



## بررسی تجربی اثر دما روی پاسخ ضربه‌ای سرعت پایین صفحات آلومینیومی شیاردار تعمیر شده توسط وصله‌های کامپوزیتی چندلایه دارای لایه فلزی (FML)

فرامرز آشنای قاسمی<sup>1\*</sup>، اسماعیل علیقلی زاده فیروزجایی<sup>2</sup>، علی پورکمالی انارکی<sup>3</sup>

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران

3- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران

\* تهران، صندوق پستی 136-16785، f.a.ghasemi@srttu.edu

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 03 بهمن 1392

پذیرش: 23 اسفند 1392

ارائه در سایت: 02 مهر 1393

کلید واژگان:

ضربه

وصله‌های کامپوزیتی

انرژی ضربه

مکانیزم‌های شکست

دما

### چکیده

در تحقیق حاضر، رفتار ضربه‌ای صفحات آلومینیومی تعمیر شده توسط وصله‌های کامپوزیتی دارای لایه فلزی (FML) در دماهای مختلف با استفاده از دستگاه ضربه افشان مطالعه شده است. تعدادی نمونه آلومینیومی ترمیم شده توسط وصله‌های FML در محدوده دمایی 20- درجه سانتی‌گراد تا 60 درجه سانتی‌گراد مورد آزمایش ضربه افشان قرار گرفته، رفتار ضربه‌ای و مکانیزم‌های شکست آنها تا آستانه سوراخ شدن شان بررسی شده است. در این تحقیق از نمودار نشان‌دهنده انرژی (EPD) برای به دست آوردن انرژی آستانه سوراخ شدن و انرژی آستانه نفوذ استفاده شده، علاوه بر آن تاثیر دما روی خصوصیات نظیر: بار قابل تحمل، مدت زمان تماس و تغییر شکل دائمی مطالعه شده است. نتایج نشان داد که مقادیر نیرو تقریباً برای تمامی نمونه‌ها با افزایش دما (نسبت به دمای اتاق) افزایش می‌یابد. همچنین به سبب آنکه قابلیت جذب انرژی نمونه‌ها در دمای اتاق بیشتر از دماهای دیگر است، آستانه انرژی سوراخ شدن نمونه‌ها با تغییر دما نسبت به دمای اتاق عموماً افزایش می‌یابد. نیز آنکه، تغییرات دما روی خصوصیات ضربه‌ای وصله‌ها بسیار تاثیرگذار است و در مواردی باعث کاهش 20 درصدی مقاومت به ضربه شده، بیشترین مقدار پارامترهای ضربه نیز در دمای 20- درجه سانتی‌گراد و 60 درجه سانتی‌گراد به دست می‌آید.

## An experimental study of temperature effect on low-velocity impact response of notched aluminum plates repaired by FML composite patches

Faramarz Ashenai Ghasemi<sup>1\*</sup>, Esmaeil Aligholizadeh Firozjaei<sup>2</sup>, Ali Pourkamali Anaraki<sup>3</sup>

1- Department of Mechanical Engineering, Shahid Rajaee Teacher Training University, Tehran, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, Shahid Rajaee Teacher Training University, Tehran, Iran

3- Department of Mechanical Engineering, Shahid Rajaee Teacher Training University, Tehran, Iran

\* P.O.B. 16785-136, Tehran, Iran, f.a.ghasemi@srttu.edu

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 23 January 2014

Accepted 14 March 2014

Available Online 24

September 2014

#### Keywords:

Impact,

Composite patches

Impact energies

Failure mechanisms

Temperature

### ABSTRACT

The present research deals with the impact response of notched aluminum plates repaired by fiber metal laminate (FML) patches under various temperatures using drop weight impact test status. Some aluminum samples repaired by FML patches were prepared to study their impact behavior and fracture mechanisms under drop weight tests at the temperature range of -20 °C to 60 °C. An Energy Profiling Diagram (EPD) was used to obtain the penetration and perforation thresholds of hybrid composites. Besides, the effect of temperature on some impact characteristics such as endurance load, contact time and permanent deflection were also studied. The results showed that the amount of force for nearly all of the samples increased by increasing of the room temperature. The ability of energy absorption of the samples was also the most at the room temperature, therefore the energy threshold of samples increases by increasing of the room temperature. Temperature variation also affects on the impact characteristics of composites patches and in some cases results in a 20 percent reduce in impact strength of the samples. It was also shown that the most value of impact parameters reaches at -20 °C and 60 °C.

### 1- مقدمه

حل برای این مشکل هواپیماهای پیر وجود دارد: الف) جایگزینی آنها با هواپیماهای جدید، ب) جایگزینی قطعات آنها و ج) ترمیم قطعات آنها. مورد اول به دلیل قیمت بالای هواپیماها مناسب نمی‌باشد. از طرفی جایگزینی قطعات با دشواری‌هایی همراه است، زیرا یافتن برخی قطعات به دلیل عدم تولیدشان، برای برخی هواپیماهای قدیمی مشکل است. قطعات

امروزه متوسط عمر هواپیماهای مسافربری و نظامی رو به افزایش می‌باشد. انتظار عمر این هواپیماها بیست سال است، اما بنا به دلایلی از این هواپیماها بیش از این استفاده می‌شود. هرچه هواپیما پیرتر می‌شود، احتمال ایجاد رشد ترک و شکست ناشی از آن در سازه آن افزایش می‌یابد. در این راستا سه راه

Please cite this article using:

F. Ashenai Ghasemi, E. Aligholizadeh Firozjaei, A. Pourkamali Anaraki, An experimental study of temperature effect on low-velocity impact response of notched aluminum plates repaired by FML composite patches, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 9, pp. 175-182, 2014 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

مال و اسکوب [6] تحقیقی در مورد تأثیر هندسه و نسبت سفتی بر روی پاسخ خستگی صفحات ترک‌دار ضخیم که به وسیله وصله‌های یک طرفه تعمیر شده بودند، انجام دادند. آنها اظهار کردند که نسبت سفتی برای صفحات ضخیم با ضخامت (6/35-35/15mm) نزدیک به 1 و برای صفحات نازک 1/4 است. لی و لی [7] آنالیز تجربی و عددی را برای رشد ترک و شکل جبهه ترک بر روی پنل آلومینیومی AL7075-T6 ترک‌دار تعمیر شده توسط وصله گرافیت اپوکسی انجام دادند. آنها نشان دادند که توافق خوبی بین شکل جبهه ترک در آنالیز صورت گرفته در FEM و مقادیر به دست آمده از آزمایش روی نمونه به دست آمده وجود دارد.

اوکافور و سینگ [8] آزمایش‌هایی تحت بارگذاری چند محوری کششی روی صفحات آلومینیوم ترک‌دار تعمیر شده به وسیله وصله اپوکسی انجام دادند. آنها به این نتیجه رسید که حداکثر تنش سطحی به طور چشم‌گیری با به‌کارگیری وصله‌ها کاهش یافته و همچنین مکان حداکثر تنش از نوک ترک به گوشه وصله تغییر می‌کند. فکرینی و بویودرا [9] از FEM برای بررسی میزان تأثیر وصله‌های دو طرفه نسبت به وصله‌های یک طرفه FML در کاهش شدت تنش در نوک ترک استفاده کردند. آنها مشاهده نمودند که خواص چسبیده چسب باید به منظور افزایش مزایای وصله دو طرفه و برای جلوگیری از واماندگی ماده بهینه شود. لوسداد و مگنی [10] صفحات وصله شده با وصله‌های دو طرفه و پله‌دار FML را تحت ضربه مقایسه کردند. بررسی آنها از طریق آنالیز دو بعدی FEM روی پنل‌های تعمیر شده انجام شد. آنها نشان دادند که وصله پله‌دار استحکام تسلیم بهتری نسبت به بقیه دارد.

ژیانگ و شنوی [11] تأثیر وصله‌های کامپوزیتی را روی صفحات آلومینیومی ترک دار بررسی کرده و دریافتند که نوع وصله و جنس الیاف و چسب مورد استفاده تأثیر زیادی در افزایش استحکام نمونه‌های تعمیر شده دارد، علاوه بر این مقاومت کششی نمونه وصله‌دار تعمیر شده بیشتر از نمونه تعمیر نشده است. خلیلی و قاجار [1] مطالعه‌ای تجربی بر روی پاسخ ضربه چارپی نمونه‌های آلومینیومی ترک‌دار تعمیر شده با وصله‌های کامپوزیتی معمولی و FML انجام دادند و نتایج زیر را بدست آوردند:

1- وصله‌های FML نسبت به وصله‌های معمولی دارای الیاف کربن CFRP یا الیاف شیشه GFRP در تقویت نمونه‌های شیاردار بسیار موثرترند. همچنین آنکه تأثیر وصله‌های FML در انرژی‌های بزرگتر به وضوح بیشتر است.

2- با افزایش طول شیار، مقدار انرژی جذب شده توسط نمونه‌های تعمیر نشده کاهش می‌یابد. همچنین در وصله‌های مشابه با افزایش طول شیار مقدار انرژی جذب شده کم می‌شود. با این حال درصد بهبود انرژی در مقایسه با قطعات شیاردار تعمیر نشده افزایش می‌یابد.

3- در نمونه‌های تعمیر شده توسط وصله‌های کامپوزیتی، بدون توجه به تعداد لایه‌ها، نوع الیاف به کار رفته از اهمیت بالایی در جذب انرژی برخوردار است.

آشنای قاسمی و همکاران [12] به بررسی رفتار ضربه‌ای صفحات آلومینیومی ترک‌دار تعمیر شده در آزمایش ضربه چارپی پرداخته و دریافتند که با افزایش نسبت طول ترک، استحکام نمونه‌ها کاهش پیدا می‌کند. آنها نشان دادند که نوع لایه‌گذاری در افزایش مقاومت به ضربه تأثیرگذار بوده، این افزایش تابع نوع ترک نیست. آشنای قاسمی و همکاران [13] با استفاده از روش المان محدود توسعه یافته تأثیر لایه‌چینی وصله‌های کامپوزیتی را بر روی جابه‌جایی نقاط دهانه ترک و ضریب شدت تنش و همچنین تأثیر زاویه ترک را بر روی ضریب شدت تنش در ورق‌های ترک‌دار آلومینیومی تعمیر

مورد نظر باید به طور خاص سفارش داده شوند که در آن صورت مقرون به صرفه نیست. لذا مورد سوم، یعنی ترمیم قطعات، آسان و ارزان‌ترین راه جهت حل این مشکل است. ضمن اینکه ممکن است تنها قسمت کوچکی از یک قطعه معیوب بوده و نیاز به تعویض کلی آن نباشد. در این روش محل خرابی ترمیم شده و نیازی به تعویض قطعه و صرف هزینه اضافی نمی‌باشد.

تعمیر بدنه هواپیما و اجسام هوانوردی به وسیله مواد کامپوزیتی با مقاومت بالا اولین بار در اوایل 1970، توسط لابراتوار تحقیقاتی هوایی و دریایی نیروی هوایی سلطنتی استرالیا آزمایش شد. مزایایی که باعث شد کامپوزیت‌های پیشرفته تقویت‌کننده‌های ایده‌آلی برای این ساختار تعمیر شده شوند عبارتند از [1]: استحکام و سفتی ویژه بالا، وزن پایین و مقاومت در برابر خوردگی خوب. در دهه‌های اخیر نوع جدیدی از کامپوزیت‌های چندلایه دارای لایه فلزی به نام FML برای ترمیم بدنه‌های آسیب دیده استفاده شده است. این مواد نوع جدیدی از کامپوزیت‌ها می‌باشند که ترکیبی از فلزات مختلف و پلیمرهای تقویت شده با الیافاند که در 3 دهه گذشته پیشرفت قابل توجهی داشته‌اند. آنها ترکیبی از خواص خوب فلزات نظیر شکل‌پذیری و استحکام در برابر ضربه بالا و خواص خوب کامپوزیت‌ها مانند وزن پایین، استحکام در برابر خوردگی و خستگی بالا، استحکام ویژه بالا و ... را دارند [1]. در این نوع سازه، با تغییر نوع فلز می‌توان خواص مربوط به جذب انرژی را تغییر داد. از طریق تغییر نوع چیدمان و ساخت کامپوزیت‌های پلیمری نیز می‌توان شرایط مربوط به وزن و سفتی این نوع سازه‌ها را بهینه کرد.

در سال‌های اخیر پژوهش‌های زیادی در زمینه ترمیم بدنه‌های آسیب‌دیده هواپیماها انجام شده است. ناگاسامی و همکاران [2] تحقیقی بر پایه تحلیل‌های روش اجزا محدود بر روی ساختارهای فلزی ترمیم شده توسط وصله‌های کامپوزیتی انجام دادند. آنها اظهار داشتند که نسبت سفتی نقش مهمی در رفتار خستگی نمونه‌های تعمیر شده دارد و مقدار مناسب آن برای ضخامت‌های مختلف بین 1 تا 1/6 می‌باشد.

چو و همکاران [3] تحقیقی در مورد تأثیر لایه چینی وصله‌های کامپوزیت در تعمیر قطعات وصله شده انجام دادند. آنها از قطعات دارای ترک مرکزی زاویه‌دار استفاده کرده، بارگذاری قطعات را به صورت کششی دو محوره در نظر گرفته و تحلیل را در ناحیه الاستیک انجام دادند. آنها نشان دادند که توزیع انرژی کرنشی در مجاورت راس ترک تقریباً مستقل از نوع لایه‌چینی وصله است. همچنین لایه‌هایی که دارای الیاف موازی با ترک می‌باشند کمترین نقش را در کاهش انرژی کرنشی در نقاط راس ترک ایفا می‌کنند.

کالینان و جونز [4] یک کد المان محدود براساس پروفیل توزیع تنش برشی در لایه چسب برای حالت ترمیم متقارن ارائه کردند. آنها تأثیر خمشی ناشی از ترمیم نامتقارن را شناسایی، اما نتوانستند مقدار واقعی اختلاف در محاسبه ضریب شدت تنش بین دو حالت متقارن و نامتقارن را محاسبه نمایند. چو و همکاران [5] با استفاده از شبیه‌سازی سه‌بعدی اندازه، طول و نوع لایه‌چینی وصله‌های کامپوزیتی را که بر روی صفحات آلومینیومی ترک‌دار تحت بار کششی قرار گرفته بودند، بررسی کردند. آنها مشاهده کردند که با افزایش طول وصله، سطح انرژی کرنشی نوک ترک کاهش می‌یابد. همچنین با افزایش طول وصله، درصد کاهش انرژی کرنشی نوک ترک نسبت به حالت بدون وصله بیشتر خواهد بود، نیز آنکه تغییرات در نوع لایه‌چینی وصله‌ها کمترین تأثیر را در این رابطه داشته است.

## 2-2- روش ساخت نمونه‌ها

### 2-2-1- ورق آلومینیومی شیاردار

با توجه به مطالعات صورت گرفته و با توجه به استاندارد ASTM D 7136M [17] ورق آلومینیوم پایه در اندازه‌های  $80 \times 80$  mm، توسط دستگاه گیوتین برقی بریده شد. پس از برش قطعات در اندازه مورد نظر، در آنها شیار ایجاد شد. برای ایجاد شیار در نمونه‌ها از دستگاه واترجت استفاده شد.

دستگاه واترجت به دو دلیل انتخاب شد. نخست اینکه شیار مورد نظر در این نمونه‌ها از نوع شیارهایی بود که ابتدا و انتهای آن در داخل نمونه قرار داشت و با دستگاه‌هایی نظیر وایرکات امکان ایجاد آنها وجود نداشت. دوم آنکه در صورت استفاده از این دستگاه، تنش پسماند حرارتی در نمونه ایجاد نمی‌شود. عرض شیار ایجاد شده  $1$  mm و طول شیار ایجاد شده  $32$  mm بود.

### 2-2-2- ساخت وصله

برای ساخت وصله‌های کامپوزیتی از روش دستی ساخت کامپوزیت استفاده شده است. در این روش لایه‌های کامپوزیت به ترتیب بر روی هم قرار می‌گیرند. با توجه به بررسی‌های انجام شده و به دلیل اینکه مساحت ناحیه آسیب در کامپوزیت‌ها توسط دستگاه ضربه افتان تا محدوده ای به شعاع  $25$  mm از مرکز برخورد می‌باشد، اندازه وصله  $60 \times 60$  mm انتخاب شده است. در مرحله نخست ورقه فلزی بکار برده شده در FML در اندازه مورد نظر بریده شدند. پس از این مرحله سطوح این نمونه‌ها باید از حالت صاف و صیقلی خارج می‌شدند تا برای لایه‌چینی آماده شوند. برای این کار نمونه‌ها توسط سنباده‌هایی با شماره‌های  $80$  و  $180$  در دو جهت عمود برهم سنباده شدند. سپس بررسی شد که لبه‌های نمونه‌های بریده شده، هیچگونه انحنا و اعوجاجی نداشته باشد که باعث ایجاد تورق در کامپوزیت بعد از مرحله ساخت شود. جهت ساخت وصله‌ها، ابتدا ورق‌های نازک فلزی توسط استون شستشو داده شده و چربی زدایی شده و سپس توسط آب گرم شستشو داده شدند تا هرگونه ذرات گرد و غبار از روی آنها پاک شود. سپس سطح فلز توسط MEKP جهت چربی‌زدایی نهایی شستشو و آماده‌سازی شد. جهت جلوگیری از نشست ذرات ناخالصی، روی آنها پارچه تمیز پوشانده شد. سپس جهت لایه‌چینی وصله، روی بستر کار یک لایه پلاستیک نازک قرار داده شده و حباب‌های زیر آن خارج شد. در این مرحله رزین اپوکسی LY5052 مطابق نکات زیر آماده می‌شود:

شده توسط وصله‌های کامپوزیتی FML تحت بارگذاری خستگی بررسی کردند. نتایج بدست آمده آنها نشان داد که وصله‌های کامپوزیتی با ترکیب ورق‌الیاف/الیاف/آلومینیوم بیشترین تاثیر را در خواص ترمیمی دارد و می‌تواند ضریب شدت تنش را تا  $70$  درصد کاهش دهد.

تحقیق پیش رو در راستای این اهداف و به دلیل تاثیر زیاد دما در اجسام پرنده تعمیر شده، بر روی نمونه‌های شیاردار ترمیم شده توسط وصله‌های کامپوزیتی FML انجام شده است. در این تحقیق تأثیر سه پارامتر لایه‌چینی، دما و انرژی ضربه، بر روی رفتار ضربه‌ای نمونه‌های مزبور بررسی شده است. بر این مبنای تعدادی از نمونه‌ها با افزایش انرژی در دماهای مختلف، در محدوده  $20$ - تا  $60$  درجه سانتی‌گراد تحت آزمون ضربه قرار گرفتند. با افزایش تدریجی انرژی ضربه و با تغییر دما، رفتار ضربه‌ای و مکانیزم‌های شکست نمونه‌ها تا آستانه سوراخ شدن شان بررسی شد. از نمودارهای مختلفی برای به‌دست آوردن آستانه انرژی سوراخ شدن و آستانه انرژی نفوذ نمونه‌ها استفاده شد. علاوه بر این، تأثیر سه پارامتر فوق بر روی مدت زمان تماس، نیروی ضربه و تغییرشکل با جابه‌جایی دائم، بررسی گردید.

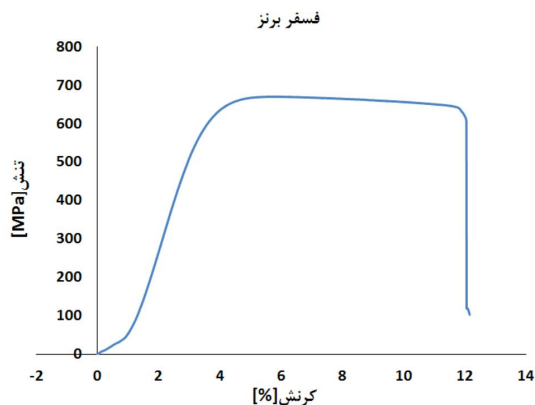
## 2- مواد و روش ساخت

### 2-1- انتخاب مواد

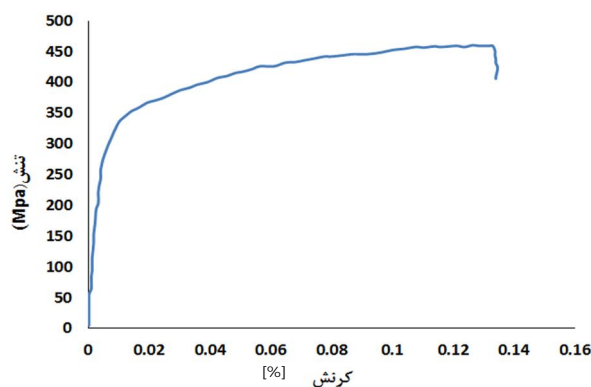
به سبب کاربرد این پژوهش در زمینه هوافضا، جنس فلز پایه استفاده شده از نوع T3-AL2024 بوده است که شکل 1 منحنی تنش- کرنش آن را نشان می‌دهد که با استاندارد آزمایش کشش ASTM E8-04 انجام شد.

برای ساخت وصله‌های کامپوزیتی FML که شامل حداقل یک لایه فلز است، از لایه فلزی با جنس فسفر استفاده شد که ضخامت آن  $0/2$  mm بود. شکل 2 منحنی تنش-کرنش فسفر برنز را نشان می‌دهد.

پس از بررسی‌های به عمل آمده الیاف شیشه بافته شده (E-Glass) از نوع T(90°)/M200-E10 با  $100 \text{ gr/cm}^2$  انتخاب شد. همچنین پس از بررسی‌های انجام شده، رزین اپوکسی با نام تجاری اپوکسی (LY5052) به همراه هاردنر ARADUR 5052 شرکت هانسن انتخاب گردید. دلیل انتخاب این رزین کاربرد فراوان آن در صنایع هوافضا بوده است [14]. پس از تولید وصله‌های کامپوزیتی FML، برای چسباندن آن به قطعات آلومینیومی ترک‌دار از چسبی با نام تجاری آرادیت 2015 استفاده شد. دلیل این انتخاب، استفاده از آن در تحقیقات قبلی [15] و چسبندگی خیلی خوب آن به فلزات و کامپوزیت‌ها می‌باشد [16].



شکل 2 منحنی تنش - کرنش فسفر برنز



شکل 1 منحنی تنش - کرنش آلومینیوم پایه

ایجاد شده باشد. در شکل 3 یک نمونه ترمیم شده پس از طی مراحل فوق نشان داده شده است.

چسباندن وصله‌ها به فلز پایه به دو صورت انجام شد. در نوع اول که با کد 1 مشخص شد و نوع دوم با کد 2 مشخص شده است.

#### 2-2-5- نوع لایه چینی وصله

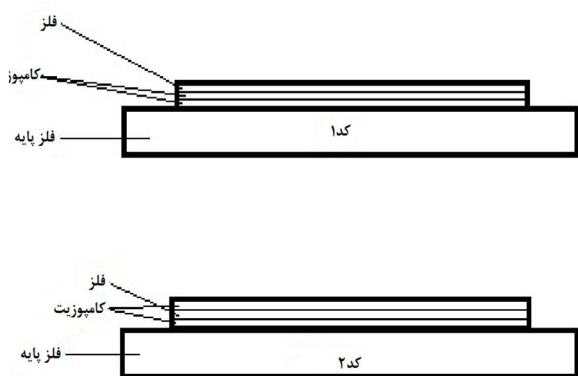
تعداد لایه های موجود در هر وصله FML سه عدد می باشد که شامل یک لایه فلز و دو لایه الیاف کامپوزیتی است. هر لایه کامپوزیت خود از یک لایه پارچه  $100 \text{ gr/cm}^2$  تشکیل شده است که به صورت متعامد روی هم قرار گرفته‌اند. لایه‌گذاری‌ها در بخش طراحی آزمایش با شماره‌های 1 و 2 کدبندی شده‌اند. در کد 1، لایه فلزی آخرین لایه وصله می‌باشد که در هنگام ضربه با ضربه‌زننده در تماس است، در کد 2 لایه فلزی در وسط وصله قرار گرفته است تعداد تکرار نمونه های آزمایش شده در هر دسته 5 بار است که در دو حالت با توجه به 5 دمای آزمایش شده تعداد کل نمونه ها 50 عدد بوده است (شکل 4).

#### 2-3- معرفی دستگاه آزمایش ضربه افتان و نحوه انجام آزمایش

یکی از پارامترهای مهم در دستگاه‌های ضربه افتان ارتفاع قابل تنظیم دستگاه است. در این دستگاه ارتفاع قابل تنظیم تا دو و نیم متر می‌باشد. از طرفی برای تأمین نیروی لازم در هنگام برخورد از دو قسمتی که در این دستگاه تعبیه شده، استفاده می‌شود. یکی از این قسمت‌ها، فنری است که پشت ضربه‌زننده قرار گرفته است. این فنر توانایی تولید 15kN نیرو را دارد. قسمت بعدی، وزنه‌هایی هستند که روی ضربه‌زننده قرار می‌گیرند. وزن این وزنه‌ها بین 2-7kg قابل تنظیم است. شکل 5 دستگاه ضربه افتان استفاده شده را نشان می‌دهد. از قابلیت‌های خاص این دستگاه توانایی ثبت سرعت در



شکل 3 نمونه ترمیم شده آلومینیومی شیاردار



شکل 4 لایه‌چینی‌های استفاده شده در ساخت نمونه‌ها: الف) کد 1، ب) کد 2

1- حدود هفت الی هشت ساعت قبل از مصرف رزین به مدت 45 دقیقه در دمای 60 الی 70 درجه سانتی‌گراد نگهداری شد تا گازهای زائد آن خارج شود و رزین به صورت همگن درآید.

2- در هنگام استفاده، رزین روی گرمای ملایم (حدود 40 درجه سانتی‌گراد) قرار داده شد تا فرایند آغشته‌سازی الیاف بهتر صورت گیرد.

3- نسبت اختلاط رزین به هاردنر 100:47 حجمی است که این نسبت توسط سرنگ های 50 CC به دست آمد.

4- مخلوط رزین و هاردنر، به خوبی با یکدیگر مخلوط شده و با صرف زمان مناسب، حباب زدایی گردد.

پس از اتمام لایه‌چینی، یک لایه پلاستیک آغشته به ماده چرب کننده بر روی کامپوزیت FML قرار داده شد. جهت خارج شدن رزین اضافی و همچنین اتصال بهتر بین لایه‌های کامپوزیت، وزنه‌هایی روی آن برای ایجاد فشاری حدود 1 bar قرار داده شد و سپس عملیات پخت انجام گرفت. عملیات پخت در دمای 25 درجه سانتی‌گراد و به مدت حدود 8 الی 16 ساعت انجام شد. پس از اتمام عملیات پخت، رزین و الیاف اضافی که از اطراف لایه فلزی بیرون زده بود توسط قیچی برش داده شد.

#### 2-2-3- فرایند آماده‌سازی سطح

برای آماده‌سازی سطح قطعات آلومینیومی جهت اتصال وصله به آن و سفسر برنز، مراحل زیر انجام شده است [18]:

- 1- سنباده زدن سطح مورد نظر در دو جهت افقی و عمودی
- 2- شستشوی سطح توسط استون
- 3- قرار دادن در محلول آب گرم و پودر لباسشویی در محدوده دمای  $50^{\circ}\text{C}$  به مدت پنج دقیقه
- 4- شستشوی مجدد توسط آب گرم، به نحوی که قطعات کاملاً عاری از آلکالین شوند
- 5- تهیه محلول اچ

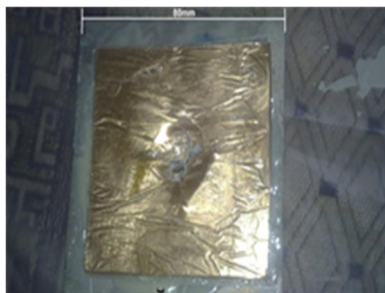
قطعات به مدت ده الی دوازده دقیقه در محلول اچ قرار داده شده و به آرامی توسط همزن شیشه‌ای، همه سطوح آنها در محلول غوطه‌ور شدند. دمای محلول باید 60-65 درجه سانتی‌گراد باشد. سپس قطعات خارج شده، ابتدا توسط آب سرد و سپس توسط آب گرم شستشو داده و خشک شدند. پس از اتمام مراحل فوق، سطح کاملاً براق و تمیزی روی قطعه ظاهر می‌شد که برای اتصال وصله به آن آماده بود. نکته بسیار مهم آن است که پس از مرحله آماده‌سازی، فقط بیست ساعت زمان جهت چسباندن وصله وجود دارد. در صورت گذشتن زمان بیش از این فرایند آماده سازی باید مجدداً انجام شود.

#### 2-2-4- اتصال وصله FML به ورق ترک‌دار با لایه چینی مختلف

در این مرحله به منظور چسباندن وصله FML به ورق ترک‌دار، رزین و هاردنر به نسبت 1:1 مخلوط شده و توسط قلم چوبی یا همزن شیشه‌ای خوب به هم زده شدند تا یک مخلوط کاملاً یک‌دست ایجاد شود. سپس با آغشته شدن سطح فلز و وصله، آنها به هم پیوند زده شدند. عمل چسباندن، ابتدا بر روی چند نمونه به صورت آزمایشی انجام شد تا میزان ضخامت چسب به صورت تجربی تنظیم شود. پس از برقراری اتصال، مطابق دستور پخت توصیه شده [19] نمونه‌ها به مدت 35 دقیقه در دمای 70 درجه در کوره قرار گرفتند. آزمون نمونه‌ها حداقل پس از گذشت سه هفته انجام گردید تا اتصال به خوبی

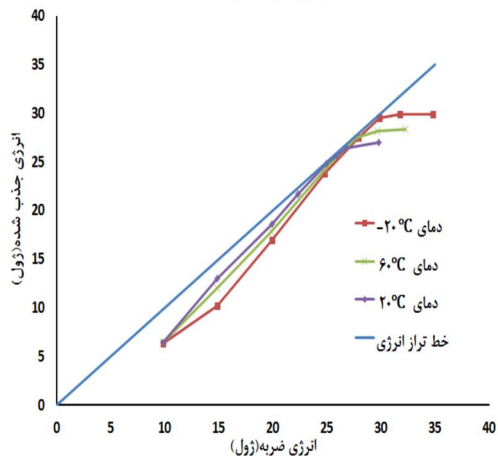
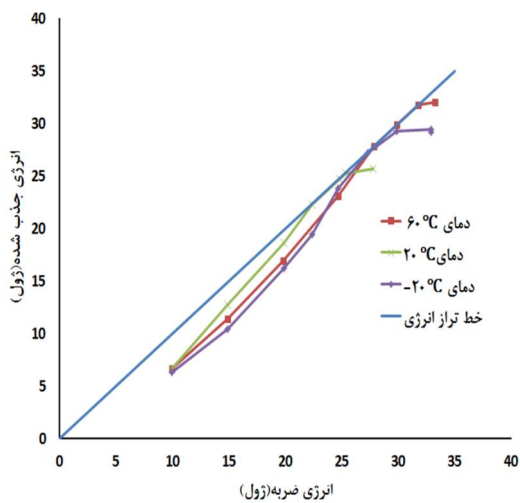


شکل 6 ایجاد جدایش و تورق در نمونه دارای وصله نوع 2 بعد از ضربه



شکل 7 عدم ایجاد جدایش و تورق در نمونه دارای وصله نوع 1 بعد از ضربه

دماهای دیگر به خط تراز انرژی نزدیکترند. این بدین معناست که قابلیت جذب انرژی وصله‌های کامپوزیتی در دمای اتاق بالاتر از دماهای دیگر است.



شکل 8 نمودار تراز انرژی نمونه‌های ترمیم شده با وصله (الف) نوع 1 و (ب) نوع 2

لحظه برخورد و مقدار تغییر شکل در لحظه برخورد است. برای انجام آزمایش، همزمان هشت نمونه در دستگاه قرار داده می‌شد که توسط یک سیستم پنوماتیکی ثابت می‌شدند. جهت رساندن دمای این دستگاه به دماهای مورد نظر این دستگاه دارای یک قسمت کنترل دمایی است که می‌تواند دمای محیط آزمایش و نمونه‌ها را از 40- تا 80 درجه سانتی‌گراد تغییر دهد. این دستگاه برای مواد مختلف دارای سرهای ضربه‌زننده مختلفی است که هر کدام خاص آن مواد است، در این تحقیق ضربه‌زننده دارای سر مخروطی با قطر 32 میلی‌متر است.

### 3- بررسی و تحلیل نتایج

پس از ساخت نمونه‌ها با استفاده از دستگاه ضربه افتان CEAST در مرکز رشد پژوهشکده پتروشیمی آزمایش ضربه انجام شد. با مقایسه تغییرشکل‌ها و تورق بعد از ضربه، صفحات تعمیر شده با وصله نوع 1 نسبت به سایر صفحات، یا کمتر دچار تورق شده و یا اصلاً دچار تورق نشدند (شکل‌های 6 و 7). تورق در حالتی که دما زیر صفر است به طور بیشتری مشهود است به طوری که در اکثر قطعات با این ساختار در دماهای زیر صفر جدایش به صورت کامل صورت گرفته و وصله از فلز پایه جدا می‌شود. ایجاد جدایش به این دلیل می‌تواند باشد که در دماهای پایین استحکام برشی چسب کاهش می‌یابد.

#### 3-1- نمودار انرژی جذب شده در برابر انرژی ضربه (EPD<sup>1</sup>)

در آزمایش ضربه، پارامترهای انرژی ضربه و مقدار انرژی جذب شده، دو پارامتر تأثیرگذار در رفتار ضربه‌ای نمونه‌ها می‌باشند. انرژی ضربه، مقدار انرژی است که در طول فرآیند ضربه از ضربه‌زننده به نمونه منتقل می‌شود. انرژی جذب شده به مقدار انرژی گفته می‌شود که نمونه در طول فرآیند ضربه جذب می‌کند.

رابطه بین انرژی ضربه و انرژی جذب شده را می‌توان در نموداری به نام نمودار EPD نشان داد. با نمایش این مقادیر می‌توان مقادیر انرژی آستانه سوراخ شدن و نفوذ را بدست آورد.

مطابق با نتایج به دست آمده از آزمایش‌ها، نمودارهای EPD برای ساختارهای استفاده شده در شکل 8 الف و ب آورده شده است. به دلیل پراکندگی برخی از نتایج آزمایش، برای مقایسه رابطه انرژی ضربه و انرژی جذب شده، از یک خط مورب به نام خط تراز انرژی استفاده شده است. ساختارها، نقاط روی نمودار (10-20 ژول) در دمای اتاق نسبت به



شکل 5 دستگاه ضربه افتان

1- Energy profiling diagram

3-2- بررسی نمودار نیرو - جابه‌جایی (F-D)

نمودار نیرو- جابه‌جایی اطلاعات زیادی در مورد رفتار ضربه‌ای نمونه‌های ترمیم شده با وصله‌های کامپوزیتی FML نظیر بازگشت، نفوذ<sup>2</sup> و سوراخ شدن<sup>3</sup> آنها می‌دهد. این نمودارها را می‌توان به صورت نمودار باز و بسته دسته‌بندی کرد. در حالت بسته نتایج نشان دهنده ریپاند شدن ضربه‌زننده از سطح نمونه و همچنین برگشت تغییر شکل نمونه‌ها می‌باشند. شکل‌های 9 و 10 نمودار بار جابه‌جایی نمونه‌های ترمیم شده را برای انرژی 15J در محدوده دمایی 20- تا 60 درجه سانتی‌گراد نشان می‌دهد.

نمودارها دارای دو قسمت صعودی برای حالت بارگذاری و نزولی برای حالت باربرداری است. بخش صعودی نمودار نیرو- جابه‌جایی وابسته به سفتی خمشی نمونه‌ها و مقاومت نمونه‌ها در برابر ضربه و بخش نزولی آن وابسته به ریپاند شدن ضربه‌زننده از سطح نمودارها می‌باشد.

با توجه به این شکل‌ها می‌توان دریافت که تقریباً تمامی نمونه‌ها دارای سفتی خمشی مشابهی در کلیه دماهای آزمایش (به جز نمونه‌های ترمیم شده با وصله‌های نوع 2 در دمای 60 درجه) می‌باشند.

همان‌گونه که در شکل‌ها دیده می‌شود، شیب اولیه نمودار نوع 2 بیشتر از نمودار نوع 1 است. همچنین قسمت‌های همواری روی نمودار نیرو- جابه‌جایی وجود دارد که این همواری‌ها نشان دهنده کاهش در سفتی خمشی لایه‌های وصله است. دلیل آن می‌تواند انباشتگی توده آسیب دیده زیاد، ناشی از تورق در لایه‌های الیاف شیشه باشد. علاوه بر این وصله‌های کامپوزیتی، به دلیل ترد شدن رزین پلیمری در دمای 20- درجه سانتی‌گراد، خواص ترد بیشتری از خود نشان می‌دهند. لذا، همان‌گونه که در شکل‌ها دیده می‌شود، در حالتی که ریپاند اتفاق می‌افتد مقادیر کرنش و تغییرشکل نمونه‌ها در دمای 20- کمتر از دماهای دیگر است.

شکل‌های 11 و 12 نمودار نیرو جابه‌جایی نمونه‌ها را در حد انرژی‌های نفوذ نشان می‌دهد. در این سطح از انرژی، ضربه‌زننده برای اولین بار به نمونه‌ها می‌چسبد و ریپاند اتفاق نمی‌افتد.

در اینجا چون ریپاندی رخ نمی‌دهد، نمودارها از نوع باز می‌باشند. یعنی انرژی اضافی ضربه نیز در این حالت وجود ندارد و نمونه‌ها برمی‌گردند و وارد محدوده تغییر شکل دائم یا پلاستیک می‌شوند. علاوه بر این اندازه نیرو در

قابلیت جذب انرژی نمونه‌های تعمیر شده، تابع انرژی اضافی ضربه (تفاوت بین انرژی ضربه و انرژی جذب شده) است. انرژی اضافی ضربه، مقدار انرژی باقی مانده در ضربه‌زننده است که صرف بازگرداندن<sup>1</sup> ضربه‌زننده از سطح نمونه در پایان ضربه می‌شود. همان‌گونه که از شکل‌ها نتیجه می‌شود، انرژی اضافی ضربه وصله‌های کامپوزیتی در دمای 20- درجه نسبت به دو دمای دیگر بیشتر است. به عنوان یک نتیجه می‌توان گفت که قابلیت جذب انرژی کامپوزیت‌ها با افزایش یا کاهش دما از دمای اتاق کاهش می‌یابد.

آستانه نفوذ اولین نقطه‌ای از منحنی‌هاست که روی خط تراز انرژی قرار می‌گیرد. بنابراین انرژی ضربه و انرژی حد آستانه نفوذ با هم برابر می‌شوند. در این نقطه انرژی اضافی ضربه جهت بازگرداندن ضربه‌زننده از روی نمونه آزمایش وجود ندارد. یعنی در این نقطه بازگشت صورت نمی‌گیرد.

آستانه سوراخ شدن آخرین نقطه‌ای از منحنی‌هاست که روی خط تراز انرژی قرار می‌گیرد. همان‌گونه مشاهده می‌شود تغییر دما روی آستانه سوراخ تأثیرگذار است و باعث افزایش آن می‌شود. برای نمونه‌های ترمیم شده با وصله نوع 1، آستانه سوراخ شدن در دمای 20 و 20- و 60 درجه سانتی‌گراد به ترتیب 25/17 و 29/64 و 31/73 ژول و برای نمونه‌های ترمیم شده با وصله نوع 2 در دماهای ذکر شده به ترتیب 26/81 و 29/63 و 27/83 ژول می‌باشد.

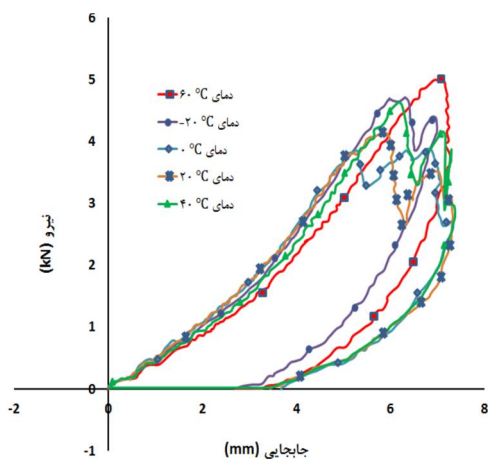
اضافه بر این، نوع وصله بر روی آستانه سوراخ شدن نیز تأثیرگذار است. به این صورت که آستانه سوراخ شدن در دمای 20- درجه بدون توجه به نوع وصله برای کلیه نمونه‌ها برابر و در دمای 60 درجه سانتی‌گراد، برای نمونه‌های ترمیم شده با وصله نوع 1 بیشتر از نوع 2 است. مقادیر آستانه نفوذ و آستانه سوراخ شدن نمونه‌ها در جداول 1 و 2 نشان داده شده است، جابجایی کل در این جدول بیشترین جابجایی ثبت شده توسط دستگاه می‌باشد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، آستانه نفوذ با کاهش یا افزایش دما نسبت به دمای اتاق تغییر می‌کند (جداول 1 و 2). مهمت اکتاس و همکاران [19] نیز در سال 2009 با انجام تحقیقی به نتیجه مشابه دست یافتند. آن‌ها دریافتند با کاهش دمای آزمایش مقدار انرژی آستانه سوراخ شدن افزایش می‌یابد.

جدول 1 نتایج به دست آمده مربوط به نمونه‌های ترمیم شده با وصله نوع 1

دما (°C)	بیشترین بار (kN)	زمان تماس t (ms)	تغییرشکل کل d (mm)	آستانه نفوذ Pn (J)	آستانه سوراخ Pr (J)
-20	4/59	15/14	14/21	27/17	29/64
0	4/13	14/08	11/74	35/25	26/75
20	4/21	13/15	11/53	22/23	25/17
40	4/83	12/28	12/1	25/64	27/43
60	5/26	13/18	12/55	27/56	31/73

جدول 2 نتایج به دست آمده مربوط به نمونه‌های ترمیم شده با وصله نوع 2

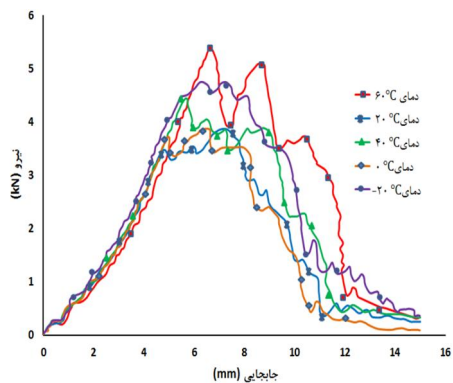
دما (°C)	بیشترین بار (kN)	زمان تماس t (ms)	تغییرشکل کل d (mm)	آستانه نفوذ Pn (J)	آستانه سوراخ Pr (J)
-20	5/37	14/46	11/05	27/72	29/63
0	5/37	13/01	10/98	26/31	27/27
20	4/10	12/57	10/09	24/79	26/81
40	4/66	12/46	11/78	23/65	25/66
60	5/24	12/71	11/93	24/81	27/83



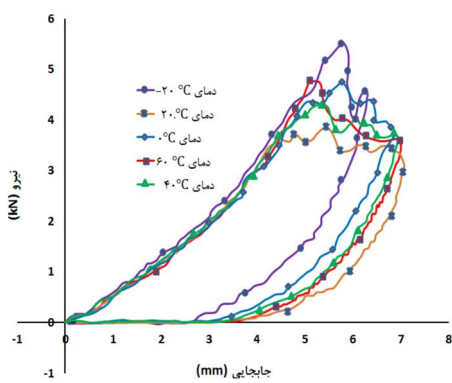
شکل 9 نمودار نیرو- جابه‌جایی ساختار نوع 1 در حالت بسته

2- Penetration  
3- Perforation

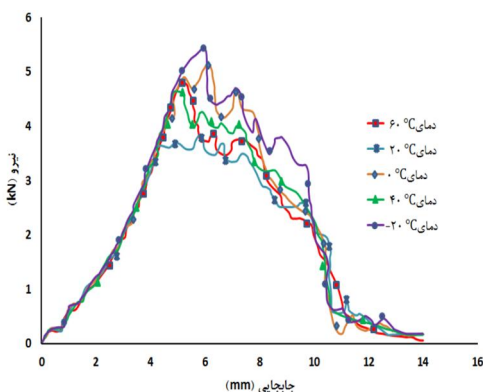
1- Rebounding



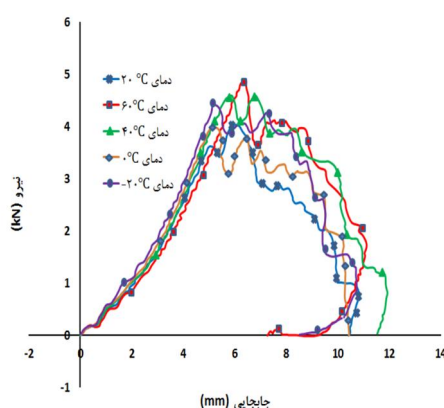
شکل 13 نمودار نیرو- جابه‌جایی در حد انرژی سوراخ شدن برای نمونه نوع 1



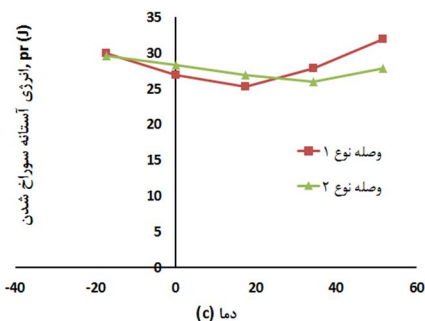
شکل 10 نمودار نیرو- جابه‌جایی ساختار نوع 2 در حالت بسته



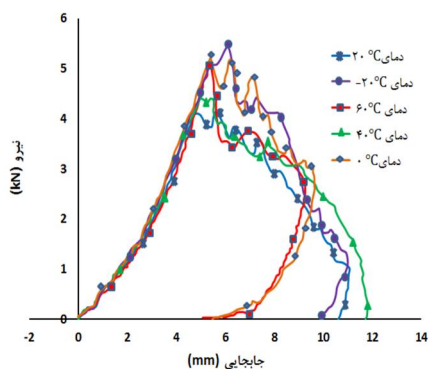
شکل 14 نمودار نیرو- جابه‌جایی در حد انرژی سوراخ شدن برای نمونه نوع 1



شکل 11 نمودار نیرو- جابه‌جایی در حد انرژی نفوذ برای نمونه نوع 1



شکل 15 مقادیر پراکندگی انرژی آستانه سوراخ شدن نمونه‌های 1 و 2



شکل 12 نمودار نیرو- جابه‌جایی در حد انرژی نفوذ برای نمونه نوع 2

نمونه‌ها و مقادیر نیرو افزایش می‌یابد (به‌جز در دمای 40 درجه برای وصله نوع 2). به طور خلاصه، با افزایش یا کاهش دما از دمای اتاق، وصله‌های کامپوزیتی رفتار تردی از خود نشان می‌دهند و در نتیجه، مقدار نیرو افزایش می‌یابد.

#### 4- نتیجه‌گیری

در این پژوهش رفتار ضربه‌ای نمونه‌های تعمیر شده به وسیله وصله‌های کامپوزیتی چندلایه دارای لایه فلزی از نوع FML با در نظر گرفتن اثر دما مورد مطالعه قرار گرفت و نتایج زیر حاصل شد:

- 1- قابلیت جذب انرژی نمونه‌ها و وصله‌ها در دمای محیط بیشتر از دماهای دیگر است، بنابراین آستانه انرژی سوراخ شدن نمونه‌ها با تغییر دما نسبت به دمای اتاق عموماً افزایش می‌یابد.
- 2- حداکثر نیروی تماسی در برخورد تقریباً برای تمامی نمونه‌ها با تغییر دما

دماهای بالاتر و پایین‌تر از دمای اتاق بیشتر است، از شکل‌ها می‌توان دریافت که مقادیر تغییر شکل نمونه‌ها برای نمونه 1 در دمای 0 و 20 درجه و برای نمونه 2 در دمای 0 و 60 تقریباً برابر است.

شکل‌های 13 و 14، نمودار نیرو- جابه‌جایی نمونه‌ها را در انرژی آستانه سوراخ شدن نشان می‌دهند. مشابه حالت قبل، در این حالت هم منحنی‌های نیرو- جابه‌جایی باز است و مقادیر جابه‌جایی و تغییر شکل نمونه‌ها در آستانه انرژی سوراخ شدن افزایش می‌یابد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، قسمت صعودی منحنی‌ها مشابه هم بوده و قسمت نزولی منحنی‌ها به دلیل فرم آسیب وارده به نمونه‌ها متفاوت می‌باشد.

شکل 15 مقادیر پراکندگی انرژی آستانه سوراخ شدن نمونه‌های 1 و 2 را نسبت به دما نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل‌ها دیده می‌شود، با افزایش یا کاهش دما نسبت به دمای اتاق آستانه انرژی سوراخ شدن

- نسبت به دمای اتاق 18 درصد افزایش می‌یابد.
- 3- نمودار نیرو- جابه‌جایی برای نمونه‌ها در آستانه سوراخ شدن از نوع باز می‌باشد (در این حالت چون پس از برخورد، ضربه‌زننده به نمونه می‌چسبد و از سطح نمونه‌ها بر نمی‌گردد، نمودار نیرو- جابه‌جایی به نقطه اولیه بر باز نمی‌گردد و لذا، نمودار به شکل منحنی باز در می‌آید). هرچند قسمت صعودی نمودار برای وصله‌های مختلف یکسان می‌باشد، ولی قسمت نزولی نمودار به دلیل مکانیزم آسیب‌های متفاوت ایجاد شده با یکدیگر فرق دارد.
- 4- تفاوت دمای محیط بر روی خواص ضربه‌ای نمونه‌ها تأثیرگذار است. بیشترین این تغییرات در دمای 20- و 60 درجه سانتی‌گراد است.
- 5- دما تأثیر بسیار زیادی روی رفتار ضربه‌ای و استحکام ضربه‌ای وصله‌ها و نمونه‌های تعمیر شده دارد به طوری که باعث کاهش 20 درصدی مقاومت به ضربه در دماهای بالاتر و پایین‌تر از محیط می‌شود. تأثیر پراکندگی دما در تمامی نتایج حاصله به دلیل دمای شیشه‌ای رزین پلیمری که به شدت نسبت به دما حساس هستند، زیاد می‌باشد.
- 5-مراجع**
- [1] S. M. R. Khalili, R. Ghajar, M. Sadeghinia, R.Mittal. and P. Mason, Effect of Patching on Charpy Impact Response of Repaired Notched Plate - Experimental Study, *The Journal of Adhesion*, 86(5), pp. 561 — 585, 2010.
- [2] V. Nagaswamy, D.S.Pipkins, S.N.Atluri, an FEAM based methodology for analyzing composite patch repairs of metallic structures. *Structure Integrity Aging Aircraft*, ASME AD-vol. 47, pp.273-300, 1995.
- [3] C.Chue, T.J. Liu, The effects of laminated composite patch with different stacking sequences on bonded repair. *Comp. Eng.* p.p. 223-230, 1995.
- [4] D. S. Conley, *Fatigue Response of Repaired Thick Aluminum Panels with Bond Line Flaws*, MS Thesis, AFIT/GAE/ENY/99M-03, School of Engineering, Air Force Institute of Technology, (AU), Wright-Patterson AFB, 1999.
- [5] C.H.Chue. and W.C. Chou and T.J.C. Liu , The effects of size and stacking of composite laminated patch on bonded repair for cracked hole. *Appl Compos Mater.* Vol. VI.pp. 303-313, 1996.
- [6] J.J. Schubbe, S.Mall. 1999. Investigation of cracked thick aluminum panel repaired with bonded composite patch. *Eng Fract Mech* 63(4),pp.305-23.
- [7] W.Y Lee, and J.J. Lee, Successive 3D FE analysis technique for characterization of fatigue crack growth behavior in composite-repaired aluminum plate. *Compos. Struct*, 66,pp. 513-520, 2004.
- [8] A.C.Okafor, N.Singh, U.E.Enemuoh, S.V.Rao, Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraftpanels. *Compos Struct* 71,pp.258-70, 2005.
- [9] B. Bachir Bouiadjra, H. Fekirini, M. Belhouari, B. Boutabout, B. Serier, Fracture energy for repaired cracks with bonded composite patch having two adhesive bands in aircraft structures, *Computational Materials Science*, Volume 40, pp. 20-26, 2007.
- [10] A.Megueni, A.Lousdad, 2008. Comparison of symmetrical double sided and stepped patches for repairing cracked metallic structures, *Composite Structures*, Volume 85, p p. 91-94, 2008.
- [11] J.J.Xiong, and R.Ashenoi, Integrated experimental schemes for bonded patch repairs to notched aluminium-alloy panels based on static and fatigue strength concepts. *Composite Structures*, 83(3),pp. 266-272, 2008.
- [12] F.Ashenai Ghasemi, L.o. Mozafari Vanani and A. Pourkamali. Anaraki, A study on the Charpy impact response of the cracked aluminum plates repaired with FML composite patches, *4TH European Conference for Aerospace Science (EUCASS)*, 2011.
- [13] F. Ashenai Ghasemi, A. Pourkamali Anaraki, A. H. Rouzbahani, Using XFEM for investigating the crack growth of cracked aluminum plates repaired with fiber metal laminate (FML) patches. *Modares Mechanical Engineering*, Volume 13(14), pp. 15-27, 2014.
- [14] Huntsman Advanced materials data sheet for Araldite LY5052-1 /Aradure 5052-12007. [www.huntsman.com/advanced\\_materials](http://www.huntsman.com/advanced_materials).
- [15] S.M.R.Khalili, R.Ghadjar, M. Sadeghinia, and R.K.Mittal, An experimental study on the Charpy impact response of cracked aluminum plates repaired with GFRP or CFRP composite patches, *Composite Structures*, 89,pp. 270- 274, 2010.
- [16] Huntsman Advanced materials data sheet for Araldite 2015, [www.huntsman.com/advanced\\_materials](http://www.huntsman.com/advanced_materials), 2007.
- [17] ASTM International, Standard test method for measuring damage resistance of fiber reinforced polymer matrix composite to drop weight impact event 8 was editorially corrected in May 2005
- [18] ASM Handbook, Properties and Selection: *Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials*, Vol 2, American Society for Metals (ASM) International, Ohio, USA, 1990.
- [19] B.M.Icten, C.Atas, M.Aktas, R.Karakuzu, Low temperature effect on impact response of quasi-isotropic glass/epoxy laminated plates. *Composite Structures*. 91(3),pp. 318-323, 2009.