

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

فرامرز آشنای قاسمی^{1*}، غلامرضا باقری²، علی پورکمالی انارکی³

1- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دیر شهید رجایی، تهران

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

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

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

چکیده

یکی از عیوب رایج در بخش بدنه و بال هواییما ایجاد ترک ناشی از قرارگیری هواییما در معرض بارهای سازه‌ای و آنرودینامیکی است. در بسیاری از موارد می‌توان با انجام تعییر، عمر کاری بخش معیوب را افزایش داد. امروزه یکی از متداول‌ترین انواع تعییرات 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 خستگی‌محیی باشند. در این تحقیق از روش شیاردار از جنس آلومینیوم الیاژی T4 2024 به عنوان ماده پایه استفاده شد. وصله کامپوزیتی نیز از نوع کامپوزیتی لایه فلزی (Lay-up composite patch) که از لایه‌های الیاف کربن و لایه فلزی فسفر برزن (Zn) ساخته و توسط چسب به فلز شیاردار پایه متصل گردید. تغییرهای آزمایش بهترتی لایه‌چینی، 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 ۸۲/۴٪ افزایش داشته است.

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

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 Rajae 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 Arldit 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

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

هستند که در صنایع هوایی کاربرد زیادی پیدا کرده اند. این مواد خواص آلیاژ های آلومینیوم و مواد مرکب را به طور همزمان دارا می باشند. 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 صرفه جویی شود. تحقیقات نشان می دهد که مزایای زیادی در استفاده از آلومینیوم و کامپوزیت های

تقویت شده با الیاف شیشه، بخصوص در خستگی و ضربه وجود دارد [4].

رژین به کار رفته در ساختار سازه های FML جهت پیوند لایه فلز با الیاف باعث ایجاد لایه ای محافظت در برابر خودگی فلز گردیده و در کنار آن قدرت عایق کاری و خنثی کنندگی را نیز افزایش می دهد. وصله های FML عمدها در قسمت های آسیب پذیر در برابر خستگی هوایی های مدرن مسافری به کار گرفته شده اند. هر چند که انواع مختلف این مواد مزایای دیگری مانند مقاومت به آسیب پذیری، مقاومت در برابر آتش و مقاومت در مقابل ضربه را نیز از خود نشان می دهند. با توجه به همه خواص ذکر شده در بالا می توان گفت که این مواد را می توان به عنوان جایگزین مناسبی جهت ترمیم زیاد در نواحی بدنه و کف هواییما و یا در تقویت کننده ها و همچنین در تعمیرات مختلف به کار برد [6.5].

تعمیر قطعات ترکدار در سازه های 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 جداسده را بر روی کاهش عمر پانل ترمیم شده بررسی کرد. او آزمایش های خستگی خود را بر روی پانل های آلومینیومی نازک با ضخامت یک میلی متر که به وسیله وصله هایی از جنس بور / اپوکسی³ ترمیم شده بودند، به انجام رسانید. او مطالعاتی نیز بر روی دو سیستم مختلف اتصالات چسبی، که در اولی پخت لایه نازک چسب⁴ در دمای بالای کوره و در دیگری پخت در دمای محیط چسب های خمیری⁵ صورت گرفته بود، انجام داد. مطالعات او نیز نشان داد که وقتی ناحیه جدایش افزایش می یابد 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 لایه چینی وصله های کامپوزیت در تعمیر قطعات وصله شده انجام دادند. آنها از قطعات دارای ترک مرکزی زاویه دار 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 لایه چینی وصله است. همچنین لایه هایی که دارای الیاف موازی با ترک می باشد کمترین نقش را در کاهش انرژی کرنشی در نقاط رأس ترک ایفاء می نمایند.

در سال 1998، میلز و رایان [10] کارهای دنی را دنبال نمودند با این تفاوت که آنها مطالعات خود را بر روی سازه های ضخیم تر (1 mm تا 15 mm) اعمال نمودند. آنها با پیاده سازی همان روش های دنی دریافتند که رفتار این پانل ها نیز همانند رفتاری است که دنی در آزمایش ها خود بدان اشاره کرده بود. تمامی مواد فوق در دو نکته مشترک می باشند، اول اینکه همگی به صورت تجربی بوده است و دیگری اینکه ترمیم از نوع ترمیم متقاضان است.

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

شد و خساراتی را به بار آورد. علت این حادثه، پیدایش ترک بر اثر خودگی و رشد آن بر اثر بارهای سیکلی وارده در طول ساعت های بروازی زیاد هواییما عنوان شد. سه راه حل برای مشکل هواییماهای پیر وجود دارد [2]:

(الف) جایگزینی هواییماهی جدید، (ب) جایگزینی قطعات، (ج) ترمیم قطعات.

با توجه به قیمت بالای هواییماه، جایگزینی هواییماه جدید چندان مناسب نبوده و مقرر به صرفه نیست. جایگزینی قطعات نیز در بسیاری موارد امکان پذیر نبوده و مشکلات خود را دارد. برای مثال در مورد هواییماهی قدمی یافتن قطعات بهدلیل عدم تولید آنها مشکل بوده، تنها ممکن است به طور خاص سفارش داده شوند که هزینه آن زیاد می شود. لذا ترمیم قطعات آسان ترین و ارزان ترین 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 می شود. ترمیم قطعات به دو روش امکان پذیر است [3]:

(الف) ترمیم مکانیکی با پیچ یا پرج.

(ب) ترمیم با چسب از طریق چسباندن فلز یا کامپوزیت¹ در محل خرابی. روش ترمیم مکانیکی سالیان زیادی است که مورد استفاده این روش قرار می گیرد و انجام این نوع ترمیم، آسان تر از روش ترمیم با چسب است. سادگی، ارزان بودن و در دسترس بودن ترمیم کننده با قطعه و نبود مشکلاتی مانند ضریب انسیساط همچنانی ماده ترمیم کننده با قطعه و نبود مشکلاتی مانند ضریب انسیساط حرارتی متفاوت از جمله مزایای این روش است. اما ترمیم مکانیکی خرابی های دیگری را به سازه وارد می کند. این روش نقاط و میزان تمرکز تنش را بر اثر سوراخ کاری برای پیچ یا پرج افزایش می دهد. همچنین در این روش احتمال صدمه رسیدن به سیستم های هواییما مانند خطوط هیدرولیک و الکتریکی، برای قطعاتی که بر روی خود هواییما ترمیم می شوند وجود دارد. در حالی که روش ترمیم با چسب، خرابی دیگری به سازه اضافه نمی کند. 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 می باشند، از دیگر مزایای این روش است. اما پیچیدگی تنش پسماند حرارتی به خاطر ضریب انسیساط حرارتی متفاوت مواد کامپوزیت و فلزات، پیچیدگی روش، نیاز به تجهیزات خاص نصب، عدم مقاومت کامپوزیت در مقابل رطوبت و خوردگی آن از عمدۀ معایب این روش است [3].

در مجموع برای صنعت هوانوردی روش دوم بسیار مناسب تر است. شاهد این مدعای توسعه روزافزون و گسترش این تکنیک در ترمیم هواییماهای فرسوده است. لذا به همین جهت در طی سالیان اخیر آزمایش های مختلفی در زمینه ترمیم قطعات آسیب دیده انجام شده تا بتواند روش های بهینه، اینمن و مقرر به صرفه ای را در این زمینه نمایان سازد.

ایده استفاده از دو ماده به شکل سازه های ترکیبی برای هم پوشانی خواص مکانیکی، در دو دهه گذشته شکل گرفته است. محققین برای دست یابی به موادی که در مقایسه با آلومینیوم، خواص خستگی و مکانیکی مناسبی داشته و در عین حال وزنشان نیز پایین باشد، تحقیقات زیادی انجام داده اند. این تحقیقات منجر به ساخت مواد کامپوزیتی لایه فلزی² گردید که ترکیبی از ورقه های فلزی نازک و لایه های کامپوزیتی تقویت شده با الیاف

1- Composite
2- Fiber metal laminate

نوع پانل FML را با نام های گلار¹ و آرال² 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 آرامیدا/اپوکسی³ 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 اشتغال، مقاومت در برابر خوردگی و فرسایش، بهبود رفتار خستگی و کاهش سرعت رشد ترک و مقاومت بالای این پانل ها در مقابل فروافتگی ناشی از ضربه های وارد بر بدنه هواپیما را تحقیق کردند.

در سال 2010، خلیلی و قاجار [4] مطالعه تجربی روی پاسخ ضربه چاربی نمونه آلومینیومی ترکدار 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 همکاران [18] طی پژوهشی عددی - تجربی، به طراحی و تحلیل تعمیرات وصله کامپوزیتی بر روی پانل های آلومینیومی هواپیما تحت بارگذاری، 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 ترکدار بدون وصله حدود 42% افزایش می یابد.

در سال 2012، پایگانه و همکاران [19]، با روش عددی به بررسی تعمیر ورق ترکدار با وصله FML جهت تعیین انتگرال L و میزان بازشدنگی دهانه ترک (COD⁴) پرداختند. آنها با استفاده از نرم افزار آباکوس⁵، با توجه به نتایج تجربی، متغیرهای انتگرال L 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 مقارت بیشتری با حالت الاستو-پلاستیک داشت.

در سال 2013، پورکمالی و همکاران [20] رفتار کششی ورق آلومینیومی ترکدار 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 آرالدیت⁶ 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 ترکدار تقیباً 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، بستی 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 ضربی 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 ترکدار فولادی که تحت بارگذاری کششی و فشاری تک محوره است پرداختند. 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 های تئوری برای پیش بینی استحکام نهایی المان های ورق ترکدار پیشنهاد شده است.

در سال 2007، آیت الله و هاشمی [14] در تحقیقی به تجزیه و تحلیل المان محدود (FEM) سه بعدی اثر ترمیم یک طرفه ورق ترکدار توسط وصله های کامپوزیتی بر روی پارامترهای نوک ترک شامل ضرایب تمرکز تنش در حالات اول و ترکیبی بارگذاری (K_{II} ، K_{I}) 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 خستگی 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 ضربی شدت تمرکز K_I را کاهش داده و با افزایش طول ترک ضربی تمرکز تنش افزایش یافته است.

در سال 2008، حسینی توoshki و محمدی [15] در تحقیقی با انجام ترمیم یک طرفه صفحات نازک آلومینیومی حاوی ترک زاویه دار مکری 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 20-5 درصد نسبت به سطح بدون وصله در صفحات ترمیم شده تغییر می کند.

در سال 2000، گلسان 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 و صله
وصله FML متشکل از لایه الیاف، لایه فلزی و رزین متصل کننده آنها به یکدیگر است. مهم ترین جزء به کار رفته در وصله، لایه های الیافی می باشند. با توجه به کاربرد روزافزون الیاف کربن در سازه های هوا- فضا و همچنین استحکام بالای این نوع الیاف، در این تحقیق از پارچه الیاف کربن از نوع ۰/۳ mm² استفاده شد. لایه فلزی به کار رفته در ساختار وصله از جنس فسفربرنز است که دارای ضخامت های ۰/۰۱ و ۰/۰۲ میلی متر (جدول ۱) است. رزین اپوکسی با نام تجاری LY5052 به همراه هاردنر (سفت کننده) آرادور^۱ ۵۰۵۲ استخبار گردید. جهت انتخاب چسب برای اتصال وصله FML به فلز آلومینیوم با توجه به اطلاعات شرکت سازنده، چسب با نام تجاری آرالدیت ۲۰۱۱ انتخاب شد [22].

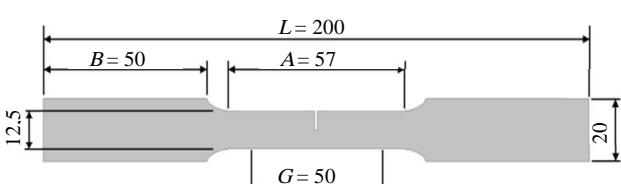
2-3- انتخاب مواد ورق پایه
نمونه های ورق فلز پایه از نوع آلومینیوم آلیاژی 2024T4 به ابعاد موجود در شکل ۱ و با ضخامت ۰/۵ mm انتخاب گردیدند. نمونه ها بر طبق استاندارد آزمون کشش E8M-09 ASTM با شیار کناری یک طرفه در نظر گرفته شدند. قطعات توسط دستگاه واپر کات به شکل نمونه های استاندارد کشش بریده شدند. طول شیار ایجاد شده نصف عرض قطعه و برابر با ۶/۲۵ mm و عرض شیار برابر با عرض برش سیم دستگاه واپر کات یعنی در حدود ۰/۳ mm است.

برای ساخت وصله ها از روش لایه چینی دستی^۲ استفاده شد. فرآیند ساخت وصله ها در چند گام مجزا شامل آماده سازی سطح لایه های فلزی، ساخت کامپوزیت لایه فلزی به روش لایه چینی دستی، فرآوری و پخت کامپوزیت ها و در انتهای جداسازی وصله های ساخته شده به صورت یک پارچه بود.

برای قرار گیری لایه های فلزی فسفربرنز در ساختار وصله FML ابتدا فرآیند آماده سازی سطح بر روی آنها انجام گرفت. آماده سازی سطوح لایه های فلزی فسفربرنز جهت اتصال محکم و قوی با لایه های الیاف در وصله، به روش زیر انجام شده است [23]:

- 1- سنباده زدن سطوح مورد اتصال توسط کاغذ سنباده ۸۰ الی ۱۸۰ در دو جهت افقی و عمودی.
- 2- شستشوی سطح توسط استون.
- 3- شستشوی مجدد توسط آب گرم به طوری که قطعات کاملاً عاری از آلکالائین شوند.
- 4- اج کردن قطعات.

پس از انجام آماده سازی سطوح لایه های فلزی، لایه چینی و ساخت وصله ها انجام شد که چند نمونه از وصله های ساخته شده در شکل ۲ نمایش داده است. فرآیند فرآوری و پخت وصله های کامپوزیتی به مدت پنج روز در دمای محیط (۲۵°C) انجام گرفت.



شکل ۱ 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 ۱۳۹۲، آشنا قاسمی و همکاران [21] به بررسی اثر رشد ترک خستگی در ورق آلومینیومی ترک دار ترمیم شده توسط وصله های FML پرداختند. در تحقیق آنها ترمیم به صورت یک طرفه انجام گرفته و برای بررسی تأثیر لایه چینی وصله های کامپوزیتی بر روی جابجایی نقاطه دهانه ترک و ضربی شدت تنش در ورق های ترمیم شده، از روش اجزای محدود توسعه یافته استفاده شد. آنها نشان دادند که، اثر ترمیم بر روی ۷۰ درصد کاهش بوده به نحوی که این عامل در سمت مورد تعمیر تا میزان ۷۰ درجه است. به ویژه آن که، در حالتی از ترمیم که لایه های الیافی وصله های FML به سطح تعمیر چسبیده بودند، قطعات وصله شده به بیشترین عمر خود دست می یافتند. آنها نیز دریافتند که، با نزدیک شدن لایه الیافی وصله به سطح نمونه، اثر ترمیم وصله افزایش یافته و ضربی تمرکز تنش در جهت هرمال با دور شدن از سطح تماس با وصله افزایش می یابد.

در این پژوهش، با توجه به توسعه روزافزون کاربرد کامپوزیت ها در ساخت و تعمیر و نگهداری صنایع هوایی و بخصوص کامپوزیت های FML و الیاف کربن و همچنین عدم شناخت کافی از خواص و توان کامپوزیت های CFRP به صورت CFRP، 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 به طور خاص اثر ترمیم وصله های مختلف در استحکام کششی قطعات به عنوان هدف نهایی پژوهش قرار گرفت. در نهایت تأثیر نوع لایه چینی، اندازه ضخامت لایه فلزی و طول وصله کامپوزیتی در میزان استحکام دهنده به قطعات پایه مطالعه گردید.

2- فرآیند تجربی

2-1- تعیین متغیرها

متغیرهای این تحقیق، به ترتیب نوع لایه چینی، ضخامت لایه فلزی و طول وصله کامپوزیتی و در سه سطح تعیین گردیدند.
اگر جهت لایه چینی از پایین به سمت بالا در نظر گرفته شود، متغیر لایه چینی در جدول ۱ (از چپ به راست)، نوع لایه چینی را نشان می دهد. در حالت اول کد لایه چینی M-F-F خواهد بود و در حالت دوم، به صورت F-M-F و در نهایت، در حالت سوم لایه چینی وصله ها دارای ترتیب F-F-M است. در اینجا F نشان دهنده لایه کامپوزیتی الیافی و M نشان دهنده لایه فلزی موجود در ساختار وصله است. قابل ذکر است که پایین ترین لایه وصله به پخش شیار دار ورق آلومینیومی مورد مطالعه چسبانده می شود.

جدول ۱ متغیرهای آزمایش

متغیر آزمایش	سطح آزمایش	توضیحات
M-F-F	1	
F-M-F	2	لایه چینی وصله X ₁
F-F-M	3	
0/1 mm	1	
0/2 mm	2	ضخامت لایه فلزی X ₂
0/3 mm	3	
20 mm	1	
40 mm	2	طول وصله X ₃
60 mm	3	

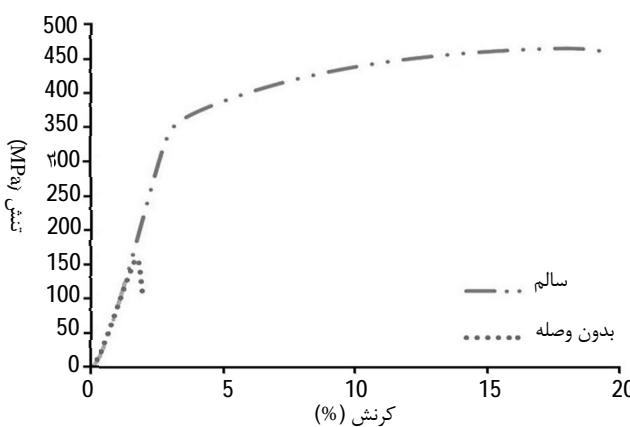
قطعه آلومینیومی پایه بدون شیار (نمونه سالم) و قطعه آلومینیومی شیاردار بدون وصله (ترمیم نشده) نیز مورد آزمون کشش قرار گرفتند. نتایج حاصل از آزمون کشش تمامی نمونه‌ها در جدول 2 ارائه شده است. نام‌گذاری نمونه‌ها در جدول 2، با توجه به کدهای جدول و بر اساس روش طراحی آزمایش رویه پاسخ صورت پذیرفته است. برای 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) (60 mm) می‌باشد.

با مشاهده نمودارهای تنش - کرنش نمونه سالم و نمونه شیاردار بدون وصله (شکل 5 و جدول 2)، مشاهده می‌شود 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 می‌باشد. این رفتار بهدلیل ایجاد ترک‌های ناشی از وجود شیار و رشد ناپایدار و ناگهانی آن ترک‌ها بر اثر افزایش نیرو است.

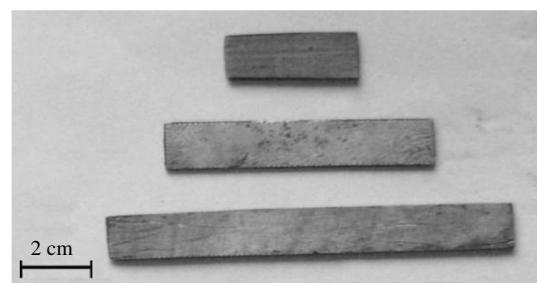
در شکل‌های 6 و 7 نمودارهای تنش - کرنش تمامی نمونه‌ها ارائه شده است. با توجه به این نمودارها می‌توان دریافت که مدول الاستیستیتهی همه قطعات یکسان و همان‌طور که قبلاً گفته شد برابر 70 GPa می‌باشد. این

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

ردیف	نام نمونه	استحکام کششی N/mm ²	ازدیاد طول %
1	سالم	464	20
2	بدون وصله	159	2
3		290	2/6
4		280	2/9
5		334	2/6
6		126	2/4
7		236	2/4
8		114	2/6
9		224	2/2
10		314	2/3
11		134	2/4
12		232	2/2
13		322	2/3
14		212	2/2
15		122	2/1



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



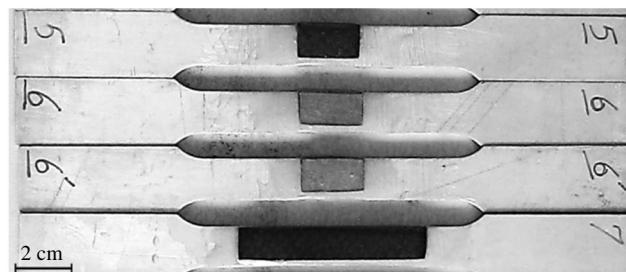
شکل 2 چند نمونه از وصله‌های ساخته شده و آماده اتصال به قطعه شیاردار

پس از ساخت وصله‌ها، آنها توسط چسب به نمونه‌های آلومینیومی شیاردار پایه متصل گردیدند (شکل 3). قبل از اتصال وصله باید سطح ورق ترک‌دار نیز آماده‌سازی 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.

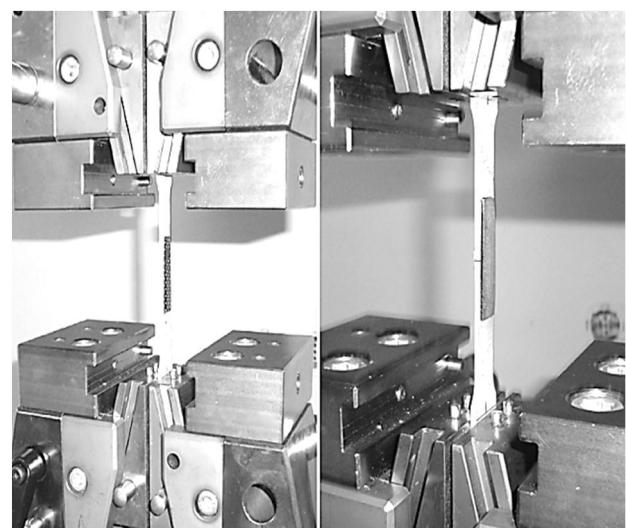
برای انجام آزمون کشش از دستگاه زوینک / روئل¹ مدل Z100 ساخت آلمان استفاده شد (شکل 4). این دستگاه دارای ظرفیت 100 kN است. نوع بارگذاری به صورت جابجایی کنترل و سرعت حرکت فک متحرک حین انجام آزمایش 5 mm/min و میزان پیش‌بار 1 kN تنظیم شد.

3- نتایج و بحث

در تحقیق حاضر علاوه بر نمونه‌های ترمیم شده، نمونه‌های دیگری شامل

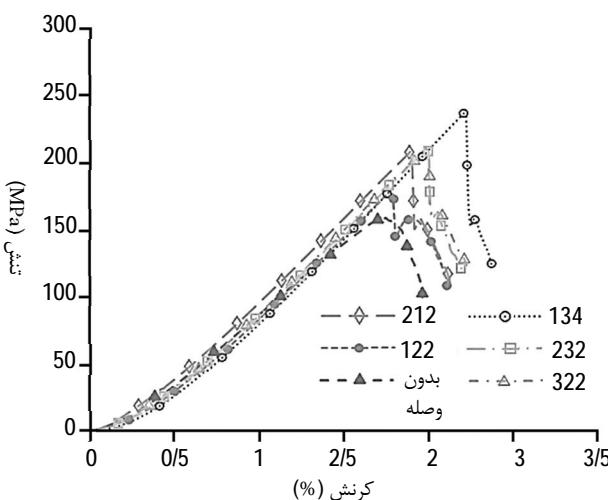


شکل 3 تعدادی از نمونه‌های آلومینیومی که وصله به آنها چسبانده شده، آماده برای آزمایش



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

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 بدون شیار قطعه آلومینیومی و همچنین یک طرفه و نامتقارن بودن ترمیم، ممان‌های خمشی بر قطعه وارد می‌گرددند. در حالتی که لایه فلزی وصله به سطح ترمیم چسبیده شده باشد؛ بهدلیل تغییرشکل اندک فسفربرنز در مقایسه با آلومینیوم، در اثر جدایش اتصال از ناحیه چسب، پارهایی 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 (ین 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 فرآگرفتن لایه فلزی فسفربرنز در محل اتصال و در لایه اول لایه چینی، 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 اتصال لایه فلزی فسفربرنز با لایه الیاف کربن در لایه چینی 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.

دستیاری به میزان افزایش استحکام فوق در حالی است که، اکافور و همکاران [19] که در تحقیق‌شان از وصله‌های کامپوزیتی پنج لایه 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

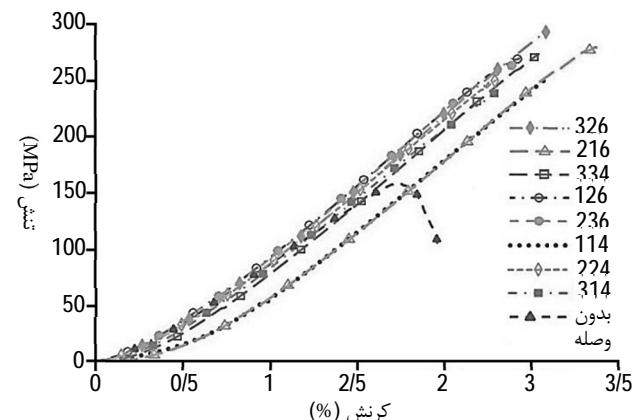
موضوع نشان‌دهنده آن است که مدول الاستیسیته خاصیتی است که به جنس مواد بستگی دارد، نه به شکل یا نوع بارگذاری. نیز مستقل از نوع ترمیم می‌توان گفت که نمونه‌های ترمیم شده به‌طورکلی دو رفتار متفاوت داشته‌اند که شامل رفتار کاملاً ترد و رفتار نرم است.

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 تردن داشته است. این امر بدلیل 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 نایابیار و ناگهانی ترک‌های منشعب از شیار و شکست ترد آنها می‌شود.

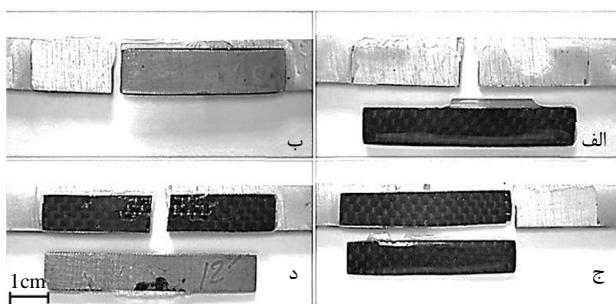
در شکل 7 مشاهده می‌شود، نمونه‌ای که تنش کمتری را تحمل کرده‌اند در تنش بالاتر از میزان تنش نمونه بدون وصله، به یکباره افت نیروی محسوسی داشته‌اند و در ادامه نیرو تا سطح نمونه بدون وصله کاهش یافته و نمونه‌ها رفتاری نرم مشابه با رفتار نمونه بدون وصله را از خود نشان داده‌اند. افت بار ناگهانی که در نمونه‌های 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 انتهای جدایش 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 قوار گیرد، استحکام به میزان بیشتری افزایش می‌یابد. به نحوی که در حالت اول لایه چینی، 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 حالت‌های مختلف جدایش وصله‌ها، (الف) جدایش کامل اتصال، (ب) جدایش کامل اتصال بهصورت یک‌طرفه، (ج) جدایش لایه الیاف از ساختار وصله و اتصال یک‌طرفه لایه جداشده به قطعه پایه، (د) جدایش لایه الیاف از ساختار وصله و اتصال لایه جداشده به دو طرف قطعه پایه.

- شکاف کناری تقویت شده توسط وصله‌های کامپوزیتی لایه‌فلزی (FML) صورت گرفت و نتایج زیر به دست آمد:
- 1- با توجه به مقایسه نتایج این تحقیق با تحقیق مشابه [21]، مشخص می‌گردد وصله‌های کامپوزیتی FML با الیاف کربن و لایه فلزی فسفربرنز در مقایسه با نمونه‌های مشابه وصله FML با الیاف شیشه و لایه فلزی آلومینیومی، عملکرد به مراتب بهتری را در افزایش استحکام قطعات ترمیم شده داشته‌اند.
 - 2- در بین متغیرهای تحقیق، متغیر طول وصله بیشترین و متغیرهای لایه‌چینی و ضخامت لایه فلزی وصله، در مراتب بعدی تأثیر بر روی افزایش استحکام نمونه‌ها قرار داشته‌اند.
 - 3- وصله کامپوزیتی با لایه‌چینی F-F-M، مطلوب‌ترین حالت ترمیم بوده و بیشترین تأثیر را در ارتقای استحکام نمونه‌ها 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 ۸۳٪ و ۳۳٪ افزایش داشته‌اند.

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 Preparation 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. *proceding 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 حداقل توانستند میزان استحکام سازه‌های تعمیر شده را به میزان ۵۷٪ ارتقاء دهند.

در شکل 9 حالات مختلف جدایش وصله‌ها نمایش داده شده است. مشاهده شد که در شکست نمونه‌ها چهار حالت متفاوت رخ داده است: (الف) جدایش کامل اتصال وصله با قطعه شیاردار پایه از ناحیه چسب، این حالت کمترین موارد را در شکست نمونه‌ها شامل می‌شد (شکل 9-الف). (ب) جدایش یک‌طرفه 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 است. این حالت نیز خود به دو صورت رخ داده است:

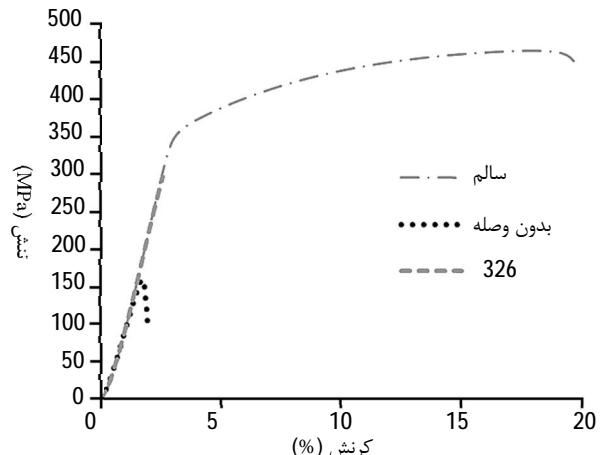
❖ لایه الیاف جدا شده از ساختار وصله به یک طرف نمونه شیاردار متصل بوده است (شکل 9-ج).

❖ 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 رخ دشکست نمونه‌ها را شامل می‌شد (شکل 9-د).

پس از بررسی نمونه‌های آزمایش شده مشاهده گردید که جدایش لایه الیاف از ساختار وصله و متصل باقی ماندن لایه یا لایه‌های جدا شده به قطعه پایه (شکل 9-د)، بیشترین حالت در جدایش وصله‌ها بوده است. این امر نشان دهنده تأثیر متغیر لایه‌چینی بر عملکرد وصله می‌باشد. به نحوی که وقتی لایه فلزی در لایه اول و در محل ترمیم قرار گرفته با توجه به استحکام بالا و میزان تغییرشکل پایین لایه فلزی نسبت به قطعه آلومینیومی پایه و نیز استحکام اتصال درنتیجه 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 لایه‌های الیاف در لایه اول و در محل ترمیم قرار گرفته‌اند، با توجه به استحکام بالای اتصال بین چسب و الیاف، نسبت به استحکام اتصال بین چسب و لایه فلزی، انتقال بار توسط لایه چسب از قطعه پایه به لایه‌های الیاف صورت گرفته و در نتیجه، باعث افزایش استحکام نمونه‌ها گردیده است.

4- نتیجه‌گیری

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, *Analysis 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 (K_I, K_{II}) and T-stress for cracks reinforced by composite patching. *Composite Structures*, Vol. 78, pp. 602–609, 2007.
- [15] H. Hosseini Toudestsky, 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,