



## تحلیل تجربی استحکام کششی صفحات آلومینیومی با شیار کناری تقویت شده توسط وصله های کامپوزیتی لایه فلزی (FML)

فرامرز آشنای قاسمی<sup>1\*</sup>، غلامرضا باقری<sup>2</sup>، علی پورکمالی انارکی<sup>3</sup>

1- دانشیار، 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: 25 شهریور 1393

پذیرش: 27 آذر 1393

ارائه در سایت: 27 دی 1393

کلید واژگان:

استحکام کششی

ورق شیاردار

وصله

کامپوزیتی لایه فلزی

### چکیده

یکی از عیوب رایج در بخش بدنه و بال هواپیما ایجاد ترک ناشی از قرارگیری هواپیما در معرض بارهای سازه‌ای و آئرودینامیکی است. در بسیاری از موارد می‌توان با انجام تعمیر، عمر کاری بخش معیوب را افزایش داد. امروزه یکی از متداول‌ترین انواع تعمیرات در این زمینه، استفاده از وصله‌های کامپوزیتی و چسباندن آنها بر روی عیوب است. این وصله‌ها دارای مزایای مهمی از جمله استحکام بالا، مقاومت در برابر خوردگی، رطوبت، وزن کم و خواص خوب خستگی می‌باشند. در این تحقیق از ورق شیاردار از جنس آلومینیوم آلیاژی 2024 T4 به عنوان ماده پایه استفاده شد. وصله کامپوزیتی نیز از نوع کامپوزیتی لایه فلزی (با لایه‌های الیاف کربن و لایه فلزی فسفر برنز) ساخته و توسط چسب به فلز شیاردار پایه متصل گردید. متغیرهای آزمایش به ترتیب لایه چینی، ضخامت لایه فلزی و طول وصله کامپوزیتی تعیین گردید. نمونه‌های ساخته شده تحت آزمایش کشش قرار گرفته و نتایج آزمون‌های تجربی با یکدیگر مقایسه گردید. نتایج این تحقیق نشان دهنده افزایش چشمگیر استحکام کششی قطعات ترمیم شده با این نوع وصله‌ها، در مقایسه با قطعات شیاردار بدون وصله بوده، به نحوی که در بهترین حالت، استحکام کششی قطعات ترمیم شده تا 82/4% افزایش داشته است.

## Experimental analysis of tensile strength of lateral notched aluminum plates reinforced by the Fiber metal laminate (FML) patches

Faramarz Ashenai Ghasemi\*, Gholamreza Bagheri, Ali Pourkamali Anaraki

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 16 September 2014  
Accepted 18 December 2014  
Available Online 17 January 2015

**Keywords:**  
Tensile strength  
notched plate  
patch  
Fiber metal laminate (FML)

### ABSTRACT

Since aircrafts are subjected to aerodynamic and structural loads, one common defect in the aircraft fuselage and its wings is crack criterion. In most cases, the service life of defective parts can be increased by some sort of repair. One of the most common types of repairs in this field is using composite patches and pasting them on damaged parts. These patches have significant advantages such as high strength, corrosion and moisture resistance, low weight and also excellent fatigue properties.

In this study, base notched plates were fabricated using 2024 T4 aluminum alloy. Fiber metal laminate (FML) patches were made of carbon-epoxy and Phosphor-Bronze layers. These patches were attached to the base notched plate by using adhesive Arludit 2011. Specimens were subjected to tensile test and results of the tests were compared. The tested variables were chosen as lay-up, metal layer thickness and composite patch length. The results of the current study indicate a dramatic increase in tensile strength of repaired parts by using these patches compared with the repaired notched parts without patches so that tensile strength is increased up to 82.4% in the best sort of repair.

### 1- مقدمه

امروزه متوسط عمر هواپیماهای مسافربری و نظامی رو به افزایش است. برای این هواپیماها معمولاً انتظار عمری حدود 20 سال وجود دارد، اما بنا به دلایل متفاوت مدت زمان بیشتری از این هواپیماها استفاده می‌شود. هر چه هواپیما پیرتر می‌شود مسائلی نظیر خوردگی، رشد ترک بر اثر بارهای سیکلی، ناگهانی و غیره در آن افزایش می‌یابد. مواردی از این دست مسبب حادثه خطوط هوایی آلوها<sup>1</sup> بود که در آن، هنگام پرواز قسمتی از بدنه هواپیما جدا

با رسیدن هواپیماها به پایان عمر کاری و سرویس دهی خود، در اطراف سوراخ پیچ‌ها و پرچ‌ها و مناطقی که در سازه هواپیما تحت فشارهای بالا قرار دارند، ترک‌های خستگی ایجاد شده و گسترش می‌یابند. به منظور افزایش عمر کاری و سرویس دهی این هواپیماها روش‌های تعمیری ابداع شده‌اند تا از رشد و گسترش ترک‌های ایجاد شده در سازه آنها جلوگیری کند [1].

1- Aloha Airline

Please cite this article using:

F. Ashenai Ghasemi, Gh. Bagheri, A. Pourkamali Anaraki, Experimental analysis of tensile strength of lateral notched aluminum plates reinforced by the Fiber metal laminate (FML) patches, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 3, pp. 1-8, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

هستند که در صنایع هوایی کاربرد زیادی پیدا کرده‌اند. این مواد خواص آلیاژهای آلومینیوم و مواد مرکب را به طور همزمان دارا می‌باشند. مقاومت به خستگی عالی و استحکام بالای آنها در کنار کم بودن وزنشان، سبب شده که با تولید قطعاتی با وزن کم، در هزینه تولید نیز صرفه‌جویی شود. تحقیقات نشان می‌دهد که مزایای زیادی در استفاده از آلومینیوم و کامپوزیت‌های تقویت‌شده با الیاف شیشه، بخصوص در خستگی و ضربه وجود دارد [4].

رزین به کار رفته در ساختار سازه‌های FML جهت پیوند لایه فلز با لایه الیاف باعث ایجاد لایه‌ای محافظ در برابر خوردگی فلز گردیده و در کنار آن قدرت عایق کاری و خنثی‌کنندگی را نیز افزایش می‌دهد. وصله‌های FML عمدتاً در قسمت‌های آسیب‌پذیر در برابر خستگی هواپیماهای مدرن مسافری به کار گرفته شده‌اند. هر چند که انواع مختلف این مواد مزایای دیگری مانند مقاومت به آسیب‌پذیری، مقاومت در برابر آتش و مقاومت در مقابل ضربه را نیز از خود نشان می‌دهند. با توجه به همه خواص ذکر شده در بالا می‌توان گفت که این مواد را می‌توان به عنوان جایگزین مناسبی جهت کاربرد در نواحی بدنه و کف هواپیما و یا در تقویت‌کننده‌ها و همچنین در تعمیرات مختلف به کار برد [6,5].

تعمیر قطعات ترک‌دار در سازه‌های هوایی با استفاده از مواد کامپوزیت استحکام بالا برای اولین بار در سال 1970، در آزمایشگاه تحقیقاتی نیروی هوایی استرالیا ابداع گردید [7].

در سال 1995، دنی [8] تأثیر اندازه و موقعیت ناحیه جدا شده را بر روی کاهش عمر پانل ترمیم شده بررسی کرد. او آزمایش‌های خستگی خود را بر روی پانل‌های آلومینیومی نازک با ضخامت یک میلی‌متر که به وسیله وصله‌هایی از جنس بورا<sup>3</sup> اپوکسی<sup>3</sup> ترمیم شده بودند، به انجام رسانید. او مطالعاتی نیز بر روی دو سیستم مختلف اتصالات چسبی، که در اولی پخت لایه نازک چسب<sup>4</sup> در دمای بالای کوره و در دیگری پخت در دمای محیط چسب‌های خمیری<sup>5</sup> صورت گرفته بود، انجام داد. مطالعات او نیز نشان داد که وقتی ناحیه جدایش افزایش می‌یابد از عمر پانل ترمیم شده کاسته خواهد شد. البته با این تفاوت که کاهش عمر در برابر افزایش عمر ناشی از ترمیم بسیار ناچیز است.

در سال 1995، چو و همکاران [9] تحقیقی در مورد تأثیر لایه‌چینی وصله‌های کامپوزیت در تعمیر قطعات وصله شده انجام دادند. آنها از قطعات دارای ترک مرکزی زاویه‌دار استفاده نموده، بارگذاری قطعات را به صورت کششی دو محوره در نظر گرفته و تحلیل را در محدوده الاستیک انجام دادند. تحقیقات آنها نشان داد که توزیع انرژی کرنشی در مجاورت رأس 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 رأس ترک ایفاء می‌نمایند.

در سال 1998، میلز و رایان [10] کارهای دنی را دنبال نمودند با این تفاوت که آنها مطالعات خود را بر روی سازه‌های ضخیم‌تر (1 mm تا 3/15 mm) اعمال نمودند. آنها با پیاده‌سازی همان روش‌های دنی دریافتند که رفتار این پانل‌ها نیز همانند رفتاری است که دنی در آزمایش‌ها خود بدان اشاره کرده بود. تمامی موارد فوق در دو نکته مشترک می‌باشند، اول اینکه همگی به صورت تجربی بوده است و دیگری اینکه ترمیم از نوع ترمیم متقارن است.

شد و خساراتی را به بار آورد. علت این حادثه، پیدایش ترک بر اثر خوردگی و رشد آن بر اثر بارهای سیکلی وارده در طول ساعت‌های پروازی زیاد هواپیما عنوان شد. سه راه حل برای مشکل هواپیماهای پیر وجود دارد [2]:  
الف) جایگزینی هواپیمای جدید، ب) جایگزینی قطعات، ج) ترمیم قطعات.

با توجه به قیمت بالای هواپیماها، جایگزینی هواپیمای جدید چندان مناسب نبوده و مقرون به صرفه نیست. جایگزینی قطعات نیز در بسیاری موارد امکان‌پذیر نبوده و مشکلات خود را دارد. برای مثال در مورد هواپیماهای قدیمی یافتن قطعات به دلیل عدم تولید آنها مشکل بوده، تنها ممکن است به‌طور خاص سفارش داده شوند که هزینه آن زیاد می‌شود. لذا ترمیم قطعات آسان‌ترین و ارزان‌ترین راه جهت حل مشکل است. ضمن این که ممکن است تنها قسمتی از یک قطعه معیوب باشد و نیازی به تعویض کلی آن نباشد. در این روش محل خرابی ترمیم شده و از هزینه کردن زیاد برای تعویض قطعه خودداری می‌شود. ترمیم قطعات به دو روش امکان‌پذیر است [3]:

الف) ترمیم مکانیکی با پیچ یا پرچ.  
ب) ترمیم با چسب از طریق چسباندن فلز یا کامپوزیت<sup>1</sup> در محل خرابی. روش ترمیم مکانیکی سالیان زیادی است که مورد استفاده قرار می‌گیرد و انجام این نوع ترمیم، آسان‌تر از روش ترمیم با چسب است. سادگی، ارزان بودن و در دسترس بودن ترمیم و ابزار جانبی آن، همچنین هم‌جنس بودن و همخوانی ماده ترمیم‌کننده با قطعه و نبود مشکلاتی مانند ضریب انبساط حرارتی متفاوت از جمله مزایای این روش است. اما ترمیم مکانیکی خرابی‌های دیگری را به سازه وارد می‌کند. این روش نقاط و میزان تمرکز تنش را بر اثر سوراخ کاری برای پیچ یا پرچ افزایش می‌دهد. همچنین در این روش احتمال صدمه رسیدن به سیستم‌های هواپیما مانند خطوط هیدرولیک و الکتریکی، برای قطعاتی که بر روی خود هواپیما ترمیم می‌شوند وجود دارد. درحالی‌که روش ترمیم با چسب، خرابی دیگری به سازه اضافه نمی‌کند. توزیع تنش تقریباً یکنواخت روی سازه، دمپینگ مناسب ارتعاشی، نازکی وصله روی سطح و تأثیر ناچیز روی جریان هوا برای قطعاتی که از لحاظ آئرودینامیکی مهم می‌باشند، از دیگر مزایای این روش است. اما پیچیدگی تنش پسماند حرارتی به‌خاطر ضریب انبساط حرارتی متفاوت مواد کامپوزیت و فلزات، پیچیدگی روش، نیاز به تجهیزات خاص نصب، عدم مقاومت کامپوزیت در مقابل رطوبت و خوردگی آن از عمده معایب این روش است [3].

در مجموع برای صنعت هوانوردی روش دوم بسیار مناسب‌تر است. شاهد این مدعا توسعه روزافزون و گسترش این تکنیک در ترمیم هواپیماهای فرسوده است. لذا به همین جهت در طی سالیان اخیر آزمایش‌های مختلفی در زمینه ترمیم قطعات آسیب‌دیده انجام شده تا بتواند روش‌های بهینه، ایمن و مقرون به صرفه‌ای را در این زمینه نمایان سازد.

ایده استفاده از دو ماده به شکل سازه‌های ترکیبی برای هم‌پوشانی خواص مکانیکی، در دو دهه گذشته شکل گرفته است. محققین برای دست‌یابی به موادی که در مقایسه با آلومینیوم، خواص خستگی و مکانیکی مناسبی داشته و درعین حال وزنشان نیز پایین باشد، تحقیقات زیادی انجام داده‌اند. این تحقیقات منجر به ساخت مواد کامپوزیتی لایه‌فلزی FML<sup>2</sup> گردید که ترکیبی از ورقه‌های فلزی نازک و لایه‌های کامپوزیتی تقویت‌شده با الیاف

3- Boron/Epoxy  
4- Film adhesive  
5- Paste adhesive

1- Composite  
2- Fiber metal laminate

نوع پانل FML را با نام های گلار<sup>1</sup> و آرال<sup>2</sup> معرفی کردند. گلار از هسته کامپوزیتی شیشه/اپوکسی و لایه های خارجی آلومینیومی تشکیل شده و در بدنه هواپیماهای مدرن به کار می رود. آرال از هسته کامپوزیتی آرامید/اپوکسی<sup>3</sup> و لایه های خارجی آلومینیومی تشکیل شده که در بال هواپیماهای مدرن به کار رفته است. آنها مزیت استفاده از کامپوزیت FML همچون مقاومت در مقابل اشتعال، مقاومت در برابر خوردگی و فرسایش، بهبود رفتار خستگی و کاهش سرعت رشد ترک و مقاومت بالای این پانل ها در مقابل فرورفتگی ناشی از ضربه های وارد بر بدنه هواپیما را تحقیق کردند.

در سال 2010، خلیلی و قاجار [4] مطالعه تجربی روی پاسخ ضربه چرپی نمونه آلومینیومی ترک دار تعمیر شده با وصله های کامپوزیتی ساده و لایه فلزی FML انجام دادند. آنها در ساخت وصله FML از فلز فسفربرنز به عنوان لایه فلزی و الیاف کربن و شیشه نیز جداگانه با رزین اپوکسی به عنوان لایه کامپوزیتی استفاده کردند. آنها نشان دادند که، وصله های FML بسیار مؤثرتر از وصله های CFRP و GFRP در تقویت نمونه های شیاردار بوده، این تأثیر در موارد با طول شیار بیشتر، آشکارتر است. با افزایش طول شیار، چه در نمونه های تعمیر نشده و چه در نمونه های ترمیم شده با وصله های کامپوزیتی، مقدار انرژی جذب شده کاهش یافته است. با این حال درصد بهبود انرژی در مقایسه با قطعه شیاردار تعمیر نشده افزایش می یابد.

در سال 2005، اکافور و همکارانش [18] طی پژوهشی عددی - تجربی، به طراحی و تحلیل تعمیرات وصله کامپوزیتی بر روی پانل های آلومینیومی هواپیما تحت بارکشی، پرداختند. آنها مشاهده کردند که، تنش برشی در چسب برای وصله های 6 لایه کمتر از وصله های 5 لایه است که این خود نشان دهنده واماندگی سریع تر در وصله های 5 لایه است. نیز مشخص شد که، ظرفیت تحمل بار قطعات وصله کاری شده نسبت به قطعات ترک دار بدون وصله حدود 42% افزایش می یابد.

در سال 2012، پایگانه و همکاران [19]، با روش عددی به بررسی تعمیر ورق ترک دار با وصله FML جهت تعیین انتگرال I و میزان بازشدگی دهانه ترک (COD) پرداختند. آنها با استفاده از نرم افزار آباکوس<sup>5</sup>، با توجه به نتایج تجربی، متغیرهای انتگرال I و COD را تعیین کردند. آنها در مدل سازی از دو حالت الاستیک خطی و الاستو-پلاستیک استفاده کردند. نتایج تحلیل عددی آنها در حالت الاستیک، انطباق مناسبی با نتایج تجربی حالت تنش صفحه ای داشت. در حالی که نتایج تجربی شان در حالت کرنش صفحه ای مقاربت بیشتری با حالت الاستو-پلاستیک داشت.

در سال 2013، پورکمالی و همکاران [20] رفتار کششی ورق آلومینیومی ترک دار تعمیر شده با وصله های FML را به صورت تجربی بررسی کردند. آنها در ساخت وصله FML از ورق AL 1035 به عنوان لایه فلزی، الیاف شیشه و رزین اپوکسی LY 5052 و همچنین برای اتصال وصله فلزی به ورق پایه از چسب آرالدیت<sup>6</sup> 2015 استفاده کردند. متغیرهای این تحقیق طول شیار، زاویه ترک و لایه چینی بودند. ایشان در تحقیق خود نشان دادند که رفتار کششی قطعه آلومینیومی بدون ترک نرم است، در حالی که رفتار کششی قطعات ترک دار تقریباً ترد است. نیز آن که، تغییر در زاویه ترک بیشترین تأثیر را بر تغییر در بار کششی نهایی خواهد داشت. آنها همچنین متوجه شدند که با افزایش زاویه ترک، بار نهایی قطعات به میزان چشمگیری

در سال 1378، داغیانی و اسحاقی [11] پژوهشی با عنوان تحلیل ترک در ورق های ترمیم شده به روش المان محدود انجام دادند. تلاش آنها بیشتر آن بود که یک کد المان محدود سه بعدی به منظور مدل سازی ترک ترمیم شده تحت بارگذاری خستگی، را ارائه نمایند. آنها نیز به بررسی متغیرهای مختلفی از جمله ضخامت و نوع مواد مرکب وصله و تأثیر ضخامت لایه چسب پرداختند.

در سال 2000، بستتی و همکاران [12] با استفاده از روش اجزاء محدود و به کمک روش سه لایه ای، تعمیر و تقویت صفحه فلزی را که در آن سوراخ کوچک دایروی به عنوان حفره و آسیب اولیه ایجاد گردیده بود با استفاده از لایه چسب و لایه الیاف کامپوزیتی از جنس کربن - اپوکسی مدل کرده و تأثیر عواملی همچون مدول لایه کامپوزیتی، ضخامت لایه چسب و اندازه کشش اولیه در لایه کامپوزیتی را بر میزان کاهش ضریب شدت تنش و به تبع آن، افزایش عمر صفحه را در بارگذاری خستگی بررسی نمودند.

در سال 2005، جیوم کی پارک و همکاران [13] به بررسی عددی و تجربی پیرامون استحکام نهایی المان های ورق ترک دار فولادی که تحت بارگذاری کششی و فشاری تک محوره است پرداخته اند. در تحقیق فوق، کاهش استحکام نهایی المان های ورق به دلیل ترک، با در نظر گرفتن طول ترک های متفاوت و مکان های گوناگون ترک به صورت عددی و تجربی بررسی شده، مدل هایی تئوری برای پیش بینی استحکام نهایی المان های ورق ترک دار پیشنهاد شده است.

در سال 2007، آیت اللهی و هاشمی [14] در تحقیقی به تجزیه و تحلیل المان محدود (FEM) سه بعدی اثر ترمیم یک طرفه ورق ترک دار توسط وصله های کامپوزیتی بر روی پارامترهای نوک ترک شامل ضرایب تمرکز تنش در حالات اول و ترکیبی بارگذاری (K<sub>I</sub>, K<sub>II</sub>) و تنش T پرداختند. آنها برای حالت اول بارگذاری سه نمونه مختلف، شامل نمونه با ترک مرکزی، نمونه با ترک دولبه و نمونه با ترک یک لبه و برای حالت ترکیبی بارگذاری نیز نمونه دارای ترک مرکزی زاویه دار را بررسی کردند. آنها برای وصله های کامپوزیت خود دو نمونه مختلف شامل بور/اپوکسی و گرافیت/اپوکسی را در نظر گرفته، متوجه شدند که، برای هر سه نمونه مورد بررسی، در حالت اول بارگذاری، ترمیم با وصله کامپوزیتی تا میزان زیادی ضریب شدت تمرکز K<sub>I</sub> را کاهش داده و با افزایش طول ترک ضریب تمرکز تنش افزایش یافته است.

در سال 2008، حسینی تودشکی و محمدی [15] در تحقیقی با انجام ترمیم یک طرفه صفحات نازک آلومینیومی حاوی ترک زاویه دار مرکزی با زاویه 45° با وصله های کامپوزیتی از جنس شیشه/اپوکسی به بررسی و مطالعه اثر حالات مختلف لایه چینی وصله بر مسیر رشد ترک خستگی صفحات ترمیم شده به دو روش تجربی و عددی پرداختند. آنها نشان دادند که، مسیر رشد ترک در سطح وصله شده در مقایسه با سطح بدون وصله صفحات ترمیم شده متفاوت بوده که این منجر به ایجاد یک سطح سه بعدی شکست خستگی در تمام صفحات ترمیم شده گردیده است. نیز آن که بین مسیر رشد ترک ایجاد شده در سطوح وصله دار صفحات ترمیم شده با حالات مختلف لایه چینی و مسیر رشد ترک صفحات بدون ترمیم تفاوت چشمگیری وجود دارد. آنها دریافتند که، در مراحل اول رشد ترک (تا حدود 3 میلی متر) نتایج تجربی و عددی مطابقت خوبی با یکدیگر داشته، با استفاده از لایه چینی های مختلف وصله، مسیر رشد ترک در سطح وصله دار در حدود 5-20 درصد نسبت به سطح بدون وصله در صفحات تعمیر شده تغییر می کند.

در سال 2000، وگلسان و همکاران [16,17] در تحقیق جامعی به کاربرد کامپوزیت های FML در سازه های مدرن هوا-فضا پرداختند. آنها دو

1- GLARE  
2- ARAL  
3- Aramid/Epoxy  
4- Crack Opening Displacement  
5- Abaqus  
6- Araldite

## 2-2- انتخاب مواد وصله

وصله FML متشکل از لایه الیاف، لایه فلزی و رزین متصل‌کننده آنها به یکدیگر است. مهم‌ترین جزء به‌کاررفته در وصله، لایه‌های الیافی می‌باشند. با توجه به کاربرد روزافزون الیاف کربن در سازه‌های هوا- فضا و همچنین استحکام بالای این نوع الیاف، در این تحقیق از پارچه الیاف کربن از نوع  $200 \text{ g/sq.m}$  T300-3k استفاده شد. لایه فلزی به‌کاررفته در ساختار وصله از جنس فسفربرنز است که دارای ضخامت‌های 0/1، 0/2 و 0/3 میلی‌متر (جدول 1) است. رزین اپوکسی با نام تجاری LY5052 به همراه هاردنر (سفت‌کننده) آرادور<sup>1</sup> 5052 انتخاب گردید. جهت انتخاب چسب برای اتصال وصله FML به فلز آلومینیوم با توجه به اطلاعات شرکت سازنده، چسب با نام تجاری آرادیت 2011 انتخاب شد [22].

## 2-3- انتخاب مواد ورق پایه

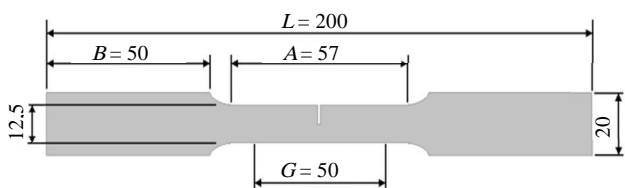
نمونه‌های ورق فلز پایه از نوع آلومینیوم آلیاژی 2024T4 به ابعاد موجود در شکل 1 و با ضخامت 2/5 mm انتخاب گردیدند. نمونه‌ها بر طبق استاندارد آزمون کشش ASTM E8M-09، همراه با شیار کناری یک‌طرفه در نظر گرفته شدند. قطعات توسط دستگاه وایرکات به شکل نمونه‌های استاندارد کشش بریده شدند. طول شیار ایجاد شده نصف عرض قطعه و برابر با 6/25 mm و عرض شیار برابر با عرض برش سیم دستگاه وایرکات یعنی در حدود 0/3 mm است.

برای ساخت وصله‌ها از روش لایه‌چینی دستی<sup>2</sup> استفاده شد. فرآیند ساخت وصله‌ها در چند گام مجزا شامل آماده‌سازی سطح لایه‌های فلزی، ساخت کامپوزیت لایه‌فلزی به روش لایه‌چینی دستی، فرآوری و پخت کامپوزیت‌ها و در انتها جداسازی وصله‌های ساخته شده به‌صورت یکپارچه بود.

برای قرارگیری لایه‌های فلزی فسفربرنز در ساختار وصله FML ابتدا فرآیند آماده‌سازی سطح بر روی آنها انجام گرفت. آماده‌سازی سطوح لایه‌های فلزی فسفربرنز جهت اتصال محکم و قوی با لایه‌های الیاف در وصله، به روش زیر انجام شده است [23]:

- 1- سنباده زدن سطوح مورد اتصال توسط کاغذ سنباده 80 الی 180 در دو جهت افقی و عمودی.
- 2- شستشوی سطح توسط استون.
- 3- شستشوی مجدد توسط آب گرم به طوری که قطعات کاملاً عاری از آلكالاین شوند.
- 4- اچ کردن قطعات.

پس از انجام آماده‌سازی سطوح لایه‌های فلزی، لایه‌چینی و ساخت وصله‌ها انجام شد که چند نمونه از وصله‌های ساخته شده در شکل 2 نمایش داده شده است. فرآیند فرآوری و پخت وصله‌های کامپوزیتی به مدت پنج روز در دمای محیط ( $25^\circ \text{C}$ ) انجام گرفت.



شکل 1 ابعاد نمونه آزمون کشش ورق آلومینیوم دارای شیار کناری یک طرف (mm)

- 1- Aradur
- 2- Hand lay-up

افزایش یافته، استحکام کششی قطعات وصله شده، در حالتی که لایه آلومینیومی وصله دور از سطح تعمیر باشد، بیشترین میزان و در موقعی که در میان دو لایه کامپوزیتی باشد، کمترین میزان را دارد.

در سال 1392، آشنای قاسمی و همکاران [21] به بررسی اثر رشد ترک خستگی در ورق آلومینیومی ترک‌دار ترمیم شده توسط وصله‌های FML پرداختند. در تحقیق آنها ترمیم به‌صورت یک‌طرفه انجام گرفته و برای بررسی تأثیر لایه‌چینی وصله‌های کامپوزیتی بر روی جابجایی نقاط دهانه ترک و ضریب شدت تنش در ورق‌های ترمیم شده، از روش اجزای محدود توسعه یافته استفاده شد. آنها نشان دادند که، اثر ترمیم بر روی  $K_1$  بسیار چشمگیر بوده به نحوی که این عامل در سمت مورد تعمیر تا میزان 70 درصد کاهش داشته است. به ویژه آن‌که، در حالتی از ترمیم که لایه‌های الیافی وصله‌های FML به سطح تعمیر چسبیده بودند، قطعات وصله شده به بیشترین عمر خود دست می‌یافتند. آنها نیز دریافتند که، با نزدیک شدن لایه الیافی وصله به سطح نمونه، اثر ترمیم وصله افزایش یافته و ضریب تمرکز تنش در جهت نرمال با دور شدن از سطح تماس با وصله افزایش می‌یابد.

در این پژوهش، با توجه به توسعه روزافزون کاربرد کامپوزیت‌ها در ساخت و تعمیر و نگهداری صنایع هوایی و بخصوص کامپوزیت‌های FML و الیاف کربن و همچنین عدم شناخت کافی از خواص و توان کامپوزیت‌های CFRP به‌صورت FML، میزان تأثیر ترمیم بر روی استحکام کششی یک سازه آلومینیومی با شیار کناری مورد بررسی تجربی قرار گرفته است. آزمون کشش به عنوان مبنای بررسی قرار گرفته شد و به‌طور خاص اثر ترمیم وصله‌های مختلف در استحکام کششی قطعات به عنوان هدف نهایی پژوهش قرار گرفت. در نهایت تأثیر نوع لایه‌چینی، اندازه ضخامت لایه فلزی و طول وصله کامپوزیتی در میزان استحکام دهی به قطعات پایه مطالعه گردید.

## 2- فرآیند تجربی

## 2-1- تعیین متغیرها

متغیرهای این تحقیق، به‌ترتیب نوع لایه‌چینی، ضخامت لایه فلزی و طول وصله کامپوزیتی و در سه سطح تعیین گردیدند.

اگر جهت لایه‌چینی از پایین به سمت بالا در نظر گرفته شود، متغیر لایه‌چینی در جدول 1 (از چپ به راست)، نوع لایه‌چینی را نشان می‌دهد. در حالت اول کد لایه‌چینی M-F-F خواهد بود و در حالت دوم، به‌صورت F-M-F و در نهایت، در حالت سوم لایه‌چینی وصله‌ها دارای ترتیب F-F-M است. در اینجا F نشان‌دهنده لایه کامپوزیتی الیافی و M نشان‌دهنده لایه‌فلزی موجود در ساختار وصله است. قابل‌ذکر است که پایین‌ترین لایه وصله به بخش شیاردار ورق آلومینیومی مورد مطالعه چسبانده می‌شود.

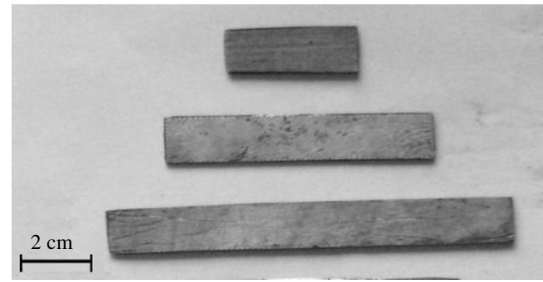
جدول 1 متغیرهای آزمایش

توضیحات	سطح آزمایش	متغیر آزمایش
M-F-F	1	لایه‌چینی وصله $X_1$
F-M-F	2	
F-F-M	3	
0/1 mm	1	ضخامت لایه فلزی $X_2$
0/2 mm	2	
0/3 mm	3	
20 mm	1	طول وصله $X_3$
40 mm	2	
60 mm	3	

قطعه آلومینیومی پایه بدون شیار (نمونه سالم) و قطعه آلومینیومی شیاردار بدون وصله (ترمیم نشده) نیز مورد آزمون کشش قرار گرفتند. نتایج حاصل از آزمون کشش تمامی نمونه ها در جدول 2 ارائه شده است. نام گذاری نمونه ها در جدول 2، با توجه به کدهای جدول و بر اساس روش طراحی آزمایش رویه پاسخ صورت پذیرفته است. برای مثال، برای نمونه با کد 326، به ترتیب از چپ به راست، عدد 3 نمایانگر سطح سوم متغیر لایه چینی (F-F-M)، عدد 2 نمایانگر سطح دوم متغیر ضخامت لایه فلزی (0/2 mm) و عدد 6 نمایانگر سطح سوم متغیر طول وصله (60 mm) می باشد.

با مشاهده نمودارهای تنش - کرنش نمونه سالم و نمونه شیاردار بدون وصله (شکل 5 و جدول 2)، مشاهده می شود که رفتار کششی نمونه سالم رفتاری نرم است. به نحوی که این نمونه، تغییر طولی برابر با 20 درصد طول اولیه خود را داشته است، در حالی که رفتار کششی نمونه بدون وصله تقریباً رفتاری ترد می باشد. این رفتار به دلیل ایجاد ترک های ناشی از وجود شیار و رشد ناپایدار و ناگهانی آن ترک ها بر اثر افزایش نیرو است.

در شکل های 6 و 7 نمودارهای تنش - کرنش تمامی نمونه ها ارائه شده است. با توجه به این نمودارها می توان دریافت که مدول الاستیسیته ی همه قطعات یکسان و همان طور که قبلاً گفته شد برابر 70 GPa می باشد. این



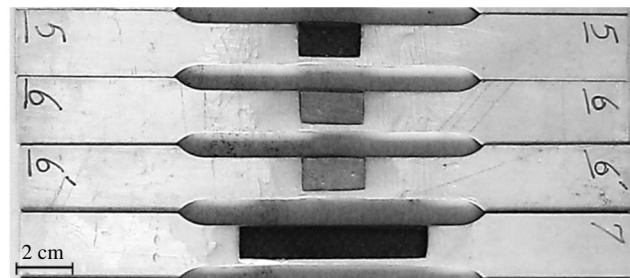
شکل 2 چند نمونه از وصله های ساخته شده و آماده اتصال به قطعه شیاردار

پس از ساخت وصله ها، آنها توسط چسب به نمونه های آلومینیومی شیاردار پایه متصل گردیدند (شکل 3). قبل از اتصال وصله باید سطح ورق ترک دار نیز آماده سازی شود [23]، تا پیوند وصله و قطعه به خوبی شکل بگیرد. در غیر این صورت جدا شدن وصله در هنگام انجام آزمون امری بسیار محتمل است.

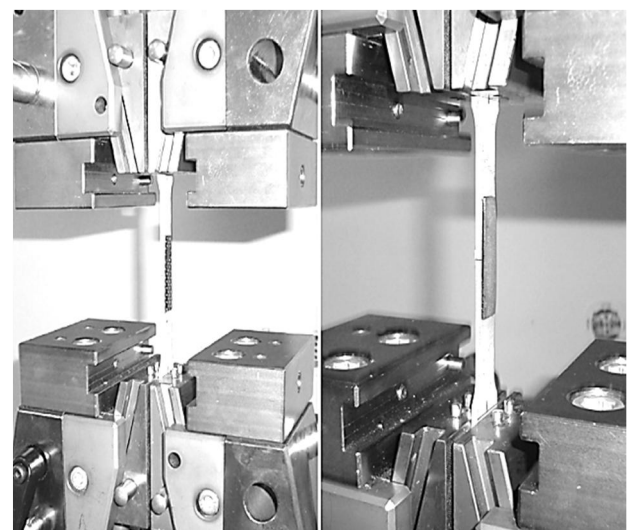
برای انجام آزمون کشش از دستگاه زونیک / روئل<sup>1</sup> مدل Z100 ساخت آلمان استفاده شد (شکل 4). این دستگاه دارای ظرفیت 100 kN است. نوع بارگذاری به صورت جابجایی کنترل و سرعت حرکت فک متحرک حین انجام آزمایش 5 mm/min و میزان پیش بار 1 kN تنظیم شد.

### 3- نتایج و بحث

در تحقیق حاضر علاوه بر نمونه های ترمیم شده، نمونه های دیگری شامل



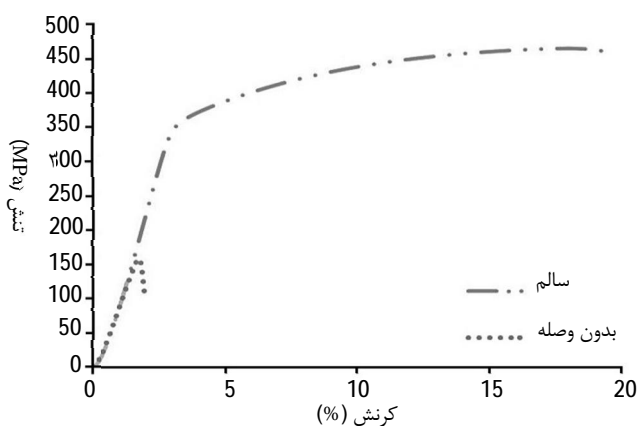
شکل 3 تعدادی از نمونه های آلومینیومی که وصله به آنها چسبانده شده، آماده برای آزمایش



شکل 4 چند نمونه از قطعات آلومینیومی تعمیر شده در هنگام آزمون

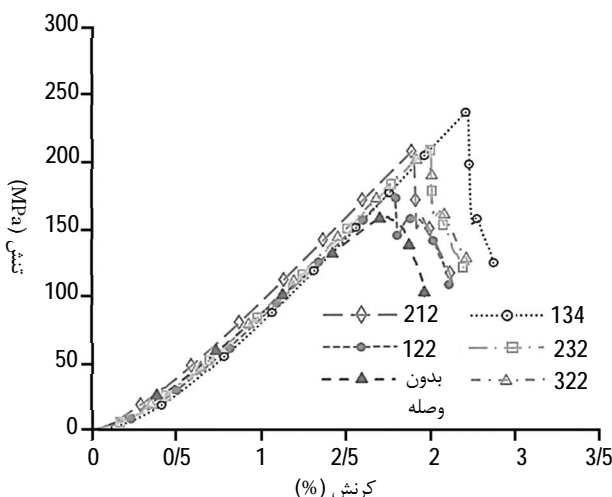
جدول 2 نتایج آزمون کشش نمونه های ترمیم شده، بدون وصله و سالم.

ردیف	نام نمونه	استحکام کششی N/mm <sup>2</sup>	ازدیاد طول %
1	سالم	464	20
2	بدون وصله	159	2
3	326	290	2/6
4	216	280	2/9
5	334	275	2/6
6	126	270	2/4
7	236	266	2/4
8	114	254	2/6
9	224	252	2/2
10	314	241	2/3
11	134	238	2/4
12	232	212	2/2
13	322	211	2/3
14	212	195	2/2
15	122	184	2/1



شکل 5 نمودار تنش - کرنش نمونه سالم و نمونه بدون وصله (ترمیم نشده).

1- Zwick/Roell



شکل 7 نمودار تنش - کرنش نمونه بدون وصله و نمونه‌های ترمیم شده دارای شکست نرم

کمترین میزان استحکام و بالعکس، هنگامی که در لایه سوم، یعنی در دورترین فاصله نسبت به سطح اتصال قرار داشته است (نمونه 326)، بیشترین میزان استحکام به دست آمده است. این امر ناشی از چند عامل می‌باشد:

الف) به دلیل کناری بودن شیار قطعه آلومینیومی و همچنین یک طرفه و نامتقارن بودن ترمیم، ممان‌های خمشی بر قطعه وارد می‌گردند. در حالی که لایه فلزی وصله به سطح ترمیم چسبیده شده باشد؛ به دلیل تغییر شکل اندک فسفربرنز در مقایسه با آلومینیوم، در اثر جدایش اتصال از ناحیه چسب، بارنهایی کاهش می‌یابد.

ب) عامل دیگر در این رابطه، تفاوت استحکام سطوح اتصال یا همان میزان چسبندگی اتصال لایه چسب با سطوح وصله کامپوزیتی و قطعه آلومینیومی و همچنین میزان چسبندگی اتصال لایه رزین در ساختار وصله کامپوزیتی (بین لایه‌های الیاف کربن و لایه فلزی فسفربرنز) می‌باشد به نحوی که چسبندگی کمتر چسب در اتصال با لایه فلزی فسفربرنز در مقایسه با اتصال با لایه الیاف کربن باعث شده که در هنگام قرارگرفتن لایه فلزی فسفربرنز در محل اتصال و در لایه اول لایه‌چینی، با افزایش بار در سطوح اتصال چسب و لایه فلزی جدایش رخ داده و استحکام کاهش یابد.

با توجه نمودارهای تنش - کرنش (شکل‌های 6 و 7)، می‌توان گفت که ضخامت لایه فلز، تأثیر قابل توجهی بر افزایش استحکام کششی نداشته و در تمامی سطوح آزمایش عملکردی تقریباً یکسان داشته است. این امر بیانگر عدم اتصال مناسب و مقاوم لایه فلزی فسفربرنز با لایه الیاف کربن در لایه‌چینی ساختار وصله کامپوزیتی و همچنین با چسب می‌باشد.

شکل 8 نشان می‌دهد که، استحکام کششی در بهترین حالت ترمیم در نمونه شماره 326 تا حدود 83% افزایش را به همراه داشته است. همان‌طور که در شکل 8 مشاهده می‌گردد، تغییر طول نیز در این نمونه تقریباً 33% افزایش داشته است.

دستیابی به میزان افزایش استحکام فوق در حالی است که، اکافور و همکاران [19] که در تحقیقشان از وصله‌های کامپوزیتی پنج‌لایه و شش لایه بور اپوکسی استفاده کرده بودند به حدود 42% افزایش استحکام دست یافتند. همچنین پورکمالی و همکاران [21]، که در پژوهششان از وصله‌های FML با الیاف شیشه و لایه فلزی از جنس فلز پایه آلومینیوم استفاده کرده

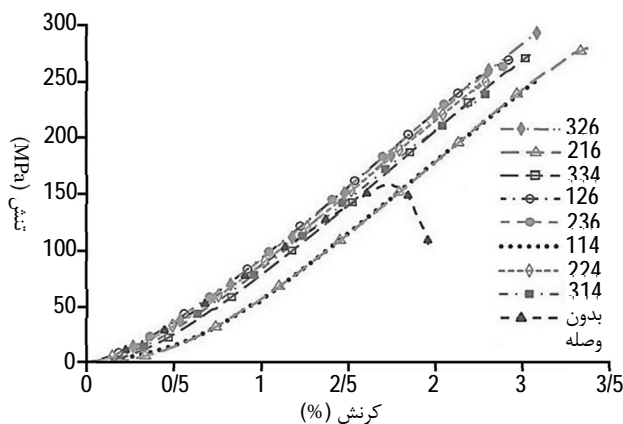
موضوع نشان‌دهنده آن است که مدول الاستیسیته خاصیتی است که به جنس مواد بستگی دارد، نه به شکل یا نوع بارگذاری. نیز مستقل از نوع ترمیم می‌توان گفت که نمونه‌های ترمیم شده به‌طور کلی دو رفتار متفاوت داشته‌اند که شامل رفتار کاملاً ترد و رفتار نرم است.

در شکل 6 با مقایسه آن دسته از نمونه‌های ترمیم شده‌ای که رفتاری ترد داشته‌اند با نمونه شیاردار بدون وصله، مشاهده می‌شود که فارغ از نوع وصله، هرچه میزان استحکام در نمونه‌ها افزایش یافته، نمونه رفتاری تردتر داشته است. این امر به دلیل عملکرد مناسب وصله در تحمل بار است. زیرا هنگامی که نیروی کششی بیش از میزان تحمل بار در نمونه بدون وصله باشد، جدایش اتصال وصله و افزایش ناگهانی بار اعمالی بر روی نمونه، باعث رشد ناپایدار و ناگهانی ترک‌های منشعب از شیار و شکست ترد آنها می‌شود.

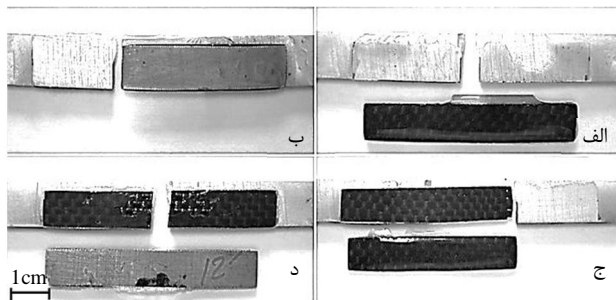
در شکل 7 مشاهده می‌شود، نمونه‌هایی که تنش کمتری را تحمل کرده‌اند در تنشی بالاتر از میزان تنش نمونه بدون وصله، به یکباره افت نیروی محسوسی داشته‌اند و در ادامه نیرو تا سطح نمونه بدون وصله کاهش یافته و نمونه‌ها رفتاری نرم مشابه با رفتار نمونه بدون وصله را از خود نشان داده‌اند. افت بار ناگهانی که در نمونه‌های وصله شده، بر اثر جدایش اتصال مابین قطعه و وصله بوده، که البته جدایش اتصال وصله خود عامل اصلی عدم افزایش استحکام نمونه نیز می‌باشد.

با مشاهده نمودارهای تنش - کرنش در شکل‌های 6 و 7 مشخص می‌گردد که متغیر طول وصله بیشترین تأثیر را در افزایش استحکام کششی نمونه‌ها داشته است. این موضوع امری معقول بوده زیرا هرچه طول وصله بیشتر باشد، سطح مقطع مورد اتصال نیز افزایش می‌یابد. این امر، موجب افزایش انتقال بار بیشتر از قطعه به وصله و در نتیجه، افزایش استحکام کششی می‌گردد. همچنین، با مشاهده نمودارهای قطعات ترمیم شده مشخص می‌گردد، قطعاتی که استحکام بالاتری داشته و توانسته‌اند نیروی بیشتری تحمل کنند، با افزایش بار، رفتاری ترد از خود نشان داده و در انتها با جدایی اتصال و یا گسیختگی وصله کامپوزیتی، دچار شکست ناگهانی و کاملاً ترد شده‌اند.

دومین عامل مؤثر بر استحکام کششی، نحوه لایه‌چینی وصله‌هاست. با بررسی نمودارهای تنش - کرنش، مشخص می‌گردد که هرچه لایه فلزی وصله در فاصله دورتری از محل اتصال با قطعه آلومینیومی قرار گیرد، استحکام به میزان بیشتری افزایش می‌یابد. به نحوی که در حالت اول لایه‌چینی، که لایه فلزی در لایه اول و متصل به قطعه آلومینیومی بوده است (نمونه 122)،



شکل 6 نمودار تنش - کرنش نمونه بدون وصله و نمونه‌های ترمیم شده دارای شکست ترد



شکل 9 حالت های مختلف جدایش وصله ها، الف) جدایش کامل اتصال، ب) جدایش کامل اتصال به صورت یک طرفه، ج) جدایش لایه ییاف از ساختار وصله و اتصال یک طرفه لایه جدا شده به قطعه پایه، د) جدایش لایه ییاف از ساختار وصله و اتصال لایه جدا شده به دو طرف قطعه پایه.

شکاف کناری تقویت شده توسط وصله های کامپوزیتی لایه فلزی (FML) صورت گرفت و نتایج زیر به دست آمد:

- 1- با توجه به مقایسه نتایج این تحقیق با تحقیقی مشابه [21]، مشخص می گردد وصله های کامپوزیتی FML با ییاف کربن و لایه فلزی فسفربرنز در مقایسه با نمونه های مشابه وصله FML با ییاف شیشه و لایه فلزی آلومینیومی، عملکرد به مراتب بهتری را در افزایش استحکام قطعات ترمیم شده داشته اند.
- 2- در بین متغیرهای تحقیق، متغیر طول وصله بیشترین و متغیرهای لایه چینی و ضخامت لایه فلزی وصله، در مراتب بعدی تأثیر بر روی افزایش استحکام نمونه ها قرار داشته اند.
- 3- وصله کامپوزیتی با لایه چینی F-F-M، مطلوب ترین حالت ترمیم بوده و بیشترین تأثیر را در ارتقای استحکام نمونه ها را داشته است بدین نحو که هرچه لایه فلزی وصله در فاصله دورتری از سطح ترمیم قرار داشته، استحکام کششی نیز بیشتر افزایش پیدا کرده است.
- 4- در بهترین حالت ترمیم و در نمونه آزمایش با کد 326، استحکام و کرنش به ترتیب تا حدود 83% و 33% افزایش داشته اند.

#### 5- مراجع

- [1] N. Duong, C. H. Wang, *Composite Repaire Theory and Design*. Amsterdam, The Netherlands, 2007.
- [2] B. Jason, B. S. Avram, *Fatigue Response of Thin Stiffened Aluminum Cracked Panels Repaired with Bonded Composite Patches*. degree of M.Sc. Air Force Institute of Technology, 2001.
- [3] E. W. Therall, *Failure in Adhesively Bonded Structures, Bonded Joints and Preparatoin for Bonding*. AGARD-CP-102, 1972.
- [4] S. M. R. Khalili, R. Ghajar, M. Sadeghinia, R. K. Mittal, P. Mason, Effect of Patching on Charpy Impact Response of Repaired Notched Plate- Experimental Study. *The Journal of Adhesion*. 86: 5, 561-585, 2010.
- [5] K. K. Chawla, *Composite Materials* (Science and Engineering). Springer Publication, 1998.
- [6] J. Klement, Properties of Laminate Consisting of Carbon Prepregs and Aluminium Sheets. *proceeding of the Fifth International Seminar on Rrdpae*. Vol. VII, No 1, pp. 16-21, 2003.
- [7] AA. Baker, Fatigue Crack Propagation Studies On Aluminum Panels Patched With Boron/ Epoxy Composites. *International Conference On Aircraft Damage Assessment And Repair*. Melbourne. pp. 209-15, 1991.
- [8] J. J. Denney, *Fatigue Response of Cracked Aluminum Panel with Partially Bonded Composite Patch*, Master's. Department of Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson AFB, USA, 1995.
- [9] C. Chue, T. J. Liu, The effects of laminated composite patch with different stacking sequences on bonded repair. *Comp. Eng*. pp. 223-230, 1995.
- [10] J. Ryan, T. B. Mills, The Effects of Disbonds on Patching Efficiency Over Thicker Structure. *Proceedings of the 1998 USAF Structural Integrity Program Conference*. San Antonio, Texas, 1998.

بودند، در بهترین حالت حداکثر توانستند میزان استحکام سازه های تعمیر شده را به میزان 57% ارتقاء دهند.

در شکل 9 حالات مختلف جدایش وصله ها نمایش داده شده است. مشاهده شد که در شکست نمونه ها چهار حالت متفاوت رخ داده است:

الف) جدایش کامل اتصال وصله با قطعه شیاردار از ناحیه چسب، این حالت کمترین موارد را در شکست نمونه ها شامل می شد (شکل 9- الف).

ب) جدایش یک طرفه اتصال وصله با قطعه شیاردار پایه از ناحیه چسب، به نحوی که وصله بعد از شکست قطعه کماکان به یک نیمه از قطعه متصل مانده و از نیمه دیگر آن جدا شده است (شکل 9- ب).

ج) جدایش در بین لایه های وصله کامپوزیتی FML، به نحوی که عموماً لایه اول ییاف از لایه دوم فلزی به طور کامل جدا شده و به قطعه شیاردار پایه متصل مانده است. این حالت نیز خود به دو صورت رخ داده است:

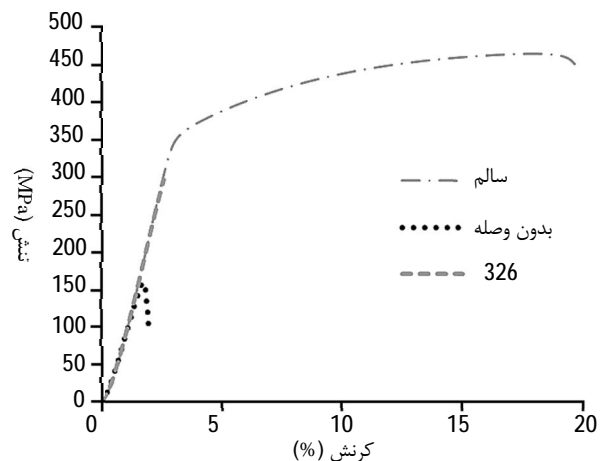
❖ لایه ییاف جدا شده از ساختار وصله به یک طرف نمونه شیاردار متصل بوده است (شکل 9- ج).

❖ لایه مذکور (لایه جدا شده از ساختار وصله) به دو طرف نمونه شیاردار متصل مانده و لایه مزبور همراه با شکست نمونه، گسیخته شده است. لازم به ذکر است که، این حالت بیشترین صورت در شکست نمونه ها را شامل می شد (شکل 9- د).

پس از بررسی نمونه های آزمایش شده مشاهده گردید که جدایش لایه ییاف از ساختار وصله و متصل باقی ماندن لایه یا لایه های جدا شده به قطعه پایه (شکل 9- د)، بیشترین حالت در جدایش وصله ها بوده است. این امر نشان دهنده تأثیر متغیر لایه چینی بر عملکرد وصله می باشد. به نحوی که وقتی لایه فلزی در لایه اول و در محل ترمیم قرار گرفته با توجه به استحکام بالا و میزان تغییر شکل پایین لایه فلزی نسبت به قطعه آلومینیومی پایه و نیز استحکام اتصال در نتیجه استحکام نمونه ترمیم شده از استحکام اتصال چسب و لایه فلزی فراتر نرفته و با رسیدن بار به میزان استحکام اتصال، جدایش اتصال ناگهانی رخ داده است. اما هنگامی که لایه های ییاف در لایه اول و در محل ترمیم قرار گرفته اند، با توجه به استحکام بالای اتصال بین چسب و ییاف، نسبت به استحکام اتصال بین چسب و لایه فلزی، انتقال بار توسط لایه چسب از قطعه پایه به لایه های ییاف صورت گرفته و در نتیجه، باعث افزایش استحکام نمونه ها گردیده است.

#### 4- نتیجه گیری

در تحقیق حاضر، تحلیل تجربی استحکام کششی صفحات آلومینیومی دارای



شکل 8 نمودار تنش - کرنش نمونه سالم، نمونه بدون وصله و نمونه شماره 326

- Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels. *Composite Structures*, Vol, 71, pp. 258–270, 2005.
- [19] G. H. Payganeh, F. Ashena ghasemi, A. Pourkamali, A. Fallah, Numerical Analysis for Determination of the J Integral and Crack Opening Displacement in the Cracked Aluminum Plates Repaired with FML Composite Patches. *International Journal of Engineering and Innovative Technology (IJEIT)*, Vol. 1, Issue. 6, 2012.
- [20] A. Pourkamali, G. H. Payganeh, F. Ashena ghasemi, A. Fallah, An Experimental Study on the Tensile Behavior of the Cracked Aluminum Plates Repaired with FML Composite Patches. *International Conference on Aerospace, Mechanical, Automotive and Materials Engineering*, 2013.
- [21] 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. *Scientific Research Monthly Journal Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, Issue. 14, pp. 15-27, 2014. (InPersian)
- [22] *Huntsman advanced materials data sheet for Araldite 2011*, Aw 106- Hy 953. 2007. accessed April 10, 2013; <http://www.huntsman.com/advanced/materials>.
- [23] ASM Handbook, *Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials*, Vol 2, American Society for Metals (ASM) International, Ohio, USA, 1990.
- [11] S. Eshaghi, *Analysys of crack in repaired plates using of finite element method*, MSc Thesis, Amirkabir University of Technology, Department of mechanical engineering, 1999. (InPersian)
- [12] A. Bassetti, P. Colombia, A. Nussbaumer, Finite element analysis of steel members repaired by prestressed composite patch. *XV Congresso Nazionale Del Gruppo Italiano Frattura*, Bari, pp. 3-5, 2000.
- [13] J. K. Park, Y.V. Samish Kumar, J. M. Lee, Ultimate strength of cracked plate elements under axial compression or tension. *Thin- Walled Structures*. Vol. 43, pp. 237-272, 2005.
- [14] M. R. Ayatollahi, R. Hashemi, Computation of stress intensity factors (KI, KII) and T-stress for cracks reinforced by composite patching. *Composite Structures*, Vol. 78, pp. 602–609, 2007.
- [15] H. Hosseini Toudeshky, B. Mohammadi, S. Bakhshandeh, Crack trajectory analysis of single-side repaired thin panels in mixed-mode conditions using glass/epoxy patches. *Computers and Structures*, Vol. 86, pp. 997–1005, 2008.
- [16] L. B. Vogelesang, A. Vlot, Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures. *Journal of Materials Processing Technology*, No. 103, pp. 1-5, 2000.
- [17] L. B. Vogelesang, J. Schijve, R. Fredell, Fibre metal laminates: damage tolerant aerospace materials. *Case Studies in Manufacturing with Advanced Materials*, Vol. 2, pp. 51-58, 1995.
- [18] A. Chukwujekwu Okafor, Navdeep Singh, U. E. Enemuoh, S. V. Rao,