



Original Research Article - Extended Abstract

The Effect of Thermal Cycles on the Impact Performance of Carbon Fibers-Epoxy/Aluminum Fibers Metal Laminates

Mohammad Askari¹, Mehrdad Javadi^{2*}, Reza Eslami-Farsani³, Abdolreza Geranmayeh⁴

¹ Ph. D. Student, Department of Mechanical Engineering, South Tehran Branch, Islamic Azad University, Tehran, Tehran, Iran

² Associate Professor, Department of Mechanical Engineering, South Tehran Branch, Islamic Azad University, Tehran, Tehran, Iran

³ Professor, Faculty of Materials Science and Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Tehran, Iran

⁴ Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, South Tehran Branch, Islamic Azad University, Tehran, Tehran, Iran

*Corresponding Author's Email: mjavadi@azad.ac.ir (M. Javadi)

Paper History:

Received: 2022-05-31

Revised in revised form: 2022-09-02

Scientific Accepted: 2022-09-18

Keywords:

Fiber Metal Laminates,
Impact Behavior,
Thermal Cycle,
Carbon Fibers

Abstract In the current study, the effect of performing the thermal cycling on the impact behavior of Fiber Metal Laminates (FMLs) fabricated by aluminum and carbon fibers/epoxy composites was investigated. To this end, first, the FMLs with various configurations of carbon fibers ($0^\circ/0^\circ/0^\circ$, $90^\circ/90^\circ/90^\circ$, $+30^\circ/-30^\circ/-30^\circ/+30^\circ$, and $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$) were fabricated and put into oven under the thermal cycling conditions with 0, 1, 10, 30, 50, 70, and 90 cycles. For each thermal cycle, the samples were put into the oven for 15 min to increase their temperature from the ambient temperature to 100°C . Then, the temperature was kept constant for five minutes. Next, FMLs were extracted from the oven to reduce their temperature by the ambient temperature for 15 min. Then, the impact behavior of these samples was investigated based on Charpy impact test, and the related mechanisms were characterized by macrostructural and microstructural methods. The obtained results confirmed that followed by the thermal cycling on the unidirectional samples ($0^\circ/0^\circ/0^\circ$ and $90^\circ/90^\circ/90^\circ$), the absorbed energy capability was considerably improved. To be specific, the maximum improvement values in these configurations were obtained as 21.4 and 19.4 %, respectively. It was also found that by changing the configurations, the enhancement and reduction of the absorbed energy capability were transferred in the higher thermal cycles. The microstructural investigations revealed that after thermal cycles, the fracture behavior was altered, and the adhesion between carbon fibers and epoxy matrix was deteriorated.



<https://doi.org/10.30501/jamt.2022.342826.1225>

URL: https://www.jamt.ir/article_157476.html

1. INTRODUCTION

Fiber Metal Laminates (FMLs) are known as hybrid structures which have the metal and composite features at the same time. According to the applied research studies in this particular area, a majority of the research studies characterized the mechanical properties of a variety of FMLs. In addition, they developed these features through different methods such as surface modification of the metal layers, addition of different nanoparticles, use of the new braided fibers like 3D glass fibers, etc., to name a few [1]. It should be mentioned that most of these research studies were carried out in a specific environment condition (25°C and low humidity). However, like other structures, the FMLs may be exposed to different environments like sea water, high temperature, cryogenic conditions, etc. [2].

From this viewpoint and to the best of the authors' knowledge, no study has been conducted on subjecting carbon fibers-epoxy/aluminum FML (with the trade name of CARALL) to the thermal cycling condition to evaluate their impact features yet. In this regard, the current study aimed to subject the CARALL structures with the configurations of $0^\circ/0^\circ/0^\circ$, $90^\circ/90^\circ/90^\circ$, $+30^\circ/-30^\circ/-30^\circ/+30^\circ$, and $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ to the thermal cycling conditions and then evaluate the effect of these

cyclings on their impact features.

2. MATERIALS AND METHODS

In this work, the FMLs with the configuration of 2/1 (sandwiched composite by aluminum layer) were fabricated. The composite core was the unidirectional carbon fibers/epoxy composites, and the skin layers were the 2024 T3 aluminum sheet. The configurations of the carbon fibers into the composite core were $0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$, $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$, $+30^\circ/-30^\circ/-30^\circ/+30^\circ$ and $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$. The Charpy impact samples were prepared and then put in the oven to run the 1, 10, 30, 50, 70 and 90 thermal cycles. For each thermal cycle, the samples were put in the oven for 15 min to increase the temperature from the ambient temperature up to 100°C . Then, the temperature of the samples was kept constant for five minutes. Finally, FMLs were extracted from the oven to reduce their temperature by the ambient temperature for 15 min.

3. RESULTS AND DISCUSSION

The impact energy of the untreated $0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$ FML was about 182 kJ/m^2 . Once the number of thermal cycles reached 30 in this sample, its impact energy increased

Please cite this article as: Askari, M., Javadi, M., Eslami-Farsani, R., Geranmayeh, A. R., "The effect of thermal cycles on the impact performance of carbon fibers-epoxy/aluminum fibers metal laminates", *Journal of Advanced Materials and Technologies (JAMT)*, Vol. 11, No. 3, (2022), 1-14. (<https://doi.org/10.30501/jamt.2022.342826.1225>).



and reached the value of 221 kJ/m². Accordingly, performing the higher thermal cycles reduced the impact energy until it reached the value of 151 kJ/m² after 90 thermal cycles.

The impact energy of the FML with the configuration of 90°/90°/90°/90° before treating was 155 kJ/m². The maximum improvement (about 19.4 %) was observed after 50 thermal cycles. After that, this configuration exhibited the similar trend to that of the 0°/0°/0°/0° configuration.

The impact strength of 0°/90°/90°/0° before treating was 208 kJ/m², which was 14.3 % higher than the that of 0°/0°/0°/0° sample. In this configuration, the impact energy firstly followed a decreasing trend and then raised. The minimum impact energy, i.e., 123 kJ/m², was observed after 50 thermal cycles.

The sample with the configuration of +30°/-30°/-30°/+30° had the highest impact energy, i.e., 234 kJ/m², before the thermal cycles. Performing the thermal cycles caused that the impact energy of that had the reducing trend and finally reached to 134 kJ/m², after the 90 thermal cycles.

Based on other research works [3, 4], the improvement in the impact energy can be related to the creation of secondary cross-linkage and stress relaxation of epoxy matrix. On the contrary, the decreasing trends can be justified by the alteration in the expansion and contraction of the FML components as well as the thermal decomposition of epoxy in the composite core and interfaces of aluminum/composite. To better understand the effect of these mechanisms, the microstructural investigations can be taken into account. Figures 1 and 2 show the cross-sections of the composite core of the untreated and treated (with 90 thermal cycles) FMLs, respectively.

As observed in Figure 1, the interface between the carbon fibers and epoxy matrix is quite strong as a result of which, the epoxy matrix will be completely adhered to the carbon fibers.

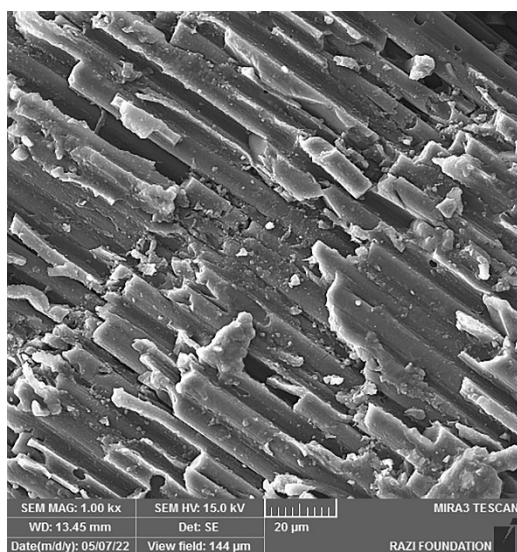


Figure 1. The cross-section from the composite core of the FML before treating

As shown in Figure 2, the surfaces of the carbon fibers

are smooth, and it seems that these fibers were completely pulled out from the epoxy matrix, which is indicative of the weak interface between the carbon fibers and epoxy matrix.

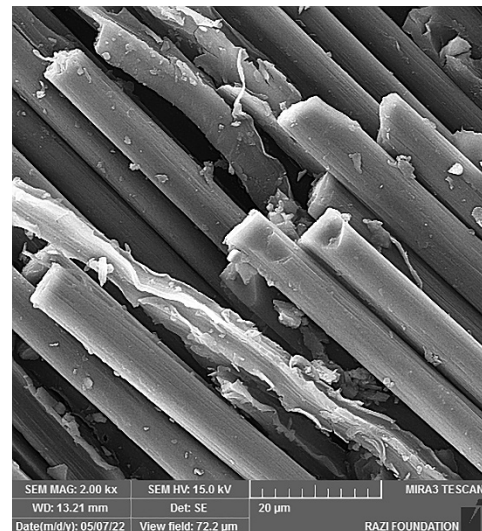


Figure 2. The cross-section from the composite core of the FML after 90 thermal cycles

4. CONCLUSION

The obtained results revealed that performing the thermal cycling on the unidirectional samples firstly improved the absorbed energy capability and then declined the higher thermal cycles. The microstructural investigations revealed that followed by performing the thermal cycles, the fracture behavior of the FMLs would change, and the adhesion between carbon fibers and epoxy matrix would be deteriorated.

5. ACKNOWLEDGEMENT

The authors would like to express their gratitude and appreciation to the Faculty of Materials Science and Engineering of K. N. Toosi University of Technology for the sincere efforts and supports throughout this research process.

REFERENCES

1. Eslami-Farsani, R., Aghamohammadi, H., Khalili, S. M. R., Ebrahimnezhad-Khaljiri, H., Jalali, H., "Recent trend in developing advanced fiber metal laminates reinforced with nanoparticles: A review study", *Journal of Industrial Textiles*, Vol. 51, No. 5 suppl., (2022), 7374S-7408S. <https://doi.org/10.1177/1528083720947106>
2. Najafi, M., Ansari, R., Darvizeh, A., "Effect of cryogenic aging on nanophased fiber metal laminates and glass/epoxy composites", *Polymer Composites*, Vol. 40, No. 6, (2019), 2523-2533. <https://doi.org/10.1002/pc.25134>
3. Park, S. Y., Choi, H. S., Choi, W. J., Kwon, H., "Effect of vacuum thermal cyclic exposures on unidirectional carbon fiber/epoxy composites for low earth orbit space applications", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 43, No. 2, (2012), 726-738. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2011.03.007>
4. Cysne Barbosa, A. P., Fulco, A. P. P., Guerra, E. S. S., Arakaki, F. K., Tosatto, M., Costa, M. C. B., Melo, J. D. D., "Accelerated aging effects on carbon fiber/epoxy composites", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 110, (2017), 298-306. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesb.2016.11.004>



مقاله کامل پژوهشی

تأثیر سیکل‌های حرارتی بر عملکرد ضربه چندلایه الیاف/فلز اپوکسی - الیاف کربن/آلومینیم

محمد عسکری^۱، مهرداد جوادی^{۲*}، رضا اسلامی فارسانی^۳، عبدالرضا گرانمایه^۴^۱ دانشجوی دکتری، گروه مهندسی مکانیک، واحد تهران جنوب، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، تهران، ایران^۲ دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد تهران جنوب، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، تهران، ایران^۳ استاد، دانشکده مهندسی و علم مواد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، تهران، ایران^۴ استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد تهران جنوب، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، تهران، ایران

تاریخچه مقاله:

ثبت اولیه: ۱۴۰۱/۰۳/۱۰

دریافت نسخه اصلاح شده: ۱۴۰۱/۰۶/۱۱

پذیرش علمی: ۱۴۰۱/۰۶/۲۷

کلیدواژه‌ها:

چندلایه الیاف/فلز،

رفتار ضربه،

سیکل حرارتی،

الیاف کربن

چکیده در این پژوهش، تأثیر اعمال سیکل‌های حرارتی بر رفتار ضربه چندلایه الیاف - فلز ساخته شده از آلومینیم و کامپوزیت اپوکسی - الیاف کربن بررسی شد. بدین منظور، در ابتدا چندلایه‌های الیاف فلز با چیدمان‌های متفاوت الیاف کربن ($0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}$ ، $0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}$ ، $30^{\circ}/-30^{\circ}/-30^{\circ}/+30^{\circ}$ و $0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}$) ساخته شدند و تحت سیکل‌های حرارتی، 0° ، 10° ، 30° ، 50° و 70° قرار گرفتند. برای انجام هر سیکل حرارتی، نمونه‌ها ابتدا داخل آون به مدت ۱۵ دقیقه قرار داده شدند تا دمای آن‌ها از دمای محیط به دمای 100° درجه سلسیوس برسد. سپس، نمونه‌ها به مدت ۵ دقیقه در این دما نگهداری شدند و پس از آن از آون خارج و در دمای محیط به مدت ۱۵ دقیقه رها شدند تا دمای آن‌ها به دمای محیط برسد. سپس، رفتار ضربه این نمونه‌ها به کمک آزمون ضربه چارپی بررسی شد و سازوکارهای مرتبط توسط روش‌های میکروساختاری و میکروساختاری شناسایی شدند. نتایج به دست آمده نشان داد که اعمال سیکل‌های حرارتی بر چیدمان‌های تک‌جهته ($0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}$ و $0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}$) در ابتدا باعث بهبود قابلیت جذب انرژی در این سازه‌ها می‌شود که به ترتیب بیشترین بهبود در این چیدمان‌ها $21/4$ و $19/4$ درصد هستند. همچنین، نتایج نشان داد که سازوکارهای بهبود و کاهش قابلیت جذب انرژی، با تغییر چیدمان‌ها، به سیکل‌های حرارتی بالاتر منتقل شدند. بررسی میکروساختاری نشان داد که رفتار شکست با اعمال سیکل حرارتی تغییر کرده و چسبندگی بین الیاف کربن و زمینه اپوکسی از بین رفته است.


<https://doi.org/10.30501/jamt.2022.342826.1225> URL: https://www.jamt.ir/article_157476.html

۱- مقدمه

محیط‌های خورنده - گزینه‌های بسیار مناسبی برای استفاده در صنایع هستند [۲ و ۳]. این مواد معمولاً با مشکلاتی نظیر دمای کاری پایین، ضریب انبساط حرارتی بالا، ناپایداری ابعادی، حساسیت به تشعشع و جذب آب از محیط مواجه هستند که تأثیرات مخربی مانند تورق، ایجاد تنش‌های داخلی و کاهش درجه حرارت شیشه‌ای^۱ در آن‌ها ایجاد می‌کنند [۴-۶]. فکر استفاده هم‌زمان از فلز و کامپوزیت و تولید یک ماده کامپوزیتی هیبریدی^۲ راه‌حلی بود که به نظر می‌رسید قابلیت غلبه بر معایب

مدت‌هاست که مواد کامپوزیتی در بسیاری از صنایع پیشرفته به کار می‌روند. این مواد در دهه‌های اخیر به یکی از اجزای اصلی در کاربردهای مهندسی تبدیل شده‌اند [۱]. کامپوزیت‌های زمینه پلیمری - با داشتن ویژگی‌های منحصر به فردی نظیر نسبت استحکام به وزن بالا، نسبت سفتی به وزن قابل توجه، مقاومت به خستگی و خوردگی بسیار بالا در

^۱ Glass Transition Temperature^۲ Hybrid Composites

*عهده دار مکاتبات: مهرداد جوادی

را داشته باشد. این فکر به ساخت دسته ای جدید از مواد کامپوزیتی منجر شد که با عنوان چندلایه های الیاف - فلز^۱ شناخته می شوند [۷].

از کاربردی ترین و توسعه یافته ترین انواع چندلایه الیاف/فلز می توان به گلیر^۲، کارال^۳ و آرال^۴ اشاره کرد که به ترتیب قسمت کامپوزیتی آن ها توسط الیاف شیشه، کربن و آرامید تقویت شده اند [۸]. همچنین، لایه های فلزی آن ها از آلیاژهای آلومینیم ساخته شده است. پژوهشگران گوناگون رفتار مکانیکی چندلایه های الیاف/فلز تحت بارگذاری های متفاوت را بررسی و بهینه کرده اند. برای مثال، ریز و کانتول^۵ [۹] خواص مکانیکی (خواص شبه استاتیکی و ضربه) FML ساخته شده از کامپوزیت پروپیلن تقویت شده با الیاف شیشه را بررسی کرده اند. آن ها، با کمک آزمون تیر یک سرگردار تحت نرخ بارگذاری های وسیع، قابلیت انرژی شکست بالا در این سازه ها را اثبات کردند. نتیجه آزمون های بعدی نشان داد که خواص کششی این چندلایه ها به شدت به درصد حجمی کامپوزیت وابسته است.

ژو^۶ و همکارانش [۱۰] رابطه بین استحکام کششی و انرژی لازم برای سوراخ کردن FML با افزایش سرعت بارگذاری را بررسی کردند. زیرلایه آلومینیمی و همچنین کامپوزیت به تنهایی حساسیت کمی به سرعت بارگذاری نشان دادند و در نتیجه FML ساخته شده از آن ها نیز حساسیت کمی به بارگذاری در شرایط شبه استاتیکی و دینامیکی نشان داد. حداکثر میزان افزایش در نیروی مورد نیاز برای سوراخ کردن FML برابر با ۱۵-۱۰ درصد مقدار نیرو در شرایط بارگذاری شبه استاتیکی بود. سطح شکست به دست آمده در دو بارگذاری مشابه بود و این نشان می دهد که سازوکار شکست در هر دو حالت یکسان است.

مطالعه لاوکوک^۷ و همکارانش [۱۱] پیرامون تأثیرات چسبندگی اتصال بین آلومینیم و کامپوزیت پیش آغشته بر خواص مکانیکی FML تقویت شده با الیاف کربن بود. تفاوت زیادی در خواص مکانیکی از جمله استحکام کششی و مدول یانگ مشاهده شد. استحکام باقی مانده شیار FML تقریباً ارتباطی با چسبندگی

اتصال بین ورق های آلومینیم و کامپوزیت پیش آغشته نداشت و افزایش اندکی در استحکام باقی مانده FML با عملیات سطحی ضعیف تر مشاهده شد. این افزایش اندک ناشی از وجود حفرات بین لایه ها بود که به لایه لایه شدگی منجر شد.

نتایج بررسی های میکروسکوپ الکترونی روبشی بوتلهو^۸ و همکارانش [۱۲] از حالت شکست چندلایه های GLARE و CARALL تحت نیروی فشاری محوری (کمانش) نشان می دهد که در چندلایه های GLARE، به دلیل استحکام فشاری ضعیف الیاف، شکست FML از فصل مشترک آلومینیم و کامپوزیت رخ داد، در حالی که در CARALL شکست نهایی از هسته کامپوزیت شروع شد.

راجکومار^۹ و همکارانش [۱۳] تأثیر نرخ کرنش و نحوه چینش لایه ها بر رفتار خمشی چهار نوع FML با چیدمان های متفاوت را بررسی کردند. نتایج نشان داد که افزایش نرخ کرنش سبب بالارفتن استحکام کششی شد، ولی استحکام خمشی با بیشتر شدن سرعت کرنش کاهش یافت. در این تحقیق، مقادیر استحکام کششی و خمشی برای CARALL بیشترین مقدار و برای GLARE کمترین مقدار گزارش شد و سازه FML ساخته شده از ترکیب الیاف کربن و شیشه دارای استحکام خمشی و کششی بهینه ای بود.

آستین^{۱۰} و همکارانش [۱۴] خصوصیات رشد ترک خستگی و سازوکارهای شکست در FML را بررسی کردند. آن ها رشد ترک خستگی و سازوکار خسارت های مربوط به آن را در یک FML متشکل از کامپوزیت زمینه اپوکسی تقویت شده با الیاف کربن و آلیاژهای آلومینیم به صورت تجربی بررسی کردند. در طی سیکل خستگی، کرنش در منطقه مجاور ترک تعریف شد که مستقیماً با استفاده از سنسور تعبیه شده اندازه گیری شد. پیشرفت آسیب لایه لایه شدن با استفاده از روش سی - اسکن و اولتراسونیک در محل مورد نظر اندازه گیری شد. در این مقاله، فناوری مناسبی برای اندازه گیری کرنش در محل مورد نظر ارائه شد که دیدگاه جدیدی درباره سازوکار خسارت خستگی حاکم بر لایه هیبریدی ارائه داد. همچنین، روشی ساده

⁶ Zhou

⁷ Lawcock

⁸ Botelho

⁹ Rajkumar

¹⁰ Austin

¹ Fiber Metal Laminates

² Glass Laminate Aluminum Reinforced Epoxy (GLARE)

³ Carbon Reinforced Aluminium Laminate (CARALL)

⁴ Aramid Reinforced Aluminium Laminate (ARALL)

⁵ Reyes and Cantwell

برای تعیین میزان رشد ترک خستگی معرفی شد.

ناکاتی^۱ و همکارانش [۱۵] FML تیتانیم/شیشه را تحت ضربه سرعت پایین قرار دادند. آن‌ها مشاهده کردند که لایه پستی سازه ضربه نخورده و سالم مانده است. همچنین، لایه‌لایه‌شدگی بین لایه‌های کامپوزیت شیشه/اپوکسی بسیار ناچیز بود. نتایج این تحقیق نشان داد که آسیب‌های درونی و تغییر شکل بیرونی از صفحه کامپوزیتی باقی‌مانده به‌واسطه میزان انرژی جذب‌شده طی فرایند تغییر شکل پلاستیک و شروع ترک در لایه پستی متوقف شده است. فان^۲ و همکارانش [۱۶] سه نوع لایه‌چینی گوناگون در FML را تحت آزمون ضربه سرعت قرار دادند و دریافتند که افزایش ضخامت FML با افزایش لایه‌چینی به افزایش انرژی سوراخ‌شدگی منجر می‌شود. همچنین، افزایش ضخامت لایه‌های کامپوزیت موجب افزایش مقاومت به ضربه می‌شود.

آسای^۳ و همکارانش [۱۷] نوع جدیدی از FML را با هسته متشکل از الیاف شیشه بافته‌شده سه‌بعدی و لایه‌های فلز منیزیم، در حالت‌های گوناگون شکست، تحت آزمون ضربه سرعت پایین قرار دادند. پاسخ ضربه سرعت پایین FML فوق در طول زمان نشان می‌دهد که بافت سه‌بعدی به‌کاررفته در این مواد موجب افزایش چشمگیر میزان جذب انرژی FML شده است، درحالی‌که وزن سازه کاهش چشمگیری یافته است.

رحمانی^۴ و همکاران [۱۸] تأثیر افزودن نانوذرات زیرکونیا و سیلیکا بر خواص ضربه (سرعت بالا) چندلایه الیاف/فلز کارال بررسی کردند. نوع چیدمان الیاف کربن در سازه‌های ساخته‌شده $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ گزارش شد. نتایج به‌دست‌آمده نشان داد که به‌ترتیب، با افزودن ۵ و ۳ درصد وزنی نانوذرات سیلیکا و زیرکونیا، بیشترین مقاومت به ضربه حاصل شد. افزودن درصد‌های بیشتر به پدیده آگلومره‌شدن ذرات و در نتیجه کاهش خواص ضربه کارال منجر شد.

با توجه به تحقیقات بیان‌شده می‌توان فهمید که پژوهشگران خواص مکانیکی چندلایه‌های الیاف/فلز متفاوت را شناسایی و حتی با روش‌های متفاوت مانند اصلاح سطح، افزودن نانوذرات، قراردادن الیاف جدید مانند الیاف شیشه سه‌بعدی و همچنین آلیاژهای جدید آن‌ها را بهبود داده‌اند. اما تمامی کارهای

پژوهشی معرفی‌شده در شرایط محیطی (دمای ۲۵ درجه سلسیوس و رطوبت کم) انجام شده‌اند. درحالی‌که این سازه‌ها مانند دیگر قطعات در شرایط محیطی گوناگون مانند آب دریا، دمای بالا، شرایط سرمایشی، شرایط رطوبتی و برودتی قرار می‌گیرند. با توجه به بررسی‌های انجام‌شده، تاکنون تعداد محدودی کار پژوهشی در زمینه بررسی خواص چندلایه الیاف/فلز در شرایط محیطی گوناگون گزارش شده است. برای مثال، نجفی^۵ و همکاران [۱۹] تأثیر شرایط پیرسازی برودتی^۶ چندلایه الیاف فلز اپوکسی-الیاف شیشه/آلومینیم حاوی نانوذرات رس را بررسی کردند. این پژوهشگران چندلایه‌های الیاف/فلز را تحت شرایط برودتی با دمای ۱۹۶- درجه سلسیوس قرار دادند. در تحقیقی مشابه توسط همین گروه تحقیقاتی، چندلایه الیاف/فلز گیر را تحت شرایط پیرسازی رطوبتی (محیط آب دریا)-حرارتی و سیکل حرارتی قرار دادند تا تأثیر این شرایط بر خواص خمشی و ضربه را بررسی و مقایسه کنند [۲۰]. با توجه به مطالب بیان‌شده، تاکنون تأثیر سیکل‌های گرمایشی بر خواص ضربه چندلایه الیاف/فلز اپوکسی-الیاف کربن/آلومینیم بررسی نشده است. بنابراین، هدف تحقیق حاضر بررسی رفتار چندلایه الیاف فلز کارال است. در این پژوهش، از الیاف کربن تک‌جهته به‌منزله تقویت‌کننده هسته کامپوزیت و از آلومینیم T3-2024 به‌منزله لایه‌های فلزی استفاده شده است. تأثیر چیدمان‌های متفاوت و سیکل‌های حرارتی گوناگون بر خواص ضربه و قابلیت جذب انرژی سازه کارال نوآوری‌هایی است که در این پژوهش بررسی می‌شوند.

۲- روش تحقیق

۲-۱- مواد اولیه

به‌منظور ساخت چندلایه الیاف/فلز کارال با چیدمان‌های گوناگون، از آلومینیم ۲۰۲۴ (که تحت عملیات حرارتی T3 قرار گرفته) با ضخامت ۰/۵ میلی‌متر و با ابعاد $20 \times 20 \text{ cm}^2$ به‌منزله لایه‌های فلزی استفاده شده است. به‌منظور بهبود چسبندگی بین لایه‌های فلزی و هسته کامپوزیتی، از روش اصلاح سطح اچ شیمیایی^۷ FPL استفاده شده است. برای انجام

^۵ Najafi

^۶ Cryogenic Aging

^۷ Forest Products Laboratory

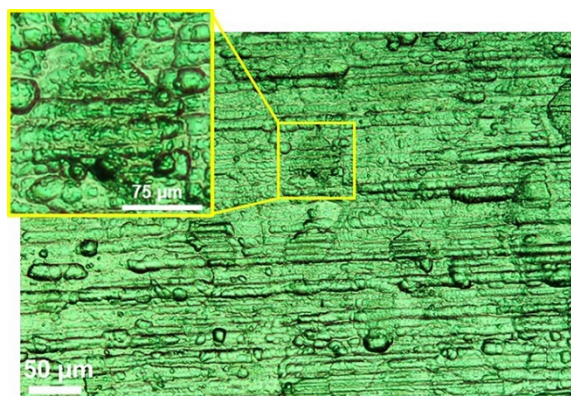
^۱ Nakatani

^۲ Fan

^۳ Asaee

^۴ Rahmani

داخل محلول FPL انداخته و به مدت ۴۰-۳۰ دقیقه در این محلول غوطه ور شدند. پس از آن، از محلول خارج و بلافاصله با آب سرد شسته شدند (اصلاح سطح با محلول FPL). به منظور اطمینان از انجام اصلاح سطح مناسب، سطح آلومینیم توسط میکروسکوپ نوری (ساخت شرکت میچی تکنو^۸- ژاپن) بررسی شد که تصویر آن در شکل ۱ قابل مشاهده است.



شکل ۱. تصویر میکروسکوپ نوری از آلومینیم اصلاح شده با روش FPL

۲-۳- ساخت نمونه

در این پژوهش، نوع چیدمان چندلایه های الیاف/فلز از نوع ۲/۱ است که به روش لایه گذاری دستی^۹ ساخته شدند. در ابتدا، برای جلوگیری از چسبیدن قالب به نمونه ها، تمامی سطوح قالب توسط واکس جداکننده پوشش داده شدند. در گام بعدی، ورقه های آلومینیم به رزین آغشته شدند. ۳ دقیقه زمان داده شد تا رزین به داخل تخلخل های ایجاد شده ناشی از اصلاح سطح نفوذ کند. در ادامه، پارچه های تک جهته الیاف کربن آغشته به رزین اپوکسی روی سطح آلومینیم قرار داده شدند. نوع چیدمان پارچه های تک جهته به صورت $0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}$ ، $0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}$ ، $90^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}$ ، $30^{\circ}/-30^{\circ}/-30^{\circ}$ و $30^{\circ}/+30^{\circ}/+30^{\circ}$ است که در شکل ۲ نشان داده شده است. سپس، لایه بالایی آلومینیم روی پارچه الیاف کربن قرار داده شد. در ادامه، چندلایه الیاف/فلز در داخل قالب قرار داده و توسط فیکسچرهایی محکم شد تا لایه ها، در حین پرس، جابه جا

این عملیات اصلاح سطح، از هیدروکسید سدیم و پتاسیم دی کرومات و اسید سولفوریک ۹۸ درصد (عرضه شده توسط شرکت مواد شیمیایی دکتر مجللی^۱-ایران) استفاده شد. از رزین اپوکسی بیسفنول A^۲ با نام تجاری اپوکسی Epon 828 و هاردنر پلی آمینی^۳ TETA^۴ محصول شرکت KER کره جنوبی به عنوان زمینه قسمت کامپوزیتی و عامل اتصالی بین لایه های فلزی/کامپوزیتی استفاده شده است. همچنین، از الیاف کربن با بافت تک جهته^۵ با چگالی سطحی 230 g/m^2 محصول شرکت سیکا^۶ (سوئیس) استفاده شد.

۲-۲- اصلاح سطح ورقه های آلومینیم

به منظور بهبود چسبندگی ورقه های آلومینیم به هسته کامپوزیتی، از روش FPL بهینه شده استفاده شد [۲۱ و ۲۲]. به عبارت دیگر، در این پژوهش، از روش مکانیکی، اصلاح سطح با محلول بازی و محلول FPL به صورت هم زمان استفاده شده است. این مراحل به ترتیب عبارت هستند از ایجاد شیار جهت دار به صورت مکانیکی، حذف لایه محافظ از سطح آلومینیم و ایجاد لایه متخلخل از جنس آلومینا روی سطح آلومینیم. برای انجام مراحل ذکر شده، در ابتدا، سطوح آلومینیم ۲۰۲۴ توسط استون، به منظور حذف ذرات آلوده کننده و مواد روغنی، شست و شو داده شدند. در ادامه، سطوح آلومینیم توسط کاغذ سمباده ۶۰ و با زاویه های $\pm 45^{\circ}$ سمباده شدند (اصلاح سطح مکانیکی). سپس، آلومینیم در محلول یک مولار هیدروکسید سدیم قرار داده شد تا سطح آن اندکی سیاه شود (اصلاح سطح با محلول بازی). این عمل به منظور حذف لایه محافظ قرار داده شده روی آلومینیم انجام شد.

به منظور ساخت محلول FPL، ابتدا ۱۷۵ گرم اسید سولفوریک در ۰/۵ لیتر آب مقطر رقیق شد. در ظرفی دیگر، مقدار ۱۷/۵ گرم پتاسیم دی کرومات در ۰/۵ لیتر آب مقطر حل شد. در ادامه، اسید رقیق شده به محلول پتاسیم دی کرومات اضافه شد. سپس، دمای محلول به دست آمده توسط هات پلیت^۷ روی ۶۰ درجه سلسیوس تنظیم شد. پس از آن، ورق های آلومینیم به

^۶ Sika

^۷ Hotplate

^۸ Miji Techno

^۹ Hand Lay-up

^۱ Dr Mojallali

^۲ Bisphenol A

^۳ Polyamine Hardener

^۴ Triethylenetetramine (TETA)

^۵ Unidirectional (UD)



شکل ۳. چندلایه‌های الیاف - فلز ساخته شده برای انجام سیکل حرارتی

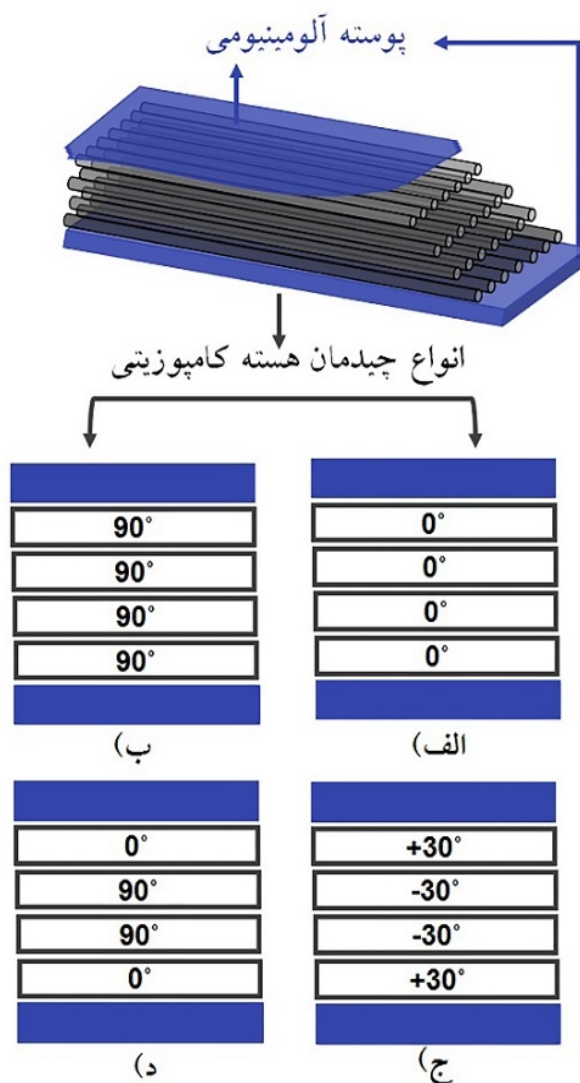
۲-۴- سیکل گرمایشی

به منظور بررسی تأثیر سیکل‌های گرمایشی بر خواص ضربه چندلایه الیاف/فلز، از آن ساخت شرکت سرمایه‌ساز^۱ کشور ایران مدل ATM 7004-37 استفاده شد. همچنین، به منظور کنترل دقیق دمای سطح نمونه‌ها، از ترموکوپل استفاده شد. بدین منظور، ابتدا نمونه‌ها داخل آون قرار داده شدند و ۱۵ دقیقه زمان داده شد تا دمای آن‌ها از دمای محیط به دمای ۱۰۰ درجه سلسیوس برسد. سپس، نمونه‌ها به مدت ۵ دقیقه در این دما نگهداری شدند. پس از آن، نمونه‌ها از آون خارج و در دمای محیط به مدت ۱۵ دقیقه رها شدند تا دمای آن‌ها به دمای ۲۵ درجه سلسیوس برسد. نحوه انجام این سیکل حرارتی به صورت شماتیک در شکل ۴ آورده شده است. سیکل‌های گرمایشی اعمال شده بر نمونه‌ها به همین صورت تکرار شد. تعداد سیکل‌های انتخاب شده برای بررسی تأثیر آن‌ها بر خواص ضربه، ۱، ۱۰، ۳۰، ۵۰، ۷۰ و ۹۰ سیکل است. گفتنی است که نمونه‌ای بدون عملیات حرارتی به منظور مقایسه نیز در نظر گرفته شد. نمونه بدون سیکل با مشخصه RT و نمونه‌های سیکل داده شده با مشخصه‌های TC1، TC10، TC30، TC50، TC70 و TC90 نام گذاری شدند. شایان ذکر است TC نمونه سیکل داده شده را و اعداد پس از آن تعداد سیکل‌های گرمایشی اعمال شده را نشان می‌دهند.

۲-۵- مشخصه یابی

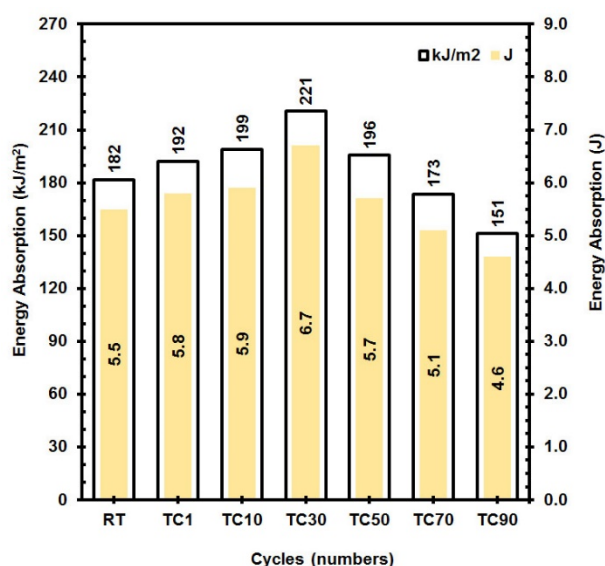
به منظور بررسی خواص ضربه چندلایه‌های الیاف/فلز

نشوند. پس از قراردادن قسمت بالایی قالب، از دستگاه پرس با فشار ۴۰ bar استفاده شد. استفاده از پرس، به منظور حذف حباب‌های تشکیل شده، نفوذ رزین به داخل ساختار آلومینیم و دستیابی به ضخامت یکنواخت است. پس از پخت چندلایه الیاف/فلز به مدت یک روز، قالب از زیر دستگاه پرس خارج و نمونه‌ها از قالب درآورده شدند. به منظور پخت کامل، نمونه‌ها به مدت ۷ روز، با توجه به توصیه شرکت تولیدکننده رزین، در دمای محیط قرار داده شدند. سپس، نمونه‌های ساخته شده توسط دستگاه واترجت با ابعاد $70 \times 10 \text{ mm}^2$ به منظور آماده سازی نمونه‌های آزمون ضربه برش داده شدند (شکل ۳).



شکل ۲. چیدمان الیاف کربن در هسته چندلایه الیاف - فلز: (الف) $0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$ (ب) $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$ (ج) $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$ (د) $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$

حرارتی به مقدار 182 kJ/m^2 است. مشاهده می‌شود که قابلیت جذب انرژی، با اعمال یک سیکل حرارتی، افزایش یافته و به مقدار 192 kJ/m^2 رسیده است. این روند افزایشی تا ۳۰ سیکل حرارتی مشاهده می‌شود، به‌طوری که قابلیت جذب انرژی به حداکثر مقدار خود یعنی 221 kJ/m^2 رسیده است. به عبارت دیگر، اعمال ۳۰ سیکل حرارتی باعث بهبود $21/4$ درصد قابلیت جذب انرژی در این چندلایه الیاف - فلز شده است. با اعمال سیکل‌های حرارتی بیشتر، قابلیت جذب انرژی این سازه کمتر شده است، به‌طوری که انرژی ضربه، با اعمال تعداد سیکل‌های ۵۰، ۷۰ و ۹۰ سیکل، به 196 kJ/m^2 ، 173 kJ/m^2 و 151 kJ/m^2 رسیده است. مقایسه نمونه بدون سیکل حرارتی و نمونه تحت ۹۰ سیکل حرارتی نشان می‌دهد که قابلیت جذب انرژی ۱۷ درصد کاهش یافته است.



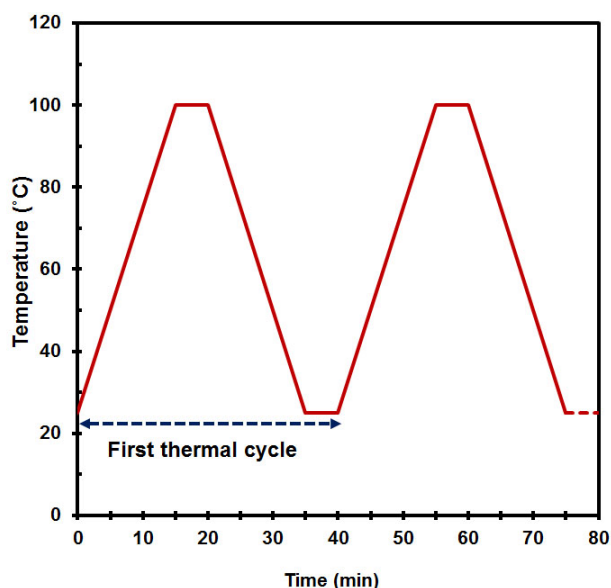
شکل ۵. تأثیر سیکل حرارتی بر رفتار ضربه چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$

با توجه به بررسی‌های انجام‌شده، عوامل گوناگونی در رفتار سیکل حرارتی کامپوزیت‌های اپوکسی/الیاف کربن تأثیرگذار هستند که بیشتر این عوامل میکروساختاری هستند. عامل‌هایی مانند شکسته‌شدن زنجیره‌های کربنی^۲ رزین اپوکسی [۲۳]، ایجاد اتصالات عرضی^۳ ثانویه [۲۴]، واکنش‌های رهاسازی تنش^۴ در دماهای بالا به دلیل رفتار ویسکوالاستیک^۵ پلیمر [۲۵]،

ساخته‌شده، از آزمون ضربه چارپی مطابق استاندارد ISO 179-1 با ابعاد $70 \times 10 \text{ mm}^2$ استفاده شد. شایان ذکر است نمونه‌های ساخته‌شده نمونه‌های بدون شیار هستند. طول آونگ آزمون و سرعت اولیه ضربه، به ترتیب ۷۵۰ میلی‌متر و $5/23$ میلی‌متر بر ثانیه بود. همچنین، برای بررسی سطح شکست از میکروسکوپ الکترونی روبشی گسیل میدانی (FESEM)^۱ مدل TeScan-Mira III ساخت کشور چک استفاده شد. گفتنی است، به‌منظور بررسی دقیق‌تر، از جذب انرژی ویژه به‌جای جذب انرژی در تحلیل‌ها استفاده شد که براساس معادله ۱ محاسبه شده است.

$$SAE = \frac{AE}{A} \quad (1)$$

که در آن SAE، AE و A به ترتیب جذب انرژی ویژه، جذب انرژی و سطح مقطع نمونه هستند.



شکل ۴. روند سیکل حرارتی

۳- نتایج و بحث

۳-۱- بررسی رفتار ضربه

شکل ۵ رفتار ضربه چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$ تحت سیکل‌های حرارتی متفاوت را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، قابلیت جذب انرژی در نمونه بدون سیکل

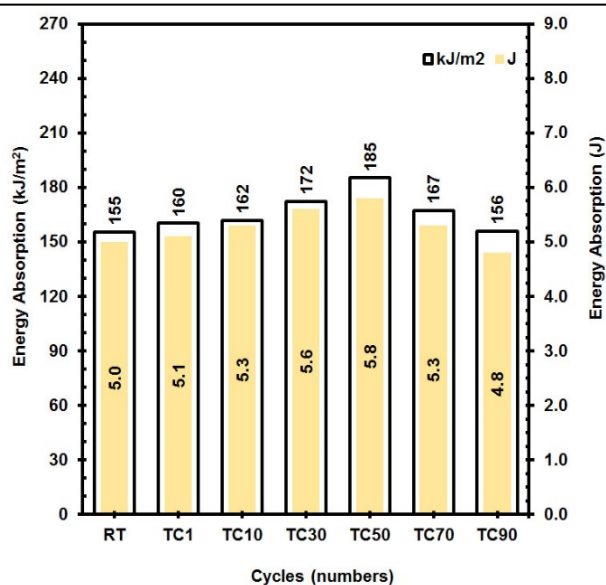
^۴ Stress Relaxation

^۵ Viscoelastic Behavior

^۱ Field Emission Scanning Electron Microscope

^۲ Chain Scissioning

^۳ Second Cross-Linkages



شکل ۶. تأثیر سیکل حرارتی بر رفتار ضربه چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$

نکته جالب رفتار این چیدمان پس از ۹۰ سیکل حرارتی است که مقدار آن تقریباً برابر با نمونه بدون سیکل حرارتی است. به‌طور خلاصه، با توجه به مطالب بیان‌شده، می‌توان فهمید که سازوکارهای بهبود و کاهش خواص با تغییر چیدمان الیاف کربن به تأخیر افتاده‌اند. به نظر می‌رسد که تغییر چیدمان بر نفوذ حرارتی در هسته سازه تأثیرگذار باشد که این امر توسط فن^۲ و همکاران [۲۹] تأیید شد.

شکل ۷ تأثیر اعمال سیکل حرارتی بر قابلیت جذب انرژی چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $0^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$ را نشان می‌دهد. با مقایسه این چیدمان با دو چیدمان قبلی، می‌توان فهمید که استفاده از الیاف دوجته باعث بهبود قابلیت جذب انرژی در سازه چندلایه الیاف - فلز شده است. میزان بهبود در حالت بدون سیکل حرارتی در حدود $14/3\%$ درصد است. مشاهده می‌شود که قابلیت جذب انرژی، با اعمال یک سیکل حرارتی، به‌شدت کاهش یافته است. به نظر می‌رسد که ایجاد تنش‌های پسماند بر اثر متفاوت بودن میزان انبساط ناشی از ضریب انبساط حرارتی اجزای تشکیل‌دهنده سازه، دلیل اصلی این کاهش باشد.

با ادامه اعمال سیکل‌های حرارتی تا ۵۰ سیکل، این روند ادامه دارد و میزان آن از 20.8 به 123 kJ/m^2 می‌رسد. به عبارت دیگر، پس از ۵۰ سیکل حرارتی، $40/1\%$ درصد قابلیت جذب انرژی سازه کاهش یافته است. به نظر می‌رسد که تأثیر ضریب

انقباض اکسیدی^۱ [۲۶]، انبساط - انقباض ناشی از سیکل‌های حرارتی از جمله عوامل تأثیرگذار هستند [۲۷] که هرکدام باعث ایجاد رفتارهای مکانیکی متفاوت در ساختارهای کامپوزیتی می‌شوند. با توجه به رفتار سازه کامپوزیتی در شکل ۵، می‌توان بیان کرد که تأثیر سازوکار ایجاد اتصالات عرضی ثانویه در این چندلایه الیاف - فلز از دیگر سازوکارها بیشتر است.

با توجه به مطالعات انجام‌شده [۲۸]، ایجاد اتصالات عرضی ثانویه باعث بهبود خواص مکانیکی زمینه اپوکسی می‌شود که در نهایت به بهبود خواص مکانیکی کل سازه منجر می‌شود. ایجاد اتصالات عرضی ثانویه همچنین می‌تواند بر چسبندگی بین الیاف کربن/ زمینه و ساختار هسته - پوسته در چندلایه الیاف - فلز تأثیرگذار باشد، به‌گونه‌ای که باعث افزایش استحکام چسبندگی و در نهایت بهبود خواص مکانیکی از جمله قابلیت جذب انرژی در سازه شود.

با اعمال تعداد سیکل‌های بیشتر، پدیده‌هایی مانند شکستن زنجیره‌های اصلی اپوکسی زمینه، ایجاد تنش‌های پسماند ناشی از انقباض و انبساط، انقباض ناشی از اکسیدشدن در سازه رخ می‌دهند که می‌توانند به کاهش خواص مکانیکی هسته کامپوزیتی و همچنین چسبندگی بین لایه‌های هسته/پوسته منجر شوند. به همین دلیل، پس از اعمال ۹۰ سیکل حرارتی، قابلیت جذب انرژی در چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$ کاهش یافت.

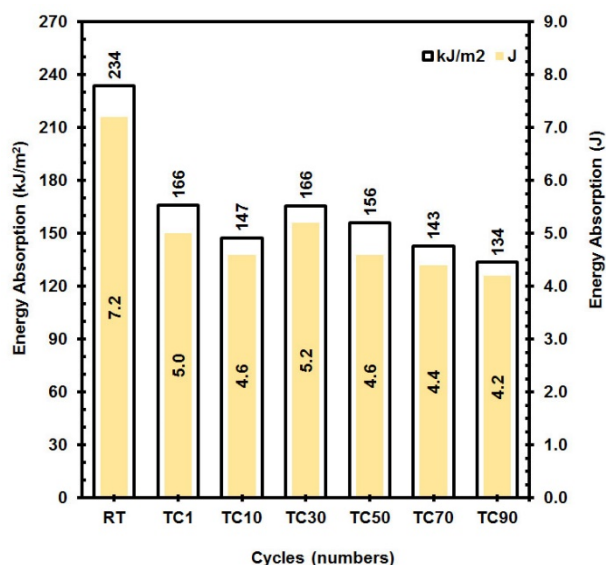
شکل ۶ رفتار مقاومت به ضربه چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$ تحت سیکل‌های حرارتی متفاوت را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل و مقایسه آن با داده‌های شکل ۵، می‌توان فهمید که میزان قابلیت جذب انرژی، با تغییر چیدمان، کاهش یافته و از 182 به 155 kJ/m^2 در حالت بدون سیکل حرارتی رسیده است. رفتار چیدمان $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$ تحت سیکل‌های حرارتی متفاوت، مشابه چیدمان $0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$ است. به عبارت دیگر، در ابتدا، بر اثر اعمال سیکل‌های حرارتی، مقاومت به ضربه بهبود و در ادامه روندی کاهشی دارد. برخلاف نمونه با چیدمان $0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$ ، در این چیدمان، بیشترین مقاومت به ضربه پس از اعمال ۵۰ سیکل حرارتی مشاهده شد. میزان بهبود در قابلیت جذب انرژی سازه، پس از اعمال این تعداد سیکل، تقریباً $19/4\%$ درصد است.

² Fan

¹ Oxidative Shrinkage

با انتخاب این چیدمان، در مقایسه با چیدمان های تک جهته، امکان توزیع انرژی ناشی از ضربه در جهت های بیشتری فراهم می شود که در نهایت باعث بهبود عملکرد سازه تحت این بارگذاری می شود [۲۴].

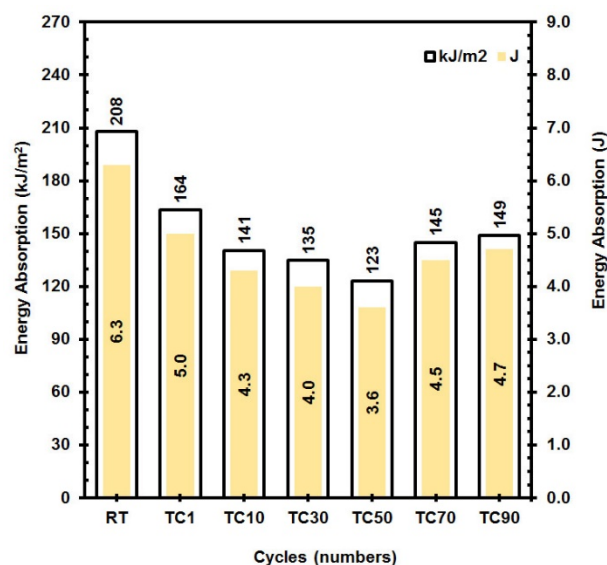
با اعمال یک سیکل حرارتی، افت شدیدی در خواص ضربه مشاهده شد که مقدار آن در حدود ۲۹/۱ درصد است. دلیل این افت را می توان به کم بودن میزان یکنواختی ساختار هسته کامپوزیتی مرتبط دانست؛ زیرا هرچه چیدمان الیاف در سازه یکنواختی کمتری داشته باشد، تحت شرایط گرمایشی امکان ایجاد تنش های پسماند ناشی از متفاوت بودن ضریب انبساط حرارتی بیشتر است. بنابراین، می توان بیان کرد که میزان حساسیت به سیکل گرمایشی در این سازه بسیار بالا خواهد بود. با اعمال سیکل های حرارتی تا ۱۰ سیکل، این روند کاهشی ادامه داشت و میزان قابلیت جذب انرژی به 147 kJ/m^2 رسید.



شکل ۸. تأثیر سیکل حرارتی بر رفتار ضربه چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $+30^\circ/-30^\circ/-30^\circ/+30^\circ$

پس از آن، در سیکل های ۳۰ و ۵۰، قابلیت جذب انرژی بهبود یافته و به ترتیب به 166 و 156 kJ/m^2 رسیده است. دلیل این بهبود را می توان به پدیده های متفاوتی مرتبط دانست. با بررسی تحقیقی دیگر مشخص شد که زمینه اپوکسی، در سیکل های حرارتی، اکسید می شود. اکسید شدن لایه های بیرونی باعث کاهش قابلیت نفوذ حرارتی می شود. به عبارت دیگر، با کاهش نفوذ حرارتی به لایه های داخلی، اثر تنش پسماند کاهش

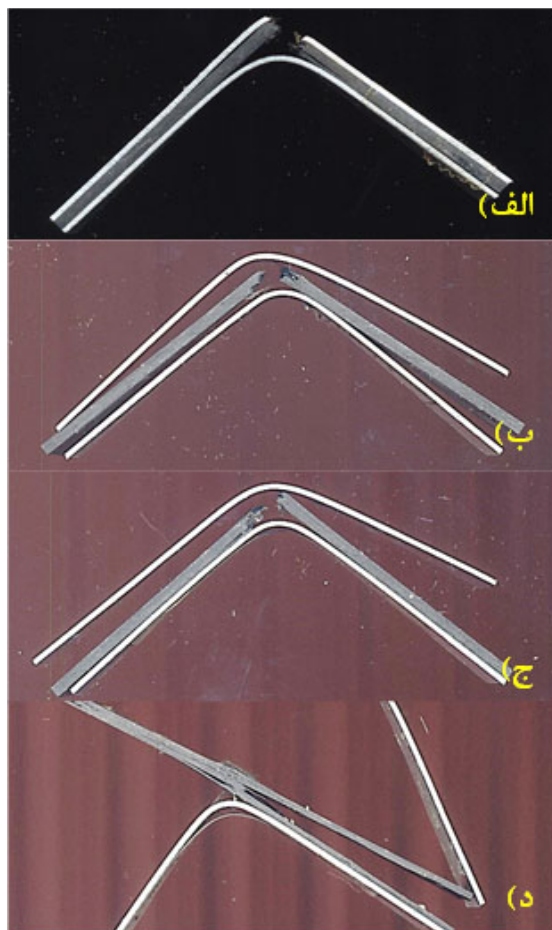
انبساط حرارتی و ایجاد تنش پسماند، در این حالت، بیشتر از دیگر عوامل است [۲۸]. با اعمال ۷۰ و ۹۰ سیکل حرارتی می توان مشاهده کرد که میزان قابلیت جذب انرژی اندکی بهبود یافته است و به 149 kJ/m^2 رسیده است. براساس مطالعات انجام شده توسط دیگر پژوهشگران [۲۵]، پدیده رهاسازی تنش در زمینه اپوکسی یکی از عواملی است که پس از اعمال سیکل حرارتی در سازه کامپوزیتی رخ می دهد. این پدیده در نزدیکی دمای انتقال شیشه ای در پلیمرها مشاهده می شود. براساس گزارش ها، در حین این پدیده، زنجیره های مولکولی باز می شوند و تنش های ایجاد شده در ساختار از بین می روند که باعث بهبود تافنس پلیمر می شود و در نهایت موجب بهبود تافنس در سازه کامپوزیتی خواهد شد.



شکل ۷. تأثیر سیکل حرارتی بر رفتار ضربه چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$

شکل ۸ استفاده از چیدمان $+30^\circ/-30^\circ/-30^\circ/+30^\circ$ در چندلایه الیاف - فلز بر خواص ضربه تحت شرایط گرمایشی را نشان می دهد. با توجه به نتایج نمونه بدون سیکل، می توان مشاهده کرد که این سازه بیشترین قابلیت جذب انرژی را در مقایسه با دیگر سازه ها داشته است. به عبارت دیگر، در مقایسه با چیدمان های $0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$ ، $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$ و $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$ ، به ترتیب ۲۸/۶، ۵۱ و ۱۲/۵ درصد عملکرد بهتری تحت بارگذاری دینامیکی ضربه داشته است. دلیل این بهبود خواص را می توان با نوع چیدمان دوجبهه مرتبط دانست.

بیان شده تضعیف استحکام چسبندگی بین لایه‌های الیاف کربن، زمینه اپوکسی/الیاف کربن و هسته/پوسته در سازه را نشان می‌دهند که بر اثر تخریب حرارتی اپوکسی زمینه ایجاد شده‌اند.



شکل ۹. تصویر ماکروساختاری چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$ تحت سیکل‌های حرارتی متفاوت: الف) ۰، ب) ۱۰، ج) ۵۰، د) ۹۰

۳-۳- بررسی میکروساختاری

بررسی میکروسکوپی یکی از روش‌هایی است که به منظور شناسایی رفتارهای شکست در سازه‌های کامپوزیتی به کار می‌رود. شکل ۱۰-الف تصویر میکروسکوپی از سطح مقطع نمونه بدون سیکل حرارتی را نشان می‌دهد که لایه آلومینیم سطح در بالاترین لایه قرار دارد. همان‌گونه که در شکل مشخص است، جهت الیاف عمود بر جهت سطح مقطع آلومینیم است که چیدمان الیاف $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$ را نشان می‌دهد. به منظور بررسی دقیق‌تر، تصویری با بزرگ‌نمایی بیشتر از این نمونه تهیه شد که در شکل ۱۰-ب قابل مشاهده است. همان‌گونه که در شکل ۱۰-ب مشخص است، رزین به‌خوبی سطح الیاف را

می‌یابد. عامل دیگر ایجاد اتصالات عرضی ثانویه ناشی از واکنش‌های باقی‌مانده بین سخت‌کننده و اپوکسی است [۳۰].

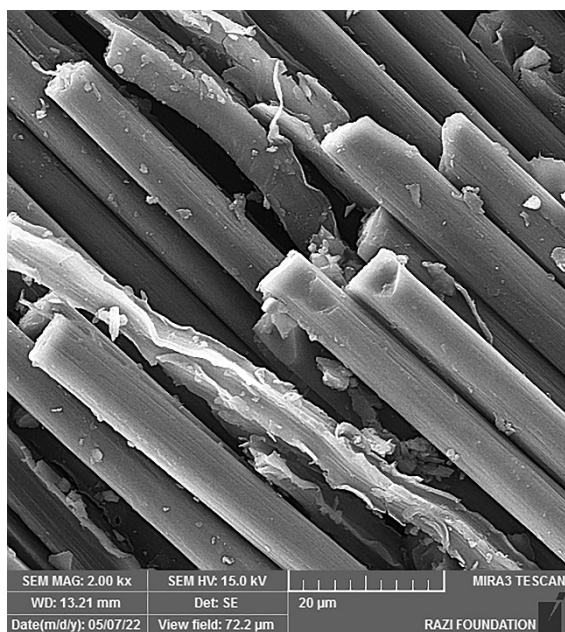
این اتصالات عرضی می‌توانند باعث بهبود چسبندگی در فصل مشترک‌های الیاف - زمینه، و هسته - پوسته در سازه چندلایه الیاف - فلز شوند. عامل سوم نیز می‌تواند پدیده رهایش تنش در محدوده دمای انتقال شیشه‌ای باشد که باعث افزایش تافنس شکست و کاهش تنش‌های پسماند در زمینه پلیمری می‌شود. با ادامه حرارت‌دهی در سیکل‌های گرمایشی بالاتر، قابلیت جذب انرژی در این سازه دوباره کاهش می‌یابد و به مقدار 134 kJ/m^2 رسید. شکستن زنجیره‌های اصلی زمینه اپوکسی (تجزیه حرارتی) و ادامه فرایند اکسیداسیون و تضعیف شدن فصل مشترک بین الیاف - زمینه از جمله عوامل تأثیرگذار بر این روند کاهش می‌هستند [۲۳ و ۲۶].

۳-۲- بررسی ماکروساختاری

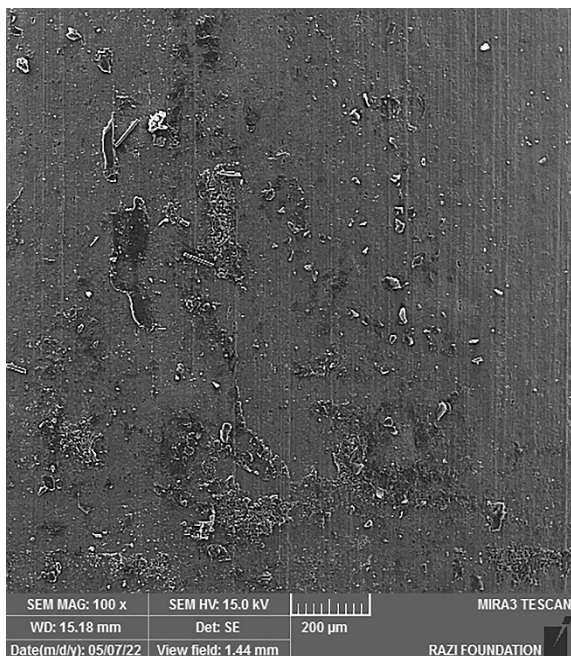
شکل ۹ رفتار شکست چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$ را تحت سیکل‌های ۱، ۱۰، ۵۰ و ۹۰ سیکل نشان می‌دهد. براساس شکل ۹-الف، می‌توان مشاهده کرد که شکست هسته کامپوزیتی، جدایش بین هسته و پوسته، جدایش نسبی بین لایه‌های کربن و تغییر شکل پلاستیک رویه پشتی آلومینیم، در نمونه بدون سیکل حرارتی، سازوکارهای شکست هستند. به عبارت دیگر، انرژی ضربه توسط این سازوکارها در سازه کامپوزیتی جذب شده است. پس از اعمال ۱۰ سیکل حرارتی، می‌توان مشاهده کرد که رفتار شکست سازه تغییر کرده است و جدایش کامل لایه‌های آلومینیم، شکست الیاف کربن و بیرون‌کشیدگی الیاف کربن سازوکارهای شکست هستند. با توجه به این شکل، می‌توان بیان کرد که اعمال سیکل حرارتی باعث کاهش چسبندگی بین هسته و پوسته در چندلایه الیاف - فلز شده است.

رفتار شکست کامپوزیت پس از ۵۰ سیکل حرارتی تقریباً مشابه ۱۰ سیکل حرارتی است، به‌جز آنکه جدایش نسبی بین الیاف کربن مشاهده می‌شود که شروع تجزیه حرارتی زمینه اپوکسی را نشان می‌دهد. سطح شکست چندلایه الیاف - فلز، پس از ۹۰ سیکل حرارتی، جدایش کامل لایه‌های آلومینیم، جدایش نسبی و کامل لایه‌های متفاوت الیاف کربن، شکستن و بیرون‌کشیدگی الیاف کربن را نشان می‌دهد. این سازوکارهای

رزین روی سطح آلومینیم چسبیده است. این نشان می‌دهد که رشد ترک از فصل مشترک بین آلومینیم/رزین زمینه بوده است.



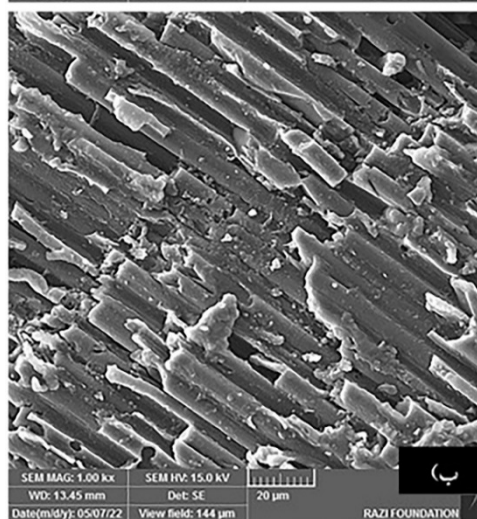
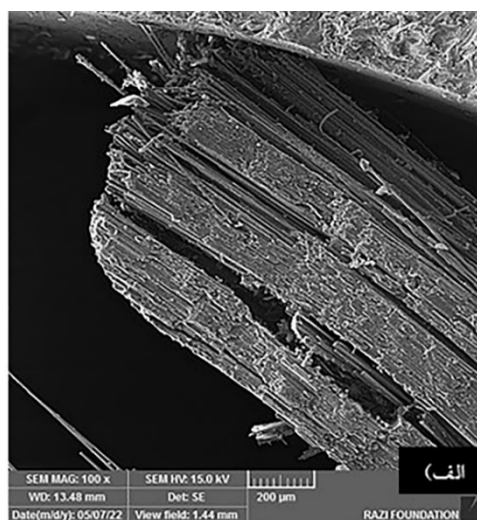
شکل ۱۱. تصویر میکروسکوپی از هسته چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$ پس از 90° سیکل حرارتی



شکل ۱۲. تصویر میکروسکوپی از سطح فلز آلومینیم از نمونه بدون سیکل حرارتی

شکل ۱۳ سطح مقطع نمونه‌ها با چیدمان $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$ و $30^\circ/+30^\circ/-30^\circ/-30^\circ$ پس از 90° سیکل حرارتی را نشان می‌دهد. همان‌گونه که در هر دو چیدمان مشخص است، مقدار

پوشانده است، به‌صورتی که سازوکار غالب شکست، در این نمونه، شکست الیاف کربن است. شکل ۱۱ تصویر نمونه با همین چیدمان پس از 90° سیکل حرارتی را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۱۱، می‌توان فهمید که رزین زمینه به سطح الیاف نچسبیده است و الیاف کربن دارای سطحی صاف هستند. این نشان می‌دهد که فصل مشترک بین الیاف و زمینه، پس از اعمال سیکل حرارتی، ضعیف شده است، به‌گونه‌ای که الیاف از زمینه بیرون کشیده شده‌اند.



شکل ۱۰. تصویر میکروسکوپی از چندلایه الیاف - فلز با چیدمان $90^\circ/90^\circ/90^\circ/90^\circ$ بدون سیکل حرارتی: (الف) بزرگ‌نمایی $100\times$ ، (ب) بزرگ‌نمایی $1000\times$

فصل مشترک پوسته فلزی/هسته کامپوزیتی یکی دیگر از محل‌هایی است که ممکن است متأثر از سیکل گرمایی است. شکل ۱۲ سطح مقطع آلومینیم در نمونه بدون سیکل حرارتی را نشان می‌دهد. در این شکل می‌توان مشاهده کرد که تکه‌هایی از

پوسته آلومینیومی بررسی شد. متغیرهای مورد بررسی شامل سیکل‌های حرارتی (۰، ۱، ۱۰، ۳۰، ۵۰، ۷۰ و ۹۰ سیکل) و چیدمان الیاف کربن (۰°/۰°/۰°/۰°، ۹۰°/۹۰°/۹۰°/۹۰°، ۳۰°/۳۰°/۳۰°/۳۰° و ۰°/۹۰°/۹۰°/۰°) بودند. در نهایت، نتایج زیر به دست آمد:

۱- نمونه بدون سیکل حرارتی با چیدمان ۳۰°/۳۰°/۳۰°/۳۰°، با داشتن قابلیت جذب انرژی 234 kJ/m^2 ، در مقایسه با دیگر نمونه‌ها، بیشترین مقاومت به ضربه را داشت. همچنین، نمونه بدون سیکل، با چیدمان ۹۰°/۹۰°/۹۰°/۹۰° و جذب انرژی 155 kJ/m^2 ، ضعیف‌ترین نمونه تحت بارگذاری ضربه بود.

۲- با توجه به نتایج به دست آمده، با تغییر چیدمان الیاف کربن در هسته چندلایه الیاف فلز، سازوکارهای بهبود و کاهش قابلیت جذب انرژی به سیکل‌های حرارتی بالاتر منتقل شدند.

۳- سطح شکست چندلایه الیاف - فلز، پس از ۹۰ سیکل حرارتی، جدایش کامل لایه‌های آلومینیوم، جدایش نسبی و کامل لایه‌های متفاوت الیاف کربن، شکستن و بیرون کشیدگی الیاف کربن را نشان داد.

۴- با استفاده از آنالیز میکروسکوپی نمونه، پس از ۹۰ سیکل حرارتی مشخص شد که روی سطح الیاف کربن رزین زمینه وجود ندارد و همچنین پدیده بیرون کشیدگی الیاف مشاهده شد. سازوکارهای بیان شده نشان می‌دهند که چسبندگی بین الیاف کربن و زمینه اپوکسی ضعیف شده که این امر باعث کاهش قابلیت جذب انرژی در سازه چندلایه الیاف - فلز شده است.

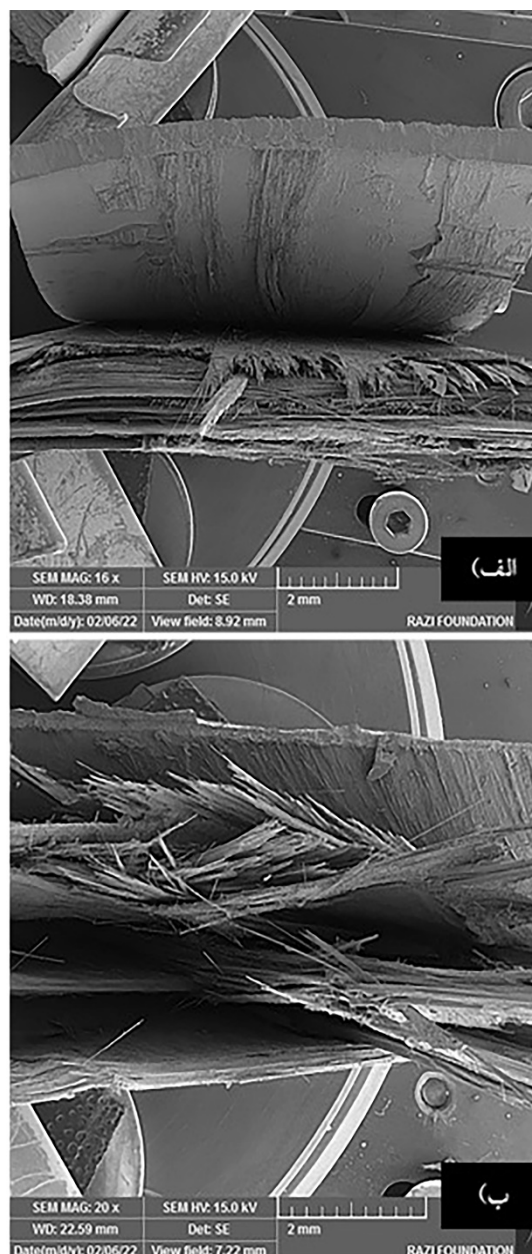
۵- سپاسگزاری

نویسندگان این پژوهش از دانشکده مهندسی و علم مواد دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، به‌خاطر حمایت‌های معنوی، از جمله مشاوره‌ها و همکاری‌های علمی، کمال تشکر و قدردانی را دارند.

مراجع

1. Ebrahimnezhad Khaljiri, H., Eslami Farsani, R., Khorsand, H., Abbas Banaie, K., "Hybridization effect of fibers reinforcement on

زیادی رزین زمینه روی سطح آلومینیوم چسبیده است. همچنین، پدیده اثر حک‌شدن زمینه روی سطح آلومینیوم مشاهده می‌شود. پدیده حک‌شده نشان می‌دهد که فصل مشترک الیاف زمینه ضعیف است. به همین دلیل، پس از ۹۰ سیکل حرارتی، ترک از فصل مشترک رزین اپوکسی/الیاف کربن عبور کرده است.



شکل ۱۳. تصویر میکروسکوپی از چندلایه الیاف - فلز پس از ۹۰ سیکل حرارتی: الف) چیدمان ۰°/۹۰°/۹۰°/۰°، ب) چیدمان ۳۰°/۳۰°/۳۰°/۳۰°

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، تأثیر سیکل‌های حرارتی بر رفتار ضربه چندلایه الیاف - فلز با هسته کامپوزیتی اپوکسی - الیاف کربن و

- velocity impact loading", *Composite Structures*, Vol. 93, No. 9, (2011), 2430-2436. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2011.04.008>
17. Asaee, Z., Shadlou, S., Taheri, F., "Low-velocity impact response of fiberglass/magnesium FMLs with a new 3d fiberglass fabric", *Composite Structures*, Vol. 122, (2015), 155-165. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.11.038>
 18. Rahmani, H., Eslami-Farsani, R., Ebrahimnezhad-Khaljiri, H., "High velocity impact response of aluminum- carbon fibers-epoxy laminated composites toughened by nano silica and zirconia", *Fibers and Polymers*, Vol. 21, No. 1, (2020), 170-178. <https://doi.org/10.1007/s12221-020-9594-4>
 19. Najafi, M., Ansari, R., Darvizeh, A., "Effect of cryogenic aging on nanophased fiber metal laminates and glass/epoxy composites", *Polymer Composites*, Vol. 40, No. 6, (2019), 2523-2533. <https://doi.org/10.1002/pc.25134>
 20. Najafi, M., Darvizeh, A., Ansari, R., "Effect of salt water conditioning on novel fiber metal laminates for marine applications", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications*, Vol. 233, No. 8, (2019), 1542-1554. <https://doi.org/10.1177/0261464420718767946>
 21. Ebrahimnezhad-Khaljiri, H., Eslami-Farsani, R., Talebi, S., "Investigating the high velocity impact behavior of the laminated composites of aluminum / jute fibers- epoxy containing nanoclay particles", *Fibers and Polymers*, Vol. 21, No. 11, (2020), 2607-2613. <https://doi.org/10.1007/s12221-020-1209-6>
 22. Shamohammadi, M. M., Ebrahimnezhad-Khaljiri, H., Eslami-Farsani, R., "The experimental assessment of the various surface modifications on the tensile and fatigue behaviors of laminated aluminum/aramid fibers-epoxy composites", *International Journal of Fatigue*, Vol. 154, (2022), 106560. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2021.106560>
 23. Park, S. Y., Choi, H. S., Choi, W. J., Kwon, H., "Effect of vacuum thermal cyclic exposures on unidirectional carbon fiber/epoxy composites for low earth orbit space applications", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 43, No. 2, (2012), 726-738. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2011.03.007>
 24. Lévêque, D., Schieffer, A., Mavel, A., Maire, J. F., "Analysis of how thermal aging affects the long-term mechanical behavior and strength of polymer-matrix composites", *Composites Science and Technology*, Vol. 65, No. 3-4, (2005), 395-401. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2004.09.016>
 25. Odegard, G. M., Bandyopadhyay, A., "Physical aging of epoxy polymers and their composites", *Journal of Polymer Science Part B: Polymer Physics*, Vol. 49, No. 24, (2011), 1695-1716. <https://doi.org/10.1002/polb.22384>
 26. Cysne Barbosa, A. P., Fulco, A. P. P., Guerra, E. S. S., Arakaki, F. K., Tosatto, M., Costa, M. C. B., Melo, J. D. D., "Accelerated aging effects on carbon fiber/epoxy composites", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 110, (2017), 298-306. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesb.2016.11.004>
 27. Xu, L., He, Y., Jia, Y., Ma, S., Hui, L., "Effects of thermal-oxidative aging on the mechanical properties of open-hole t800 carbon fiber/high-temperature epoxy composites", *High Performance Polymers*, Vol. 32, No. 5, (2020), 494-505. <https://doi.org/10.1177/02654008319883691>
 28. Wang, Z., Xian, G., Zhao, X. L., "Effects of hydrothermal aging on carbon fibre/epoxy composites with different interfacial bonding strength", *Construction and Building Materials*, Vol. 161, (2018), 634-648. <https://doi.org/10.1016/j.conbuildmat.2017.11.171>
 29. Fan, W., Li, J. L., Zheng, Y. Y., Liu, T. J., Tian, X., Sun, R. J., "Influence of thermo-oxidative aging on the thermal conductivity of carbon fiber fabric reinforced epoxy composites", *Polymer Degradation and Stability*, Vol. 123, (2016), 162-169. <https://doi.org/10.1016/j.polymdegradstab.2015.11.016>
 30. Zhang, M., Sun, B., Gu, B., "Accelerated thermal ageing of epoxy resin and 3-d carbon fiber/epoxy braided composites", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 85, (2016), 163-171. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2016.03.028>
 - tensile properties of epoxy composites", *Journal of Science and Technology of Composite*, Vol. 1, No. 2, (2015), 21-28. http://jstc.iust.ac.ir/?_action=articleInfo&article=11787&lang=en
 2. Bahari-Sambran, F., Eslami-Farsani, R., Ebrahimnezhad-Khaljiri, H., "Experimental investigation of flexural behavior of basalt fibers/epoxy-aluminum laminate composites containing nanoclay particles", *Iranian Journal of Manufacturing Engineering*, Vol. 5, No. 1, (2018), 45-54. http://www.iranjme.ir/article_65946_en.html
 3. EL-Wazery, M. S., "Mode-I Fracture Toughness investigation on carbon/glass hybrid composites", *International Journal of Engineering, Transactions B: Applications*, Vol. 34, No. 11, (2021), 2418-2423. https://www.ije.ir/article_137172.html
 4. Nemati, N., Sadrnezhad, S. K., Riazati, Sh., "Effect of constrained ageing on orthodontic wires for changing their control to reinforcements in smart metal/polymer composite", *Journal of Advanced Materials and Technologies (JAMT)*, Vol. 2, No. 1, (2010), 28-39. https://www.jamt.ir/article_70174.html?lang=fa
 5. Hosseini-Toudeshky, H., Sadighi, M., Vojdani, A., "Effects of curing thermal residual stresses on fatigue crack propagation of aluminum plates repaired by fml patches", *Composite Structures*, Vol. 100, (2013), 154-162. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.12.052>
 6. Ebrahimnezhad-Khaljiri, H., Eslami-Farsani, R., "Thermal and mechanical properties of hybrid carbon/oxidized polyacrylonitrile fibers-epoxy composites", *Polymer Composites*, Vol. 38, No. 7, (2017), 1412-1417. <https://doi.org/10.1002/pc.23708>
 7. Hu, Y., Liu, C., Wang, C., Fu, X., Zhang, Y., "Study on the hygrothermal aging behavior and diffusion mechanism of ti/cf/pmr polyimide composite laminates", *Materials Research Express*, Vol. 7, (2020), 076508. <https://doi.org/10.1088/2053-1591/aba30c>
 8. Eslami-Farsani, R., Aghamohammadi, H., Khalili, S. M. R., Ebrahimnezhad-Khaljiri, H., Jalali, H., "Recent trend in developing advanced fiber metal laminates reinforced with nanoparticles: A review study", *Journal of Industrial Textiles*, Vol. 51, No. 5-suppl., (2022), 7374S-7408S. <https://doi.org/10.1177/1528083720947106>
 9. Reyes, V. G., Cantwell, W. J., "The mechanical properties of fibre-metal laminates based on glass fibre reinforced polypropylene", *Composites Science and Technology*, Vol. 60, No. 7, (2000), 1085-1094. [https://doi.org/10.1016/S0266-3538\(00\)00002-6](https://doi.org/10.1016/S0266-3538(00)00002-6)
 10. Zhou, J., Guan, Z. W., Cantwell, W. J., "The influence of strain-rate on the perforation resistance of fiber metal laminates", *Composite Structures*, Vol. 125, (2015), 247-255. <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.02.034>
 11. Lawcock, G., Ye, L., Mai, Y. W., Sun, C. T., "The effect of adhesive bonding between aluminum and composite prepreg on the mechanical properties of carbon-fiber-reinforced metal laminates", *Composites Science and Technology*, Vol. 57, No. 1, (1997), 35-45. [https://doi.org/10.1016/S0266-3538\(96\)00107-8](https://doi.org/10.1016/S0266-3538(96)00107-8)
 12. Botelho, E. C., Silva, R. A., Pardini, L. C., Rezende, M. C., "A review on the development and properties of continuous fiber/epoxy/aluminum hybrid composites for aircraft structures", *Materials Research*, Vol. 9, No. 3, (2006), 247-256. <https://doi.org/10.1590/S1516-14392006000300002>
 13. Rajkumar, G. R., Krishna, M., Narasimhamurthy, H. N., Keshavamurthy, Y. C., Nataraj, J. R., "Investigation of tensile and bending behavior of aluminum based hybrid fiber metal laminates", *Procedia Materials Science*, Vol. 5, (2014), 60-68. <https://doi.org/10.1016/j.mspro.2014.07.242>
 14. Austin, T. S. P., Singh, M. M., Gregson, P. J., Powell, P. M., "Characterisation of fatigue crack growth and related damage mechanisms in frp-metal hybrid laminates", *Composites Science and Technology*, Vol. 68, No. 6, (2008), 1399-1412. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2007.11.013>
 15. Nakatani, H., Kosaka, T., Osaka, K., Sawada, Y., "Damage characterization of titanium/gfrp hybrid laminates subjected to low-velocity impact", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 42, No. 7, (2011), 772-781. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2011.03.005>
 16. Fan, J., Guan, Z. W., Cantwell, W. J., "Numerical modelling of perforation failure in fibre metal laminates subjected to low