرتو ایکس از نانورس خالص

جدول 4 زاویه پراش و فاصله بین لایه‌های انواع نانوکامپوزیت‌های نانورس/ اپوکسی برحسب درصد نانوذرات

Table 6 Diffraction angle and d-spacing of various types of nanoclay/epoxy nanocomposites in terms of nanoclay percent

کد نمونه	2θ (°)	d <sub>001</sub> (nm)
3 wt.% nano-M/3	...	...
5 wt.% nano-M/3	5.52	1.60

### ۳-۲- استحکام ضربه‌ای

نتایج آزمون ضربه چارپی بر روی نمونه‌های کامپوزیتی و چندلایه‌های یافی فلزی قبل و بعد از شوک حرارتی دما بالا در جدول‌های 5 و 6 آمده است.

جدول 5 نتایج آزمون ضربه چارپی برای چندلایه‌های کامپوزیتی

Table 5 Charpy impact test results for GE laminates

کد نمونه	استحکام ضربه‌ای (kJ/m <sup>2</sup> )
GE /I	396.55±11
GE /IT	294.86±13
1 wt.% nano- GE /I	400.83±6
1 wt.% nano- GE /IT	303.42±9
3 wt.% nano- GE /I	428.24±10
3 wt.% nano- GE /IT	362.63±8
5 wt.% nano- GE /I	419.03±8
5 wt.% nano- GE /IT	348.41±11

نتایج حاکی از افزایش 8 درصدی مقدار استحکام ضربه‌ای نانوکامپوزیت‌های 3 wt.% nano-GE/I نسبت به کامپوزیت‌های GE/I است. این در حالی است که افزودن 1% و 5% نانورس به ترتیب منجر به بهبود ناچیز 1% و 5.7% در استحکام ضربه‌ای کامپوزیت‌های یاف شیشه/ اپوکسی شده است.

این افزایش در خواص ضربه‌ای احتمالاً به سبب حضور لایه‌های سیلیکاتی در سطح خارجی یاف شیشه و متعاقب آن بهبود در خواص سطح مشترکی ما بین یاف و رزین اپوکسی اتفاق افتاده است [43,42]. در حالت کلی، اختلاط مناسب نانورس در رزین می‌توان منجر به پرشدگی حفرات ماده

به‌منظور بررسی دقیق‌تر انواع مکانیسم‌های شکست، تصاویری از مقطع شکست نمونه‌های کامپوزیتی پس از آزمون ضربه چارپی در شکل 5 ارائه شده است. با بررسی شکل 5 تفاوت ظاهری بارزی از لحاظ رنگ در تمامی نمونه‌های نشان داده شده مشهود است.

نمونه‌های کامپوزیتی قبل از تجربه کردن شوک حرارتی تقریباً به رنگ سفید بوده‌اند که پس از شوک حرارتی در دمای بالا به نارنجی تیره تغییر رنگ داده‌اند. ضمناً نشانه‌های روشنی از سوختگی در لبه‌های بالایی نمونه GE /IT مشهود است. منشاء این تغییر رنگ در نمونه‌ها احتمالاً مربوط به تشکیل  $O = (C_6H_4)_2O$  است که تحت عنوان رنگ سیاه شناخته می‌شود [48]. نمونه 3 wt.% nano- GE /I نیز به واسطه افزودن نانورس از لحاظ رنگی تغییراتی نسبت به نمونه GE /I دارد و اندکی تیره‌تر و تقریباً به رنگ خاکستری روشن است. نکته جالب توجه این است که به رغم این که شوک حرارتی وارد بر نمونه‌های GE /IT منجر به تغییرات شدید رنگی در آن شده است اما نمونه‌های حاوی نانورس یعنی 3 wt.% nano- GE /IT تنها اندکی تغییر رنگ داده و به رنگ زرد کم‌رنگ مبدل شده‌اند. گذشته از وضعیت ظاهری نمونه‌های کامپوزیتی، سطوح شکست نشان داده شده در شکل 5 گویای رخ دادن شکست کامل (دو تکه شدن نمونه‌ها) در حالت ترد به همراه مقادیر قابل توجهی از حالت‌های شکست الیاف<sup>3</sup> و ترک‌خوردگی زمینه<sup>4</sup> است. علاوه بر این، به رغم مقادیر اندکی از حالت شکست بیرون آمدگی الیاف<sup>5</sup>، هیچ‌گونه تورق مشهودی در هیچ‌یک از نمونه‌ها دیده نمی‌شود. البته آنچنان که در شکل 5-ب مشخص است، لبه‌های شکست نسبتاً منظم به‌عنوان یکی از نشانه‌های شکست ترد به سبب رخ دادن اکسیداسیون سطحی کاملاً مشهود است. همچنین با بررسی دقیق تصاویر نشان داده شده در شکل 5 می‌توان دریافت که میزان حفظ انسجام ساختاری پس از ضربه در کامپوزیت‌های حاوی نانورس تا حدی بیشتر از نمونه‌های کامپوزیتی خالص است.

با مقایسه شکل 5-الف و شکل 5-ب می‌توان به اتصال مناسب‌تر الیاف شیشه به زمینه پلیمری پی برد. در وضعیت پس از شوک حرارتی نیز حالت شکست کامپوزیت‌های حاوی نانورس بسیار مشابه شکست نمونه‌های اولیه (قبل از اعمال شوک حرارتی) بوده و شامل مقادیر قابل توجهی بیرون آمدگی الیاف است. بر خلاف نمونه‌های حاوی نانورس، حالت شکست نمونه‌های کامپوزیتی عاری از نانورس پس از اعمال شوک حرارتی کاملاً ترد بوده و حالت بیرون آمدگی الیاف در آن مشهود نیست.

از آنجایی که رزین مورد استفاده در این مطالعه از لحاظ ذاتی ترد محسوب می‌شود و پس از اعمال شوک حرارتی در دمای بالا قابلیت تغییر شکل یافتن آن کاهش می‌یابد، رخ دادن پدیده تردشدگی در ماده زمینه به نوبه خود منجر به کاهش خواص ضربه‌ای شده است. این تردشدگی به خروج مواد فرّار و بخار آب از رزین ارتباط دارد که معمولاً با ایجاد و گسترش ترک همراه است.

نمونه‌ای از ریزترک‌های ایجاد شده در محل سطح مشترک الیاف/ رزین اپوکسی بر اثر شوک حرارتی دما بالا از طریق میکروسکوپ الکترونی رصد شده و در شکل 6 قابل مشاهده است. نکته مشهود در این تصویر، جدایش کامل در ناحیه اتصال الیاف به زمینه است که بر اثر افزایش ناگهانی گرادیان کرنش حرارتی در محل اتصال به‌وجود آمده است (شکل 6-الف).

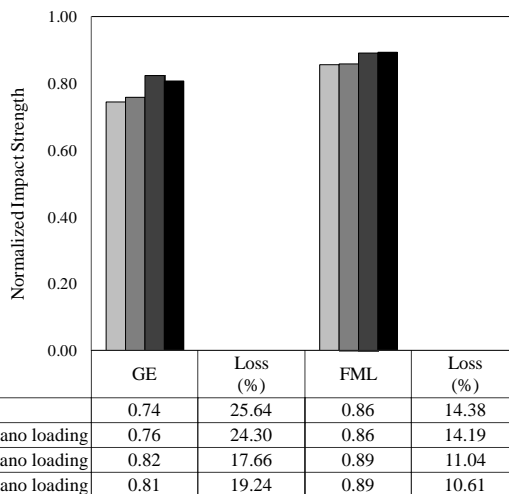


Fig. 4 Degradation of impact properties of FML and GE laminates after exposure to high temperature thermal shock

شکل 4 کاهش خواص ضربه‌ای نمونه‌های کامپوزیتی و چندلایه‌های الیافی فلزی پس از اعمال شوک حرارتی دما بالا.

از بررسی نتایج مشاهده می‌شود که اعمال شوک حرارتی دما بالا اثرات مضر کمتری بر مقدار استحکام ضربه‌ای نمونه‌های حاوی نانورس داشته است. نمونه‌های کامپوزیتی حاوی 3% و 5% نانورس به ترتیب دچار کاهش 17.66% و 19.24% در مقدار استحکام ضربه‌ای در مقایسه با نمونه‌های عاری از نانورس شده‌اند.

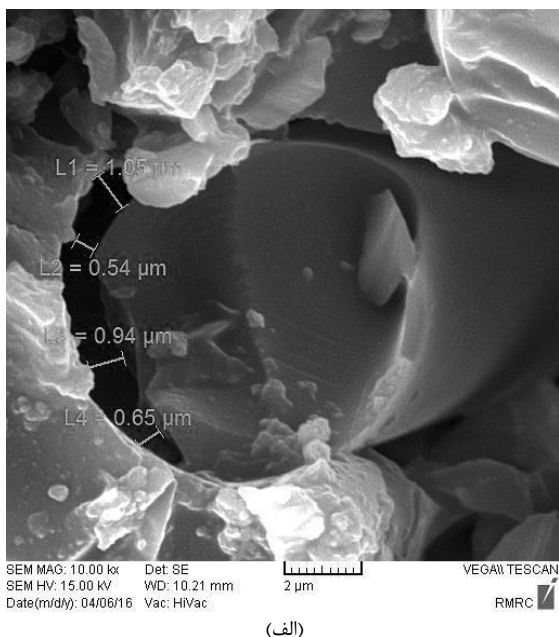
همچنین افزودن 1% نانورس تاثیر چندانی در بهبود رفتار ضربه‌ای این مواد پس از قرارگیری در معرض شوک حرارتی نداشته است. این نتایج نشان می‌دهد که کامپوزیت‌های الیاف شیشه/ اپوکسی حاوی 3% نانورس تا حد نسبتاً قابل قبولی نسبت به شرایط شوک حرارتی دما بالا مقاوم است. این اثر مثبت افزودن نانورس را می‌توان در وهله به کاهش یافتن ضریب انبساط حرارتی رزین اپوکسی نسبت داد که به کاهش یافتن انبساط پلیمر حین مواجهه با شرایط دما بالا منجر می‌شود [45].

کاهش انبساط پلیمر در ساختار کامپوزیت می‌تواند مقدار تنش‌های حرارتی ناشی از اختلاف ضریب انبساط حرارتی الیاف و رزین را کاهش دهد که نهایتاً منجر به کاهش در احتمال بروز و ترک‌خوردگی حرارتی و مقدار آن خواهد شد. عامل مهم دیگر خاصیت ممانعتی<sup>1</sup> و بازدارندگی در مقابل آتش<sup>2</sup> نانورس با ضریب منطری بالا در سطح نانوکامپوزیت است که به‌عنوان محافظی در مقابل اکسیداسیون حرارتی ایفای نقش نموده و رفتار حرارتی ماده را بهبود می‌بخشد. در نمونه‌های کامپوزیت عاری از نانورس تحت دمای بالا اکسیژن به راحتی می‌تواند از طریق سطح به عمق ماده نفوذ یابد و پدیده اکسیداسیون و به تبع آن کاهش خواص مکانیکی را رقم بزند.

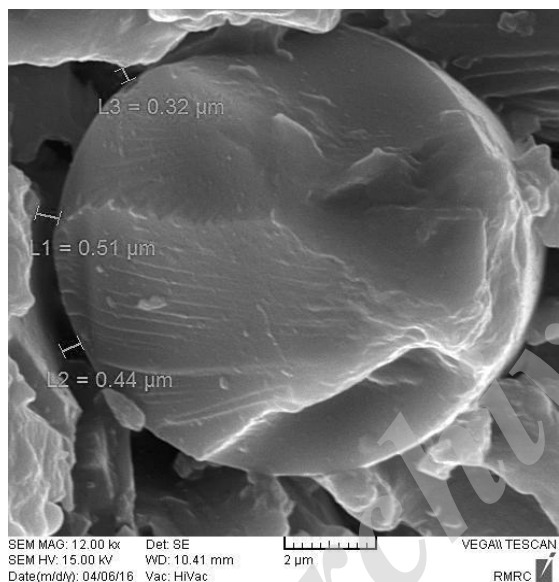
جانگ و ویکی در مطالعاتشان دریافتند که نرخ رهایش حرارت نانوکامپوزیت پلی امید 6/ نانورس طی احتراق توسط گرماسنج مخروطی می‌تواند تا 60% نسبت به پلی امید خالص کاهش یابد [46]. بر اساس بررسی‌های کاشیواگی و همکاران، کاهش نرخ رهایش حرارت به تشکیل مجموعه‌های کرک‌مانند نانورس با ویژگی محافظتی در سطح پلیمر مربوط می‌شود که پلیمر را از حرارت ناشی از اشتعال محافظت کرده و یک عایق حرارتی پدید می‌آورد [47].

<sup>3</sup> Fiber breakage  
<sup>4</sup> Matrix cracking  
<sup>5</sup> Fiber pull-out

<sup>1</sup> Barrier properties  
<sup>2</sup> Fire retardancy



(الف)



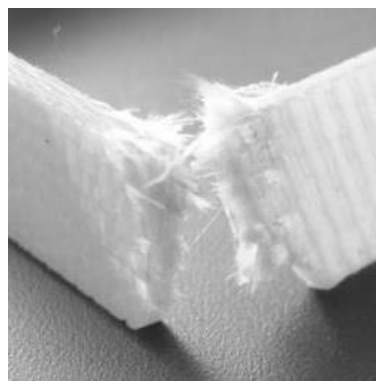
(ب)

**Fig. 6** SEM micrograph from glass fiber/epoxy matrix debonding at (a) GE/I (b) 3 wt.% nano-GE/IT

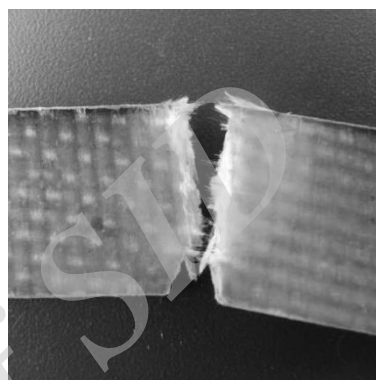
شکل ۶ تصویر میکروسکوپی از جدایش در محل اتصال الیاف شیشه/ زمینه اپوکسی در (الف) GE/IT، (ب) 3 wt.% nano-GE/IT.

مسلماً تجمع تخریب‌هایی از این دست در کل ساختار چندلایه کامپوزیتی دلیل مناسبی برای کاهش خواص مکانیکی آن خواهد بود. البته بررسی دقیق شکل 6-ب نشان می‌دهد که میزان جدایش الیاف از زمینه پلیمری در نمونه‌های 3 wt.% nano-GE/IT به مراتب کمتر از نمونه‌های عاری از نانورس است.

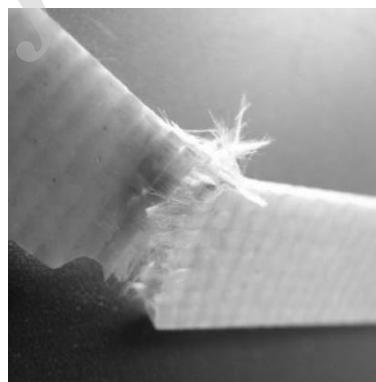
رفتار نسبتاً مناسب چندلایه‌های الیافی فلزی در مواجهه با شوک حرارتی را تا حد زیادی می‌توان به نقش محافظتی ورق‌های آلومینیومی نسبت داد که مانع جدی در مقابل پدیده اکسیداسیون سطح هستند. البته مقدار اندکی از لبه‌های این ساختارهای چندلایه نیز در معرض حرارت مستقیم قرار دارد که با توجه به پایین بودن نسبت ضخامت به سطح در این چندلایه‌ها، مقدار اکسیداسیون سطحی در آن‌ها ناچیز خواهد بود.



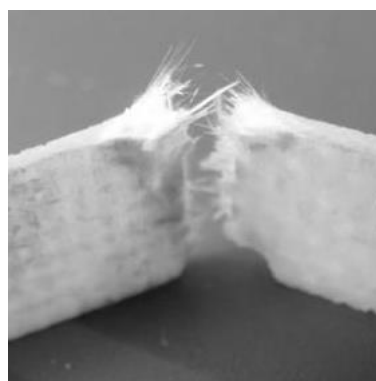
(الف)



(ب)



(پ)



(ت)

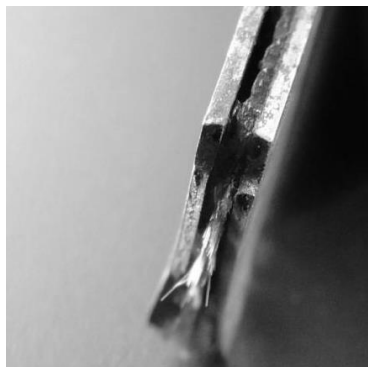
**Fig. 5** Photographs from fractured surfaces of composite specimens after impact testing (a) GE/I (b) GE/IT (c) 3 wt.% nano-GE/I (d) 3 wt.% nano-GE/IT

شکل ۵ تصاویری از سطوح شکست نمونه‌های کامپوزیتی پس از آزمون ضربه (الف) GE/I (ب) GE/IT، (پ) 3 wt.% nano-GE/I، (ت) 3 wt.% nano-GE/IT.

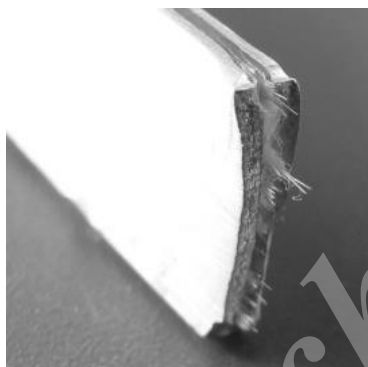




(الف)



(ب)



(پ)



(ت)

**Fig. 7** Photographs from fractured surfaces of FML specimens after impact testing (a) FML/I (b) FML/IT (c) 3 wt% nano-FML/I (d) 3 wt% nano-FML/IT

شکل ۷ تصاویری از سطوح شکست چندلایه‌های الیافی کامپوزیتی پس از آزمون ضربه (الف) FML/I (ب) FML/IT، (پ) 3 wt.% nano-FML/I (ت) 3 wt.% nano-FML/IT

احتمالاً کاهش استحکام ضربه‌ای چندلایه‌های الیافی فلزی پس از مواجهه با شوک حرارتی بیشتر به پدیده تورق ناشی از اختلاف ضریب انبساط حرارتی کامپوزیت و فلز مربوط می‌شود. اما به هر حال مقایسه نتایج میزان زوال خواص در دو ساختار نشان می‌دهد که تاثیر مخرب تورق حرارتی بر خواص چندلایه‌های الیافی فلزی کمتر از تاثیر مضر ناشی از اکسیداسیون سطح در کامپوزیت‌ها است.

شکل 7 تصاویری از نحوه تخریب چندلایه‌های الیافی فلزی پس از انجام آزمون چارپی را نشان می‌دهد. از بررسی تصاویر سطوح شکست مشخص است که در تمامی نمونه‌ها فرآیند ضربه با پارگی کامل ورق‌های آلومینیومی، تغییر شکل پلاستیک فلز به شکل محدود، تورق بین لایه‌های فلزی و کامپوزیتی و شکست لایه‌های کامپوزیتی همراه است.

همان‌طور که در شکل 7-ب مشخص است اکسیداسیون شدید سطحی در ناحیه لبه نمونه، تورق نسبتاً وسیع بین لایه‌های فلزی و کامپوزیتی و همچنین عدم رخ دادن تغییر شکل پلاستیک مشهود در ورق‌های فلزی منجر به کاهش قابل توجه استحکام ضربه‌ای در FML/IT شده است.

این شواهد به نوعی می‌تواند نشانه‌ای روشن از تخریب سطح مشترک کامپوزیت/ فلز ناشی از رشد ترک‌های حرارتی طی فرآیند شوک حرارتی باشد. احتمالاً به سبب ایجاد ریزتورق‌های اولیه در ناحیه اتصال فلز/ کامپوزیت و سایر ریزترک‌های ایجاد شده در سطح کامپوزیت، انرژی کمتری برای ایجاد شکست کامل در نمونه لازم بوده است. در سایر نمونه‌ها نوع شکست تقریباً یکسان است و ایجاد تورق بسیار محدود صرفاً در ناحیه برخورد چکش به نوعی بر کیفیت بالای ساخت نمونه‌ها دلالت دارد.

البته لبه نمونه‌های حاوی نانورس بر خلاف نمونه‌های عاری از نانورس پس از اعمال شوک حرارتی تغییر رنگ چندانی نداشته است و میزان تورق در آن بسیار محدود است (شکل 7-ت).

چندلایه‌های الیافی فلزی حاوی نانورس نیز همانند نمونه‌های کامپوزیتی هیبرید شده با نانورس نشان دادند که در هر سه درصد وزنی نانوذرات، نسبت به نمونه‌های عاری از نانوذرات کارایی بسیار مناسبی در حفظ خواص ضربه‌ای پس از شوک حرارتی دما بالا دارند. درصد افت استحکام ضربه‌ای پس از اعمال شوک حرارتی دما بالا در چندلایه‌های الیافی فلزی حاوی 1%، 3% و 5% نانورس به ترتیب 14.19%، 11.04% و 10.61% بود که حاکی از مقاومت نسبتاً مناسب این مواد (به‌خصوص در حالت افزودن 3% و 5% نانورس) در برابر شوک حرارتی دما بالا است.

این اثر مثبت افزودن نانورس را می‌توان به بهبود مقدار ضریب انبساط حرارتی کامپوزیت و کاهش اختلاف ما بین ضرایب انبساط حرارتی فلز و کامپوزیت نسبت داد. همچنین نظیر آن چه در کامپوزیت‌های حاوی نانورس دیده شد، نانوذرات توانسته‌اند در سطوح در معرض حرارت نیز مقاومت چندلایه کامپوزیتی را افزایش دهند.

نکته حائز اهمیت دیگر هم‌افزایی بسیار مفید دو روش محافظتی نانورس و ورق‌های فلزی در ساختار نانوجندلایه‌های الیافی فلزی است که نتایج ترکیب این دو روش در مقایسه با سایر روش‌ها کاملاً مشهود است. به‌عنوان نتیجه نهایی نیز می‌توان گفت که احتمالاً تنش‌های حرارتی ناشی از شوک حرارتی در مواد بهبودیافته توسط نانورس برای غلبه بر استحکام سطح مشترک الیاف/زمینه و فلز/ کامپوزیت و ایجاد تخریب‌های چشم‌گیر به اندازه کافی بزرگ نبوده‌اند، اما در هر صورت توانسته‌اند تا حدی منجر به کاهش خواص در این مواد شوند.

## ۴- نتیجه‌گیری

اثر شوک حرارتی در دمای 230 درجه سانتی‌گراد بر روی استحکام ضربه‌ای نمونه‌های کامپوزیتی و چندلایه‌های الیافی فلزی بررسی شد. همچنین اثر افزودن نانورس نیز بر استحکام ضربه‌ای نمونه‌های مذکور پیش و پس از مواجهه با شوک حرارتی مورد بررسی قرار گرفت. مشخص شد که شوک حرارتی اثر منفی بر خواص ضربه‌ای دو نوع ماده دارد، هرچند که این اثر در کامپوزیت‌ها غالب بود. از طرفی نانورس به‌نحو مناسبی توانست خواص ضربه‌ای دو نوع ماده را بهبود داده و حتی در شرایط پس از شوک حرارتی نیز تا حد نسبتاً قابل قبولی موفق به حفظ خواص ضربه‌ای شود. در نهایت مشخص شد که بهره‌گیری از ساختار چندلایه الیافی فلزی به‌سبب وجود نقش محافظتی لایه‌های آلومینیومی در کنار استفاده از نانورس به‌عنوان بازدارنده آتش می‌تواند به ارائه یک ساختار بهینه منجر شود که قادر به مقاومت مناسب در مواجهه با شوک‌های حرارتی فراتر از دمای شیشه‌ای شدن رزین اپوکسی است.

## ۵- مراجع

- [13] Vogelesang, L.B. and Vlot, A., "Development Of Fibre Metal Laminates For Advanced Aerospace Structures," *Journal of Material Process and Technology*, Vol. 103, pp. 1-5, 2000.
- [14] Young, J.B. Landry, J.G.N. and Cavoulacos, V.N., "Crack Growth And Residual Strength Characteristics Of Two Grades Of Glass-Reinforced Aluminum GLARE," *Composite Structures*, Vol. 27, pp. 457-469, 1994.
- [15] Asundi, A. and Choi, A.Y.N., "Fiber Metal Laminates: An Advanced Material For Future Aircraft," *Journal of Material Process and Technology*, Vol. 63, pp. 384-394, 1997.
- [16] Vasek, A. Polak, J. and Kozak, V., "Fatigue Crack Initiation In Fibre-Metal Laminate GLARE-2," *Material Science and Engineering*, Vol. 234, No. 236, pp. 621-624, 1997.
- [17] Sinke, J., "Development of Fibre Metal Laminates: Concurrent Multi-Scale Modeling And Testing," *Journal of Materials Science*, Vol. 41, pp. 6777-6788, 2006.
- [18] Kawai, M. and Arai, Y., "Off-Axis Notched Strength Of Fiber-Metal Laminates And A Formula For Predicting Anisotropic Size Effect," *Composites: Part A*, Vol. 40, pp. 1900-1910, 2009.
- [19] Vlot, A., "Low-Velocity Impact Loading On Fibre Reinforced Aluminium Laminates (ARALL) And Other Aircraft Sheet Materials," PhD Thesis, Delft University of Technology, Delft, 1991.
- [20] Rodi, R., "The Residual Strength Failure Sequence In Fibre Metal Laminates," Master Thesis, Pisa University, Pisa, 2012.
- [21] Zhu, G.L. Xiao, Y.P. Yang, Y.X. Wang, J. Sun, B. and Boom, R., "Degradation Behavior Of Epoxy Resins In Fibre Metal Laminates Under Thermal Conditions," *Journal of Shanghai Jiaotong University*, Vol. 17, No. 3, pp. 257-262, 2012.
- [22] Decelle, J. Huet, N. and Bellenger, V., "Oxidation Induced Shrinkage For Thermally Aged Epoxy Networks," *Polymer Degradation and Stability*, Vol. 81, pp. 239-248, 2003.
- [23] Colin, X., and Verdu, J., "Thermal Aging And Lifetime Prediction For Organic Matrix Composites," *Plastics, Rubber and Composites*, Vol. 32, pp. 349-356, 2003.
- [24] Colin, X. Mavel, A. Marais, C. and Verdu, J., "Interaction Between Cracking And Oxidation In Organic Matrix Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 39, pp. 1371-1389, 2005.
- [25] Pochiraju, K. Tandon, G. and Schoeppner, G., "Evolution Of Stress And Deformations In High-Temperature Polymer Matrix Composites During Thermo-Oxidative Aging," *Mech Time-Depend Mater*, Vol. 12, pp. 45-68, 2008.
- [26] Lafarie-Frenot, M.C., and Rouquie, S., "Influence Of Oxidative Environments On Damage In C/Epoxy Laminates Subjected To Thermal Cycling," *Composites Science and Technology*, Vol. 64, pp. 1725-1735, 2004.
- [27] Tsotsis, T.K. Keller, S. Bardis, J. and Bish, J., "Preliminary Examination Of The Use Of Elevated Pressure To Accelerate Thermo-Oxidative Ageing In Composites," *Polymer Degradation and Stability*, Vol. 64, pp. 207-12, 1999.
- [28] Burcham, L.J. Eduljee, R.F. and Gillespie, J.R.J.W., "Investigation Of The Microcracking Behavior Of Bismaleimide Composites During Thermal Ageing," *Polymer Composites*, Vol. 16, pp. 507-517, 1995.
- [29] Fan, W. Li, J.L. and Guo, D., "Effect Of Thermo-Oxidative Aging On Three-Dimensional And Four-Directional Braided Carbon Fiber/Epoxy Composite," *Journal of Composite Materials*, Vol. 49, No. 25, pp. 3189-3202, 2015.
- [30] Ozcelik, O. Aktas, L. and Altan, M.C., "Thermo-Oxidative Degradation Of Graphite/Epoxy Composite Laminates: Modeling And Long-Term Predictions," *Express Polymer Letters*, Vol. 3, No. 12, pp. 797-803, 2009.
- [31] Yoon, P.J. Fornes, T.D. and Paul, D.R., "Thermal Expansion Behavior Of Nylon 6 Nanocomposites," *Polymer*, Vol. 43, pp. 6727-6741, 2002.
- [32] Saad, G.R. Abd Elhamid, E.E. and Elmenyawy, S.A., "Dynamic Cure Kinetics and Thermal Degradation of Brominated Epoxy Resin-Organoclay Based Nanocomposites," *Thermochemica Acta*, Vol. 524, pp. 186-193, 2011.
- [33] Shen, S.Z. Bateman, S. McMahon, P. Dell Olio, M. Gotama, J. Nguyen, T. and Yuan, Q., "The Effects of Clay On Fire Performance And Thermal Mechanical Properties Of Woven Glass Fibre Reinforced Polyamide 6 Nanocomposites," *Composites Science and Technology*, Vol. 70, No. 14, pp. 2063-2067, 2010.
- [1] Park, S.Y. Choi, W.J. and Choi, H.S., "The Effects Of Void Contents On The Long-Term Hygrothermal Behaviors Of Glass/Epoxy And GLARE Laminates," *Composite Structures*, Vol. 92, No. 1, pp. 18-24, 2010.
- [2] Chung, K. Seferis, J.C. and Nam, J.D., "Investigation of Thermal Degradation Behavior Of Polymeric Composites: Prediction Of thermal Cycling Effect From Isothermal Data," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 31, No. 9, pp. 945-957, 2000.
- [3] Poodts, E. Ghelli, D. Brugo, T. Panciroli, R. and Minak, G., "Experimental Characterization Of A Fiber Metal Laminate For Underwater Applications," *Composite Structures*, Vol. 129, pp. 36-46, 2015.
- [4] McGurn, M.T. Des Jardin, P.E. and Dodd, A.B., "Numerical Simulation Of Expansion And Charring Of Carbon-Epoxy Laminates In Fire Environments," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 55, pp. 272-281, 2012.
- [5] Christke, S. Gibson, A.G. Grigoriou, K. and Mouritz, A.P., "Multi-Layer Polymer Metal Laminates For The Fire Protection Of Lightweight Structures," *Materials and Design*, Vol. 97, pp. 349-356, 2016.
- [6] Maljaars, J. Soetens, F. and Snijder, H., "Local Buckling Of Aluminium Structures Exposed To Fire, Part 1: Tests," *Thin-Walled Structures*, Vol. 47, pp. 1404-1417, 2009.
- [7] Kandare, E. Feih, S. Kootsookos, A. Mathys, Z. Lattimer, B. and Mouritz, A., "Creep-Based Life Prediction Modelling Of Aluminium In Fire," *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 527, pp. 1185-1193, 2010.
- [8] Feih, S. Kandare, E. Lattimer, B. and Mouritz, A., "Structural Analysis Of Compression Deformation And Failure Of Aluminium In Fire," *Journal of Structural Engineering*, Vol. 137, pp. 728-738, 2010.
- [9] Afaghi Khatibi, A. Kandare, E. Feih, S. Lattimer, B. Case, S. and Mouritz, A., "Finite Element Modelling Of Tensile Deformation And Failure Of Aluminium Plate Exposed To Fire," *Computational Materials Science*, Vol. 95, pp. 242-249, 2014.
- [10] Tewarson, A. and Macaione, D.P., "Polymers And Composites-An Examination Of Flame Spread And Generation of Heat And Fire Products," *Journal of Fire Sciences*, Vol. 11, pp. 421-441, 1993.
- [11] Koksai, F. Gencel, O. Bristow, W. and Hagg Lobland H.E., "Effect Of High Temperature On Mechanical And Physical Properties Of Lightweight Cement Based Refractory Including Vermiculite," *Material Research Innovations*, Vol. 16, pp. 7-13, 2012.
- [12] Dupuesne, S. Le Bras, M. Bourbigot, S. Delobel, R. Vezin, H. Camino, G. Eling, B. Lindsay, C. and Roels, T., "Expandable Graphite: A Fire Retardant Additive For Polyurethane Coatings," *Fire and Materials*, Vol. 27, pp. 103-117, 2003.

- [34] Haque, A. Shamsuzzoha, M. Hussain, F. and Dean, D., "S2-Glass/Epoxy Polymer Nanocomposites: Manufacturing, Structures, Thermal And Mechanical Properties," *Journal of Composite Materials*, Vol. 37, No. 10, pp. 1821-1837, 2003.
- [35] Masoudi, A. Liaghat, G.H. and Pol, M.H., "Experimental Investigation Of Effects Of Nanoclay On Ballistic Properties Of GLARE," In Persian, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 4, pp.141-146, 2014.
- [36] <http://www.millproducts-alcoa.com>, available in 22, September 2016.
- [37] <http://www.swiss-composite.ch/pdf/t-Araldite-LY5052-Aradur5052-e.pdf>, available in 22, September 2016.
- [38] <http://www.colan.com.au/compositereinforcement>, available in 22, September 2016.
- [39] Zainuddin, S. Hosur, M.V. Zhou, Y. Kumar A. and Jeelani, S., "Durability Study Of Neat/Nanophased GFRP Composites Subjected To Different Environmental Conditioning," *Materials Science and Engineering A*, Vol. 527, pp. 3091-3099, 2010.
- [40] Chowdhury, F.H. Hosur, M.V. and Jeelani, S., "Studies On The Flexural And Thermomechanical Properties Of Woven Carbon/Nanoclay-Epoxy Laminates," *Materials Science and Engineering A*, Vol. 421, pp. 298-306, 2006.
- [41] Sun, X. Li, R. Wong, K.C. and Mitchell, K. A. R., "Surface Effects In Chromate Conversion Coatings On 2024-T3 Aluminum Alloy," *Journal of Materials Science*, Vol. 36, pp. 3215-3220, 2001.
- [42] Wei, C.L. Zhang, M.Q. Rong, M.Z. and Friedrich, K., "Tensile Performance Improvement Of Low Nanoparticles Filled-Polypropylene Composites," *Composites Science and Technology*, Vol. 62, pp. 1327-1340, 2002.
- [43] Manfredi, L.B., and De Santis Vázquez, H.A., "Influence of The Addition of Montmorillonite To The Matrix of Unidirectional Glass Fibre/Epoxy Composites On Their Mechanical And Water Absorption Properties," *Composites: Part A*, Vol. 39, pp. 1726-1731, 2008.
- [44] Khan, S.U. Iqbal, K. Munir, A. and Kim J.K., "Quasi-Static And Impact Fracture Behaviors Of CFRP With Nanoclay-Filled Epoxy Matrix," *Composites: Part A*, Vol. 42, pp. 253-264, 2011.
- [45] Yasmin, A. Luo, J.J. Abot, J.L. and Daniel, I.M., "Mechanical And Thermal Behavior Of Clay/Epoxy Nanocomposites," *Composites Science and Technology*, Vol. 66, No. 14, pp. 2415-2422, 2006.
- [46] Jang, B.N. and Wilkie, C.A., "The Effect of Clay On The Thermal Degradation Of Polyamide 6 In Polyamide 6/Clay Nanocomposites," *Polymer*, Vol. 46, pp. 3264-3274, 2005.
- [47] Kashiwagi, T. Harris, R.H. Zhang, X. Briber, R.M. Cipriano, B.H. Raghavan, S.R. Awad, W.H. and Shields, J.R., "Flame Retardant Mechanism Of Polyamide 6-Clay Nanocomposites," *Polymer*, Vol. 45, pp. 881-891, 2004.
- [48] Ohno, S. Lee, M.H. and Lin, K.Y., "Thermal Degradation Of IM7/BMI5260 Composite Materials: Characterization By X-Ray Photoelectron Spectroscopy," *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 293, pp. 88-94, 2000.

Archive of SID