

بررسی تجربی استحکام خستگی در ورق‌های ترک‌دار آلومینیومی ترمیم‌شده با وصله‌های کامپوزیتی

شهرزاد یوسف‌زاده* (دانشجوی دکتری)

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد ایگودرز

محمد مهدی دوستدار (دانشیار)

دانشکده فنی و مهندسی، مرکز تحقیقات قدر، دانشگاه امام حسین (ع)

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۳۹۶)
دوری ۲ - ۳، شماره ۲، ص. ۱۳۳-۱۳۲

امروزه استفاده از وصله‌های کامپوزیتی برای ترمیم قطعات ترک‌دار رو به گسترش است. این وصله‌ها باعث کاهش میزان تنش در اطراف ترک، کاهش یا توقف رشد ترک، و افزایش عمر قطعه می‌شود. در این پژوهش به بررسی تجربی عمر خستگی در ورق‌های ترک‌دار آلومینیومی تعمیرشده توسط وصله‌های کامپوزیتی پرداخته شده است. ترمیم به صورت چسبی انجام شده است تا از معایب اتصال مکانیکی مانند تمرکز تنش، مقاومت کم خستگی، و امکان ایجاد خرابی در قطعه‌ی اصلی جلوگیری شود. سپس به بررسی پارامترهای مؤثر بر رشد ترک خستگی از جمله زاویه‌ی ترک اولیه، عرض وصله، و نوع چیدمان لایه‌ها در وصله پرداخته شده است. نتایج حاصل از این پژوهش بیان می‌کند که افزایش زاویه‌ی ترک از صفر به ۴۵ درجه عمر قطعات در اثر بار خستگی را افزایش می‌دهد. همچنین افزایش عرض وصله‌ها تأثیر مهمی در افزایش عمر ندارد و حتی ممکن است باعث کاهش عمر قطعات شود.

واژگان کلیدی: ورق ترک‌دار، تعمیر و ترمیم، وصله‌ی کامپوزیتی، رشد ترک، عمر خستگی.

shy@iau-aligudarz.ac.ir
mdostdar@ihu.ac.ir

۱. مقدمه

ایجاد و رشد ترک در قطعات و سازه‌ها امری اجتناب‌ناپذیر است. عامل وقوع این ترک‌ها می‌تواند نیروهای متناوب وارد بر قطعه، کشیدگی ناشی از عملیات جوشکاری، عیوب و حفره‌های ناشی از ریخته‌گری، تنش‌های حرارتی، و موارد دیگر باشد. از طرفی تعویض یک قطعه یا قسمتی از سازه شاید از لحاظ اقتصادی مقرون به صرفه نباشد یا بسیار دشوار و زمان‌بر باشد. بنابراین، ارائه‌ی روش‌های تعمیری به جای تعویض قطعات بسیار سودمند است.

استفاده از تعمیرات ترک‌ها در صنایع هوایی اهمیت ویژه‌ی دارد.^[۱] از طرف دیگر، پدیده‌ی پیری^۱ در صنایع هوایی و همچنین دیگر صنایع از مباحث روز کشور است. این معضل نه تنها هزینه‌های بالایی به کشور تحمیل کرده بلکه اعتماد عمومی را نیز به ایمنی به خصوص ایمنی وسایل پرنده به شدت خدشه‌دار کرده است. امروزه، متوسط عمر هواپیماهای مسافربری و نظامی رو به افزایش است. برای این هواپیماها معمولاً داشتن عمری حدود ۲۰ سال انتظار می‌رود؛ اما به دلایل متفاوت مدت زمان بیشتری از این هواپیماها استفاده می‌شود.^[۲]

هرچه هواپیما پیرتر می‌شود مسائلی نظیر خوردگی، رشد ترک بر اثر بارهای سیکلی

و ناگهانی و غیره در آن افزایش می‌یابد. مسائلی از این دست سبب حادثه‌ی خطوط هوایی آلوها^۲ بود که در آن پرواز قسمتی از بدنه‌ی هواپیما جدا شد و خسارات زیادی را به بار آورد. علت این حادثه پیدایش ترک بر اثر خوردگی و رشد آن بر اثر بارهای سیکلی وارد شده در طول ساعت‌های پرواز زیاد هواپیما بیان شد.^[۳]

معمولاً سه راه حل برای مشکل هواپیماهای پیر وجود دارد: ۱. جایگزینی هواپیما؛ ۲. جایگزینی قطعات؛ ۳. ترمیم قطعات. گزینه‌ی اول با توجه به قیمت گزاف هواپیماهای امروزی مناسب نیست. جایگزینی قطعات نیز مشکلات خاص خود را دارد. برای هواپیماهای قدیمی مانند KC-۱۳۵ و B-۵۲ یافتن قطعات به دلیل عدم تولید مشکل است و ممکن است به طور خاص سفارش داده شود که هزینه‌ی آن نیز زیاد است. گزینه‌ی سوم یعنی ترمیم قطعات آسان‌ترین و ارزان‌ترین راه برای حل مشکل است. ضمن این‌که ممکن است قسمتی از یک قطعه معیوب باشد و نیازی به تعویض کلی آن نباشد. در این روش محل خرابی ترمیم می‌شود و از هزینه‌کردن زیاد برای تعویض قطعه خودداری می‌شود. ترمیم قطعات به دو روش امکان‌پذیر است:^[۴] ۱. ترمیم مکانیکی با پیچ یا پرچ؛ ۲. ترمیم با چسب از طریق چسباندن فلز یا کامپوزیت^۳ در محل خرابی.

روش اول سالیان زیادی است که استفاده می‌شود و آسان‌تر از ترمیم با چسب

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۵/۳/۲۹، اصلاحیه ۱۳۹۵/۵/۱۲، پذیرش ۱۳۹۵/۶/۱.

است. سادگی، ارزان بودن، در دسترس بودن و ابزار جانی آن، همچنین یک جنس بودن و همخوانی ماده‌ی ترمیم‌کننده با قطعه، و نبود مشکلاتی مانند ضریب انبساط حرارتی متفاوت از مزایای این روش است. اما این روش خرابی‌های دیگری به سازه وارد می‌کند و نقاط تمرکز تنش را بر اثر سوراخ‌کاری برای پیچ یا پرچ افزایش می‌دهد. همچنین در این روش احتمال صدمه رسیدن به سیستم‌های هواپیما مانند خطوط هیدرولیکی و الکتریکی، برای قطعاتی که باید روی هواپیما ترمیم شود، وجود دارد. اما در روش دوم خرابی دیگری به سازه اضافه نمی‌شود. توزیع تنش تقریباً یکنواخت روی سازه، میرایی مناسب ارتعاشی، نازکی وصله روی سطح، وزن کم، و تأثیر ناچیز روی جریان هوا برای قطعاتی که از لحاظ آیرودینامیکی مهم‌اند از مزایای این روش است.^[۴]

ترمیم با چسب و کامپوزیت برای اولین بار توسط نیروی هوایی آمریکا در دهه هفتاد، روی بال راست هواپیمای F-۱۱۱ صورت گرفت و آزمون‌های خود را با موفقیت پشت سر گذاشت. در استفاده از روش ترمیم با چسب در صنایع هوایی، استفاده از کامپوزیت‌های لایه‌فازی (FML) برای ترمیم قطعات آسیب‌دیده به دلایل متعدد از جمله وزن کم این مواد، از اهمیت بالایی برخوردار است. این کامپوزیت‌ها ترکیبی از ورقه‌های فلزی نازک و لایه‌های کامپوزیتی تقویت‌شده با الیاف هستند که در صنایع هوایی کاربرد زیادی پیدا کرده‌اند. این مواد خواص آلیاژهای آلومینیوم و مواد مرکب را به‌طور همزمان دارند. مقاومت به خستگی عالی و استحکام زیاد آنها در کنار کم‌بودن وزنشان، سبب شده است با تولید قطعات کم‌وزن در هزینه‌ی تولید نیز صرفه‌جویی شود. تحقیقات نشان می‌دهد که مزایای بسیاری در استفاده از آلومینیوم و کامپوزیت‌های تقویت‌شده با الیاف شیشه، به‌خصوص در خستگی و ضربه وجود دارد. از طرف دیگر وصله‌ی کامپوزیتی مناسب، با توجه به اینکه تنش را به خوبی تحمل می‌کند، نیاز به بازدیدهای دوره‌ی کوتاه‌مدت در قطعات را کاهش می‌دهد.^[۵] ترمیم قطعات هواپیما، با هر روشی که صورت بگیرد، یک هدف را دنبال می‌کند و آن کاهش ضریب شدت تنش^۵ (K) در نوک ترک است تا رشد ترک را متوقف کند یا نرخ آن را کاهش دهد. اگرچه در مقاومت و استحکام بالای کامپوزیت‌ها شکلی نیست (مثلاً الیاف بور از بسیاری از فولادها محکم‌تر است و استحکام آن حدود سه برابر آلومینیوم است)، نجات یک هواپیمای چند میلیون دلاری با چسب و وصله ممکن است سبب نگرانی برخی از متخصصان شود. پس، طراحی مناسب یک وصله‌ی کامپوزیتی، می‌تواند ضریب شدت تنش در نوک ترک را به مقدار حدی خود کاهش دهد و منجر به توقف رشد ترک و در نهایت افزایش طول عمر قطعه شود.^[۶] اتصال وصله به قطعه معمولاً به دو صورت انجام می‌شود: اول، اتصال یک‌طرفه که معمولاً ارزان‌ترین نوع اتصال است. در این ترمیم نامتقارن، بار کششی روی مجموعه‌ی قطعه و وصله باعث ایجاد تنش برشی روی مرز ترمیم می‌شود. همچنین با قرار گرفتن وصله روی قطعه، محور خنثای قطعه جابه‌جا می‌شود و در نتیجه، بار کششی اعمال شده به سازه، ممان خمشی خارج از صفحه‌ی آن را تولید می‌کند که به لبه‌های ترمیم‌شده‌ی سازه وارد می‌شود. دوم، اتصال دوطرفه که به علت شکل برابر و متقارن اعمال نیرو، دارای ممان اولیه نیست. البته پدیده‌ی جدایی^۶ می‌تواند بر اساس نابرابر بودن تنش برشی در بخش انتهایی این نوع اتصال به وجود آید.^[۸] کارهای بیکر^[۹] جزء اولین مطالعاتی بود که نشان داد ترمیم چسبی کارایی بسیار بیشتری نسبت به ترمیم مکانیکی دارد و می‌توان با اطمینان خاطر بیشتری از این تکنولوژی استفاده کرد.

دنی^[۱۰] تلاش کرد تأثیر اندازه و موقعیت ناحیه‌ی جداشده را بر روی کاهش عمر صفحه‌ی ترمیم‌شده به‌دست بیاورد. او آزمایش‌های خود را بر روی صفحه‌های آلومینیومی نازک با ضخامت ۱ میلی‌متر، که به‌وسیله‌ی وصله‌هایی از جنس

بور/اپوکسی^۷ ترمیم شده بودند، انجام داد. مطالعات او نیز نشان می‌دهد که وقتی ناحیه‌ی جدایش افزایش می‌یابد از عمر صفحه‌ی ترمیم‌شده کاسته می‌شود؛ با این تفاوت که کاهش عمر در برابر افزایش عمر ناشی از ترمیم بسیار ناچیز است.

رایان و میلز^[۱۱] کارهای دنی را دنبال کردند با این تفاوت که آن‌ها مطالعات خود را بر روی سازه‌های ضخیم‌تر (۱ mm الی ۳/۱۵ mm) اعمال کردند. آن‌ها با پیاده‌سازی همان روش‌های دنی دریافتند که رفتار این صفحه‌ها نیز همانند رفتاری است که دنی در آزمایش‌های خود به آن اشاره کرده بود.

جوز و همکاران^[۱۲] یک کد اجزای محدود بر اساس پروفیل توزیع تنش برشی در لایه‌ی چسب برای حالت ترمیم متقارن تهیه و اثر خمش ناشی از ترمیم نامتقارن را شناسایی کردند؛ اما آنها نتوانستند مقدار واقعی اختلاف در محاسبه‌ی ضریب تنش بین دو حالت ترمیم متقارن و نامتقارن را محاسبه کنند.

ایکسینگ و شنوی^[۱۳] در سال ۲۰۰۸ تأثیر وصله‌های کامپوزیتی را بر روی عمر صفحه‌های آلومینیومی به‌صورت استاتیکی و دینامیکی بررسی کردند. آنها رفتار استاتیکی و خستگی وصله‌های کامپوزیتی با جنس و ضخامت‌های مختلف را مطالعه کردند. آزمایش‌های آنها نشان داد که استحکام و عمر خستگی قطعات ترک‌دار به شدت متأثر از ضخامت و جنس وصله‌هاست و باعث کاهش تمرکز تنش در نوک ترک‌ها می‌شود.

در سال ۱۹۹۶ سان و همکاران^[۱۴] مدلی از المان‌های محدود برای محاسبه‌ی ضریب شدت تنش بعد از ترمیم ارائه کردند. در این روش صفحه‌ی دارای ترک و صفحه‌ی ترمیم به‌صورت صفحه‌ی میندیلین و لایه چسب به‌صورت فنرهای خطی مدل شدند.

ناپولسی و همکاران روش دیگری موسوم به روش سه‌لایه‌ی را توسعه دادند.^[۱۵] در این روش هر سه‌لایه‌ی ترمیم‌شونده، چسب، و ترمیم‌کننده به‌صورت صفحاتی با مشخصات منطبق بر نظریه‌ی میندیلین مدل‌سازی شدند. از نتایج این مطالعه می‌توان به خطی بودن نرخ رشد ترک در منطقه‌ی جدا شده اشاره کرد. پس از رسیدن رشد در منطقه‌ی جداشده‌ی ترمیم صفحه به مقدار مشخصی، این رفتار خطی شکل غیرخطی را به خود می‌گیرد. نرخ رشد ترک برای حالتی که هیچ جدایشی اتفاق نیفتاده است دارای کمترین مقدار، در مقایسه با دیگر حالات جدایش بررسی‌شده در مقاله است.

در ادامه، ناپولسی و همکاران با استفاده از تئوری مدل سه‌لایه‌ی و منظور کردن اثرات غیرخطی هندسی مربوط به تغییر مکان‌های بزرگ و فرض غیرخطی ماده مربوط به رفتار چسب، به مطالعه‌ی ترمیم چسبی صفحه‌های آلومینیومی پرداختند.^[۱۷] اسکاب^[۱۸] در مطالعاتش بر تأثیر هندسه و نسبت سختی وصله‌ی کامپوزیتی به سختی صفحه‌ی ترک‌دار متمرکز شد. او از صفحه‌های ضخیم با ضخامتی در حدود ۳/۱۵ تا ۶/۳۵ میلی‌متر به‌منظور انجام محاسبات و آزمایش‌های مورد نظر استفاده کرد.

کانالی^[۱۹] نیز تلاش کرد با استفاده از دو روش تجربی و عددی عمر صفحه‌های ترمیم‌شده را در وضعیت‌های مختلف به‌دست آورد. او در مطالعات عددی خود از روش‌های موجود اجزای محدود استفاده کرد. او نیز به این نتیجه رسید که جدایش بین لایه‌ی ترمیم‌شونده و لایه‌ی ترمیم‌کننده تأثیر زیادی در عمر صفحه ترمیم‌شده ندارد.

از مطالعات عددی که در حالت مختلط صورت گرفته است می‌توان به کار بواجرا^۸ و همکاران^[۲۰] اشاره کرد که با روش اجزای محدود به محاسبه‌ی ضریب شدت تنش در حالت اول و حالت مختلط پرداختند و اثرات ضخامت وصله و چسب را بر ضریب شدت تنش بررسی کردند. از نتایج این مطالعه، مشاهده‌ی

تعمیر، و نگهداری صنایع هوایی و به‌خصوص کامپوزیت‌های FML و رزین‌ها و همچنین عدم شناخت کافی از خواص و توان این نوع کامپوزیت‌ها، میزان تأثیر ترمیم بر روی عمر خستگی یک سازه آلومینیومی با شیار کناری مورد بررسی تجربی قرار گرفته است. آزمون خستگی مبنای بررسی قرار داده شد و به‌طور خاص اثر ترمیم وصله‌های مختلف در عمر خستگی قطعات هدف نهایی پژوهش قرار گرفت. در نهایت تأثیر زاویه‌ی ترک اولیه، عرض وصله، و چیدمان لایه‌ها در وصله بر میزان عمر خستگی مطالعه شده است.

۲. طراحی آزمایش

۱.۲. انتخاب ماده‌ی خام ورق پایه

از آنجا که کاربرد پژوهش حاضر در زمینه‌ی هوا - فضاست و تعمیرات وصله‌ی کامپوزیتی بیشتر بر روی بخش‌های بدنه و بال هواپیماها انجام می‌شود، جنس ماده‌ی خام ورق پایه از آلومینیوم نوع تجاری $A11035$ با ضخامت 2.5 mm انتخاب شد ($S_y = 130 \text{ MPa}$, $S_u = 157 \text{ MPa}$, $E = 69 \text{ GPa}$). نمونه‌ها به شکل مستطیل و ابعاد اصلی آنها $60 \times 30 \text{ mm}$ است. ابعاد ذکر شده براساس مطالعه‌ی تجربی کامل چانگ و یانگ^[۲۱] درباره‌ی آزمون خستگی صفحات آلومینیومی ترک‌دار در حالت مختلط - ترمیم شده به صورت نامتقارن - به‌دست آمده است.

برای برش نمونه‌ها از ورق اصلی در اندازه‌های مشخص شده، از دستگاه برش واتر جت^۹ استفاده شد. قطعات برش خورده با واتر جت، قبل از ایجاد ترک به‌منظور تهیه‌ی نمونه‌هایی کاملاً یکسان از نظر طول و زاویه بر روی هم جفت شدند و سپس ترک بر روی آنها ایجاد شد. در مرحله‌ی ایجاد ترک، از دستگاه سیم برش^{۱۰} استفاده شد. عرض شیار ایجادشده توسط این دستگاه در حدود 0.25 mm - 0.2 است و شیار ایجاد شده را می‌توان در حد قابل قبولی همانند ترک فرض کرد.

۲.۲. انتخاب مواد وصله

وصله‌ی کامپوزیتی متشکل از دو لایه الیاف پارچه به‌همراه رزین و یک لایه‌ی فلز آلومینیوم است که این فلز دارای مشخصات و ویژگی‌های مشابه با فلز پایه است. الیاف شیشه‌ی که برای ساخت کامپوزیت در این تحقیق به‌کار رفته است، الیاف پارچه شیشه با مشخصات $E_{11} = 200 \text{ GPa}$ / $T(90^\circ)$ است که حرف مشخصه‌ی E به معنی شیشه‌ی بودن جنس الیاف^{۱۱} و 90° به معنای وجود 90° تار در هر رشته از الیاف است. همچنین حرف M معرف بافت حصیری برای پارچه است و عدد 200 جرم واحد سطح پارچه را برحسب g/cm^2 نشان می‌دهد. $T(90^\circ)$ زاویه‌ی بافت الیاف طولی و عرضی را که به صورت 90° درجه است، نشان می‌دهد.^[۲۲]

پس از بررسی‌های فراوان، رزین اپوکسی با نام تجاری اپوکسی (LY5052) به همراه هاردنر (سفت‌کننده) آرادور^{۱۲} 5052 انتخاب شد. دلیل این انتخاب توصیه‌ی شرکت سازنده مبنی بر کارایی این رزین در کار بردهای هوا - فضاست. نسبت اختلاط رزین به هاردنر $100/38$ وزنی است.^[۲۱] این رزین زرد کم‌رنگ و کاملاً شفاف است. هاردنر این رزین نیز به رنگ زرد و شفاف است.^[۲۲]

پس از تولید وصله‌های کامپوزیتی برای چسباندن (اتصال) آنها به قطعه‌ی آلومینیومی ترک‌دار، از چسبی با نام تجاری آرالدیت^{۱۳} 2015 استفاده شد. دلیل

افزایش ضریب شدت تنش حالت اول با افزایش طول ترک است که در طول‌های بزرگ‌تر ترک، این نرخ افزایشی، رشد بسیار آهسته‌تری نسبت به اوایل رشد ترک دارد. همچنین در حالت مختلط دیده شد که تأثیر وصله بر ضریب شدت تنش حالت اول بیشتر از مقدار متناظر آن در حالت دوم است.

مطالعه‌ی نیز در زمینه‌ی تأثیر ترتیب لایه‌ی چینی وصله‌ی کامپوزیتی بر پارامترهای شکست و توزیع انرژی کرنشی ترمیم چسبی توسط چو و لیو^[۲۱] صورت گرفت. در این مطالعه وصله‌ی ترمیمی از نوع مواد چندلایه‌ی کامپوزیتی بود که تغییر زاویه‌ی قرارگیری الیاف‌ها در هر لایه و ترتیب لایه‌ی چینی و تأثیر آن بر مقادیر شکست بررسی شد. نتایج نشان داد که مناسب‌ترین زاویه‌ی قرارگیری الیاف‌ها در راستای عمود و $\pm 45^\circ$ درجه نسبت به زاویه‌ی قرارگیری ترک است. البته ترمیم صورت‌گرفته از نوع متقارن بود و روش ارائه‌شده برای محاسبه‌ی پارامترهای شکست در حالت مختلط براساس چگالی انرژی کرنشی^[۲۲] در اطراف نوک ترک بود.

مطالعه‌ی تجربی کاملی در مورد آزمایش خستگی صفحات آلومینیومی ترک‌دار در حالت مختلط که به صورت نامتقارن ترمیم شده است، توسط چانگ و یانگ^[۲۳] صورت گرفت.

وگلسان و ولوت^[۲۴،۲۵] در تحقیق جامعی به کاربرد کامپوزیت‌های FML در سازه‌های مدرن هوا - فضا پرداختند. آنها مزایای استفاده از کامپوزیت FML مانند مقاومت در مقابل اشغال، مقاومت در برابر خوردگی و فرسایش، بهبود رفتار خستگی، کاهش سرعت رشد ترک و مقاومت بالای این صفحه‌ها را در مقابل فرورفتگی ناشی از ضربه‌های وارد بر بدنه‌ی هواپیما بیان کردند.^[۲۶]

در سال ۲۰۰۹ خلیلی و همکاران^[۲۷] به مطالعه‌ی تجربی مقاومت به ضربه‌ی ورق‌های ترک‌دار آلومینیومی تعمیرشده با وصله‌های کامپوزیتی پرداختند. آنها در آزمایش‌های خود از دو نوع وصله‌ی کامپوزیتی استفاده کردند. تحقیقات آنها نشان داد که جذب انرژی در نمونه‌ی تعمیرشده با وصله‌ی الیاف کربنی دو برابر نمونه‌ی تعمیرشده با الیاف شیشه است.

اکافور و همکارانش^[۲۸] در سال ۲۰۰۵ به طراحی و تحلیل عددی - تجربی تعمیرات وصله‌ی کامپوزیتی بر روی صفحه‌های آلومینیومی هواپیما تحت بارکشی پرداختند. آنها پی بردند که وصله‌های ۶ لایه دربرتر از وصله‌های ۵ لایه به واماندگی می‌رسند و این امر به دلیل وجود تنش برشی کمتر در چسب وصله‌های ۶ لایه است. همچنین نتیجه گرفتند که عمر قطعات ترک‌دار وصله‌کاری شده حدود ۴۲٪ بیشتر از قطعات ترک‌دار بدون وصله است.

آلدربلیستن و همکارانش^[۲۹] کاربرد آلیاژهای منیزیم در صفحه‌های FML را بررسی کردند و یک ارزشیابی ابتدایی روی FML بر پایه‌ی منیزیم انجام دادند. آن‌ها بیان کردند که در قسمت‌هایی از سازه که در شرایط بارکمانش قرار دارد برای استحکام سازه از صفحه‌هایی با ضخامت و وزن بالا استفاده می‌شود. اگر در این قسمت‌ها از FML بر پایه‌ی منیزیم استفاده شود، از آنجا که افزایش ضخامت منیزیم نسبت به آلومینیوم افزایش وزن کمتری در پی دارد، خواص تحمل بارکمانش در صفحه افزایش می‌یابد.

در سال ۱۳۹۳ آشنای قاسمی و همکاران به تحلیل تجربی استحکام کششی صفحات آلومینیومی با شیار کناری ترمیم شده با وصله‌های کامپوزیتی پرداختند. در تحقیق آنها، ترمیم به صورت یک‌طرفه انجام گرفت و به صورت تجربی اثر نوع لایه‌ی چینی، ضخامت لایه‌ی فلزی، و طول وصله‌ی کامپوزیتی روی استحکام کششی ورق‌های ترمیم شده بررسی شد. آنها نشان دادند که استحکام کششی قطعات ترمیم شده در مقایسه با قطعات بدون وصله تا 82.4% افزایش یافته است.^[۳۰]

در این پژوهش، با توجه به توسعه‌ی روزافزون کاربرد کامپوزیت‌ها در ساخت،

انتخاب این چسب، استفاده از آن در تحقیقات قبلی و چسبندگی خیلی خوب آن به فلزات و کامپوزیت‌هاست.^[۳۳]

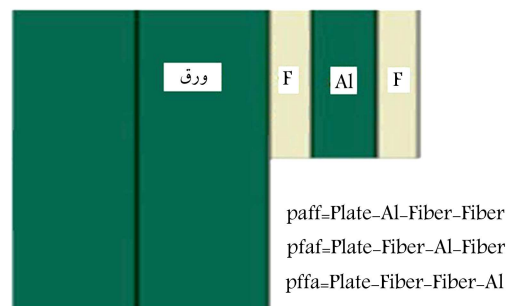
۳.۲. تعیین متغیرهای آزمایش

متغیرهای این پژوهش، به ترتیب زاویه ترک، نوع لایه چینی و عرض وصله کامپوزیتی و در سه سطح تعیین شد.

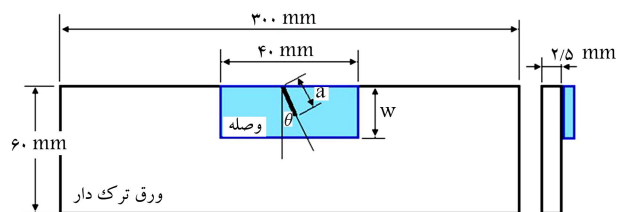
ترک‌های دارای راستای عمود بر جهت طولی قطعات (زاویه صفر درجه) تنها زمانی تحت شرایط حالت ترکیبی قرار می‌گیرند که بارگذاری از حالت ساده خارج شود و بار به صورت زاویه‌دار یا خارج از صفحه به قطعه اعمال شود. بنابراین، به منظور دستیابی به حالت ترکیبی در ترک بدون تغییر حالت بارگذاری، و همچنین بررسی تأثیر زاویه ترک بر رفتار نمونه‌های مورد آزمون، سه حالت برای زاویه ترک در نظر گرفته شد؛ به طوری که امتداد ترک با راستای عرضی نمونه‌ها، زاویه‌های ۰، ۳۰ و ۴۵ درجه ایجاد می‌کند.

پارامتر دوم، که در پژوهش حاضر در نظر گرفته شده است، عرض وصله است. عرض وصله به دلیل پوشش دادن مسیر رشد ترک، یک پارامتر اساسی محسوب می‌شود و برای آن سه مقدار متفاوت ۲۵، ۳۰ و ۳۵ میلی‌متر در وصله‌ی دارای طول یکسان ۴۰ میلی‌متر در نمونه‌های ساخته شده در نظر گرفته شده است.

تعداد لایه‌های وصله‌ی کامپوزیت در همه‌ی نمونه‌ها سه لایه در نظر گرفته شده است. همان‌طور که قبلاً ذکر شد، لایه‌ی فلز آلومینیوم مذکور که در ساختار وصله به کار رفته دارای مشخصات و ویژگی‌هایی مشابه با فلز آلومینیوم پایه است. یعنی جنس آن A۱۱۰۳۵ و خواص مکانیکی آن نیز همانند ورق پایه است. اما ضخامت این ورق آلومینیوم ۰/۳ mm است. علاوه بر تعداد لایه‌های به کار رفته برای ساخت وصله‌ی کامپوزیت، نوع لایه‌ی چینی وصله می‌تواند سه حالت داشته باشد یعنی لایه‌ی فلز می‌تواند بین دولایه پارچه یا زیر آن‌ها یا بر روی آن‌ها قرار بگیرد (شکل ۱). در شکل ۲ طرح‌واره‌ی نحوه‌ی استقرار وصله بر روی ورق پایه و سایر پارامترهای تحقیق نمایش داده شده است. θ زاویه‌ی ترک، w عرض وصله و a طول ترک است که در این تحقیق، برابر ۶ mm در نظر گرفته شده است.



شکل ۱. نحوه چیدمان لایه‌ی وصله و قرارگیری آن بر روی ورق پایه.



شکل ۲. طرح‌واره‌ی موقعیت وصله روی ورق پایه.

۴.۲. مراحل ساخت نمونه‌های مورد آزمایش

برای ساخت وصله‌های کامپوزیت از لایه‌چینی دستی^{۱۴} استفاده شده است. در این فرایند لایه‌های کامپوزیت به ترتیب بر روی یکدیگر قرار می‌گیرند. به منظور برش به اندازه‌های کوچکتر، از دستگاه واترجت استفاده شد؛ زیرا برش توسط هر نوع ابزار برش تیغه‌دار مانند برش فرز، اره عمودبر یا تیغه‌های الماسه به علت ارتعاش زیاد باعث جدایش بین لایه‌ی فلز با لایه الیاف می‌شود.

قبل از برش باید سطوح لایه‌ی فلز از حالت صاف و صیقلی خارج می‌شدند؛ زیرا بعد از قرار گرفتن در لایه‌چینی کامپوزیت، دیگر امکان زبر کردن سطح قطعات کوچک فلز بسیار نازک نبود. از این رو با کاغذ سنباده زبر شماره ۸۰ تا ۱۸۰ در دو جهت مخالف روی آن‌ها سنباده کشیده شد.

برای ساخت وصله‌ها، ابتدا ورق‌های نازک فلزی با استون شستشو داده شدند تا چربی‌زدایی شوند. سپس آنها با آب گرم شستشو داده شدند و در مرحله‌ی بعد با آب دارای پودر لباس‌شویی و برس دوباره تمام سطح فلز از ذرات و براده‌ها و ناخالصی‌های احتمالی پاک شد. در مرحله‌ی آخر سطح فلز شستشو داده شد و برای جلوگیری از نشست ذرات ناخالصی روی آنها با پارچه‌ی تمیز پوشانده شد. در این مرحله بستری کار برای انجام لایه‌چینی وصله، چرب شد و یک لایه پلاستیک نازک روی آن قرار داده شد و همچنین همه حباب‌های زیر آن خارج شد.

پس از اتمام لایه‌چینی، لایه‌ی پلاستیک نازک آغشته به ماده‌ی چرب‌کننده روی کامپوزیت قرار داده شد و شیشه‌ی دیگری روی آن گذاشته شد. برای خارج شدن رزین اضافه و همچنین فشردن لایه‌ها به همدیگر به منظور اتصال بهتر، روی آنها وزنه‌هایی قرار داده شد. فرایند پخت^{۱۵} رزین در دمای محیط (۲۵°C) بین ۸-۱۶ ساعت طول می‌کشد که با قرار دادن در کوره و دمای ۶۰°C می‌توان این زمان را به ۱-۲ ساعت کاهش داد. عملیات پس از پخت در کوره و در دمای ۸۰°C به مدت ۴ ساعت به انجام رسید. توجه به این نکته ضروری است که تمام مراحل پخت و عملیات پس از پخت، طبق دستور توصیه‌شده در کاتالوگ مشخصات رزین،^[۳۴] انجام شده است.

پس از اتمام عملیات پخت، مقدار رزین و الیافی که از اطراف لایه‌ی فلز بیرون زده بود، با فاصله‌ی حدود ۲-۳ میلی‌متر از لبه‌ی فلز بریده و سپس با سنگ‌گرفتن و سنباده‌کشیدن لبه‌های وصله صاف شد. در این مرحله کار ساخت وصله به پایان رسیده است و می‌توان وصله‌های مربوط به هر نمونه را به آنها متصل کرد.

۵.۲. آماده کردن سطوح و اتصال وصله به ورق پایه

از مراحل مهم و حساس در ترمیم قطعه با وصله‌ی کامپوزیتی، آماده‌سازی سطوح است تا پیوند وصله و قطعه به خوبی شکل بگیرد. اگر ترمیم به درستی انجام نشود، بی‌ارزش است. بیشتر خرابی‌های ترمیم در محل تماس چسب و صفحه و بر اثر عوامل محیطی روی می‌دهد. از این رو، روش آماده‌سازی سطح مناسب در ترمیم موفق نقش مؤثری دارد. روش‌های متفاوت آماده‌سازی سطح وجود دارد. برحسب جنس نمونه، سطح مورد نظر، با یکی از روش‌هایی که در ادامه می‌آید، آماده‌سازی می‌شود.

پس از اتمام مراحل بیان‌شده سطح کاملاً براق و تمیزی روی قطعه ظاهر می‌شود. همچنین، نقاط بسیار ریزی در آن به حالت خورده‌شده نیز دیده می‌شود و سطح کاملاً برای برقراری اتصال قطعه و وصله آماده است. همین روش را می‌توان برای آماده‌سازی سطوح وصله‌ها نیز به کار برد. نکته‌ی بسیار مهم آن است که پس از انجام

بار اعمالی به قطعه باید طوری انتخاب شود که ضریب شدت تنش (K) از ضریب شدت تنش بحرانی (K_{IC}) کمتر باشد و طول ناحیهی خمیری نسبت به طول لیگامنت (مسیر رشد ترک) از ۰٫۸ بیشتر نشود (۱) $(R_y/r \leq 0.8)$.

با در نظر گرفتن این دو شرط و با کمک مدل سازی و تحلیل رفتار قطعه در نرم افزار متلب^{۱۷}، میزان بار اعمالی به قطعه برابر ۱۲۰۰۰ N محاسبه شد. شکل موج به صورت سینوسی، نسبت تنش^{۱۸} $R = 0.7$ ، و بسامد بارگذاری نیز متناسب با قابلیت دستگاه برابر ۹ Hz در نظر گرفته شد.

برای اندازه گیری طول ترک در حین آزمایش از روش بصری^{۱۹} نفوذ مایعات، به دلیل مزایای خوبی که دارد، استفاده شد. آزمون مایع نافذ^{۲۰} (PT) به روش زیر انجام می شود:^[۲۴]

۱. آماده سازی سطح: سطح آزمایش را باید کاملاً تمیز کرد. این کار را می توان با پارچهی آغشته به مواد پاک کننده یا در صورت نیاز به وسیلهی برس سیمی یا سنگ جت یا سندبلاست انجام داد.

۲. اعمال مایع نافذ: این عمل را با توجه به امکانات یا شرایط قطعه می توان با افشانه کردن، غوطه وری قطعه در مخزن حاوی مایع نافذ، یا به وسیلهی فرچهی رنگ انجام داد.

۳. پاک کردن نافذ اضافی: بعد از گذشتن زمان معین (معمولاً بین ۵ تا ۳۰ دقیقه) که بستگی به شرایط سطحی و حساسیت قطعه دارد، باید سطح را از مایع نافذ اضافی پاک کرد. این عمل معمولاً با پارچهی آغشته به محلول پاک کننده که توسط شرکت سازندهی نافذ توصیه می شود یا آغشته به آب (برای نافذ پاک شونده با آب) به دقت انجام می شود. ولی باید از اعمال محلول پاک کننده به طور مستقیم بر روی سطح آزمایش خودداری شود؛ زیرا احتمال خروج مایع نافذ از درزها و ناپیوستگی های سطحی وجود دارد. در این صورت آشکارسازی عیب مختل می شود (رنگ مادهی نافذ عموماً قرمز است).

۴. اعمال مادهی ظاهر کننده بر روی سطح: این ماده معمولاً از ذرات شبیه گچ به طور خشک یا محلول در یک مادهی نفتی تشکیل شده است و طبق خاصیت اسمزی (موئینگی) موجب بیرون کشیدن مایعات نافذ از درزها و ناپیوستگی ها می شود (رنگ این ماده عموماً سفید است) و علائم حاصل از عیوب (رنگ قرمز) در این زمینه سفید (مادهی ظاهر کننده) آشکار می شود و با وضوح خوبی قابل مشاهده است.

۵. بازرسی: در هر کدام از مواد نافذ تفسیر توسط چشم و یک نور مشخص صورت می گیرد. برای مواد نافذ همراه با مواد رنگی که معمولاً به رنگ قرمز هستند از نور معمولی در حد دو لامپ فلورسنت استفاده می شود. برای مواد فلورسسان به نور فرابنفش با شدت $1000 - 800 \mu W/cm^2$ نیاز است.^[۲۴]

۳. نتایج و بحث

در پژوهش حاضر علاوه بر نمونه های ترمیم شده، نمونه های دیگری شامل قطعات آلومینیومی شیاردار بدون وصله نیز مورد آزمایش قرار گرفتند. در جدول ۱ میزان عمر (تعداد دوره های) تمام نمونه های آزمایش شده به همراه نحوه کدگذاری و کد قطعات آورده شده است. نحوه کدگذاری نمونه ها به این صورت است که عدد اول بیان کننده ی نوع وصله، عدد دوم عرض وصله، و عدد سوم زاویه ی ترک طبق شماره های اختصاص داده شده برای هر کدام در جدول ۱ است.

این عملیات، فقط ۲۴ ساعت زمان برای چسباندن وصله به قطعه وجود دارد. در صورت گذشت زمان بیش از این مقدار باید مجدداً مراحل آماده سازی سطح تکرار شود.

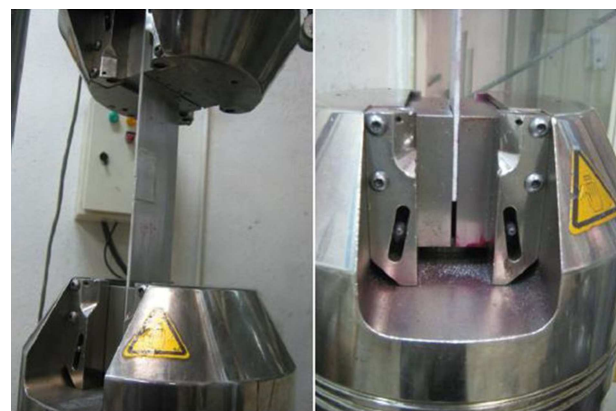
در آخرین مرحله ی ساخت نمونه ها، به منظور چسباندن وصله های کامپوزیتی به ورق های ترک دار با آرالدیت ۲۰۱۵، ابتدا دو بخش چسب و هاردنر به نسبت وزنی ۱:۱ مخلوط شد و توسط قلم چوبی یا همزن شیشه یی به مدت ۵ دقیقه خوب به هم زده شدند تا مخلوط کاملاً یک دستی ایجاد شود. سپس با آغشته کردن سطح فلز و وصله با چسب، اتصال آن ها برقرار شد. همچنین، در ابتدا عمل چسباندن روی چند نمونه به صورت آزمایشی انجام شد تا میزان ضخامت چسب به صورت تجربی در حد ۲ mm تنظیم شود. پس از برقراری اتصال مطابق دستور پخت توصیه شده،^[۲۵] نمونه ها به مدت ۳۵ دقیقه در دمای $70^\circ C$ در کوره قرار داده شدند و تست نمونه ها نیز پس از گذشت حداقل دو هفته انجام شد تا پیوند به طور کامل برقرار شود.

برای انجام آزمایش خستگی، از دستگاه اینسترون^{۱۶} ۸۵۰۲، استفاده شد (شکل ۳). این دستگاه توانایی اعمال بار به میزان 3° تن به صورت استاتیکی و 1° تن به صورت خستگی و دینامیکی را دارد. شکل بارگذاری می تواند سینوسی، مربعی، مثلثی، یا به طور دلخواه در نظر گرفته شود. بسامد بار نیز بین ۱ Hz تا ۲۰۰ Hz قابل تنظیم است.^[۲۵]

آزمایش های مورد نظر در آزمایشگاه با دمای محیط، بین 20° تا 25° درجه، انجام گرفت. برای جای گذاری قطعه در دستگاه، ابتدا گیره ی متناسب با ضخامت و عرض آن بر روی فک های دستگاه سوار شد و سپس قطعه از هر طرف به اندازه ی ۵۰ mm در داخل گیره ها قرار گرفت (شکل ۴). نحوه مونتاژ کردن قطعه نیز بر روی دستگاه بسیار مهم است و کوچک ترین ناترازی باعث ایجاد مؤلفه های برشی در روی قطعه و به وجود آوردن خطا در عمر به دست می آید.



شکل ۳. قسمت های اصلی دستگاه آزمون خستگی.



شکل ۴. مونتاژ قطعه بر روی دستگاه به منظور انجام آزمایش.

جدول ۱. عمر تمام نمونه‌های آزمایش شده و نحوه‌ی کدگذاری آنها.

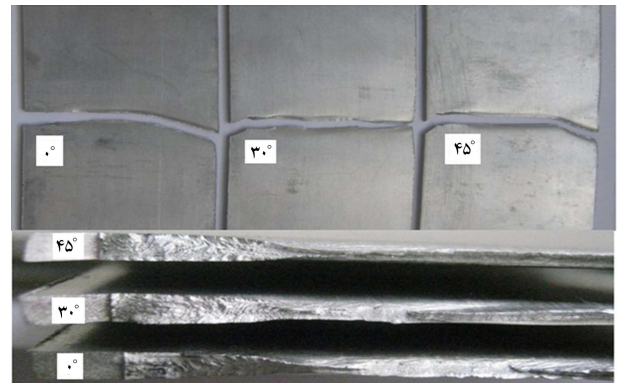
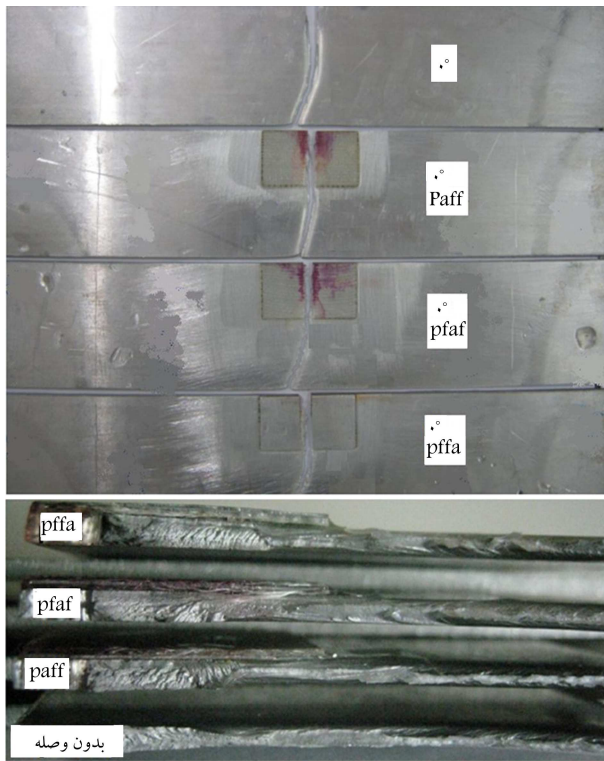
عمر (دوره)	نیرو (N)	کد	اندازه وصله mm × mm	نوع وصله	زاویه ترک (درجه)
۶۷۰۰	۱۲۰۰۰	-	-	بدون وصله	۰
۲۰۶۰۰	۱۲۰۰۰	۲-۳-۱	۴۰ × ۳۵	Paff	۰
۲۱۲۰۰	۱۲۰۰۰	۲-۲-۱	۴۰ × ۳۰	Paff	۰
۲۶۰۸۰	۱۲۰۰۰	۲-۱-۱	۴۰ × ۲۵	Paff	۰
۲۶۱۰۰	۱۲۰۰۰	۳-۳-۱	۴۰ × ۳۵	Pfaf	۰
۲۶۶۳۰	۱۲۰۰۰	۳-۲-۱	۴۰ × ۳۰	Pfaf	۰
۲۳۵۴۰	۱۲۰۰۰	۳-۱-۱	۴۰ × ۲۵	Pfaf	۰
۳۳۸۵۰	۱۲۰۰۰	۱-۳-۱	۴۰ × ۳۵	Pffa	۰
۳۵۷۰۰	۱۲۰۰۰	۱-۲-۱	۴۰ × ۳۰	Pffa	۰
۴۰۳۲۰	۱۲۰۰۰	۱-۱-۱	۴۰ × ۲۵	Pffa	۰
۱۲۵۰۰	۱۲۰۰۰	-	-	بدون وصله	۳۰
۲۱۱۱۰	۱۲۰۰۰	۲-۳-۲	۴۰ × ۳۵	Paff	۳۰
۲۲۱۵۰	۱۲۰۰۰	۲-۲-۲	۴۰ × ۳۰	Paff	۳۰
۲۴۸۹۰	۱۲۰۰۰	۲-۱-۲	۴۰ × ۲۵	Paff	۳۰
۳۲۱۰۰	۱۲۰۰۰	۳-۳-۲	۴۰ × ۳۵	Pfaf	۳۰
۳۳۲۰۰	۱۲۰۰۰	۳-۲-۲	۴۰ × ۳۰	Pfaf	۳۰
۳۵۱۵۰	۱۲۰۰۰	۳-۱-۲	۴۰ × ۲۵	Pfaf	۳۰
۴۰۳۰۰	۱۲۰۰۰	۱-۳-۲	۴۰ × ۳۵	Pffa	۳۰
۴۱۱۶۰	۱۲۰۰۰	۱-۲-۲	۴۰ × ۳۰	Pffa	۳۰
۴۶۷۰۰	۱۲۰۰۰	۱-۱-۲	۴۰ × ۲۵	Pffa	۳۰
۱۷۳۰۰	۱۲۰۰۰	-	-	بدون وصله	۳۰
۴۷۴۰۰	۱۲۰۰۰	۲-۳-۳	۴۰ × ۳۵	Paff	۳۰
۴۹۲۳۰	۱۲۰۰۰	۲-۲-۳	۴۰ × ۳۰	Paff	۴۵
۷۱۴۰۰	۱۲۰۰۰	۲-۱-۳	۴۰ × ۲۵	Paff	۴۵
۵۹۸۰۰	۱۲۰۰۰	۳-۳-۳	۴۰ × ۳۵	Pfaf	۴۵
۶۳۴۵۰	۱۲۰۰۰	۳-۲-۳	۴۰ × ۳۰	Pfaf	۴۵
۶۶۹۰۰	۱۲۰۰۰	۳-۱-۳	۴۰ × ۲۵	Pfaf	۴۵
۶۷۶۱۰	۱۲۰۰۰	۱-۳-۳	۴۰ × ۳۵	Pffa	۴۵
۶۸۸۵۰	۱۲۰۰۰	۱-۲-۳	۴۰ × ۳۰	Pffa	۴۵
۶۹۲۳۰	۱۲۰۰۰	۱-۱-۳	۴۰ × ۲۵	Pffa	۴۵

عمر قطعات در شرایط یکسان نیرو و طول ترک، افزایش نسبتاً زیادی داشته است. به طوری که در زاویه‌های ۳۰ و ۴۵ درجه، به ترتیب در حدود ۲ و ۲/۵ برابر بیشتر از نمونه با زاویه‌ی ترک صفر درجه عمر داشته‌اند.

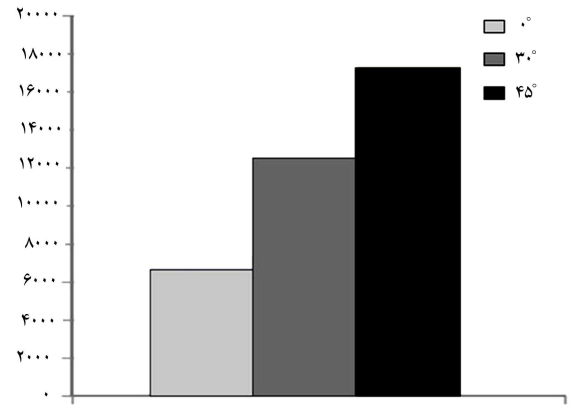
دو دلیل برای این امر وجود دارد: اولاً با زاویه‌دار شدن ترک مسیر رشد ترک افزایش و در نتیجه ضریب شدت تنش کاهش می‌یابد. ثانیاً با زاویه‌دار شدن ترک، تأثیر حالت I در رشد ترک کمتر می‌شود و ترک وارد حالت‌های II و

در شکل ۵ اثر زاویه‌ی ترک بر روی نمونه‌های ترک‌دار بدون وصله و همچنین سطح مقطع آنها پس از انجام آزمون خستگی، نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل دیده می‌شود رشد ترک در نمونه‌های دارای ترک زاویه‌دار نیز در حالت I اتفاق افتاده است.^[۷]

شکل ۶، عمر قطعات بدون وصله ترک‌دار را با زوایای مختلف نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، با افزایش زاویه‌ی ترک از صفر درجه به ۴۵ درجه،

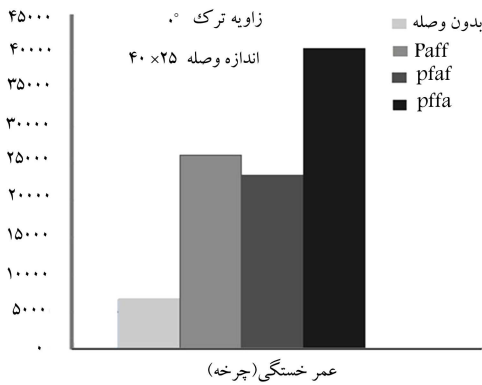


شکل ۵. سطح شکست قطعات بدون وصله با زاویه‌های ترک مختلف.

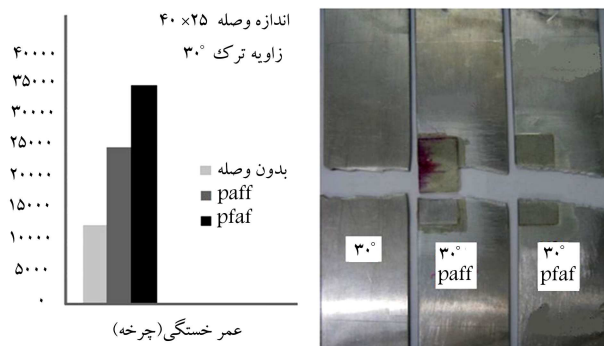


شکل ۶. اثر زاویه‌ی ترک بر روی عمر قطعات ترک‌دار بدون وصله.

شکل ۷. چیدمان لایه‌ی مختلف بر روی قطعات ترک‌دار صفر درجه با وصله‌ی ۴۰ × ۲۵ mm و سطح مقطع آنها.



شکل ۸. تأثیر چیدمان لایه‌ی مختلف بر عمر قطعات ترک‌دار صفر درجه با وصله ۴۰ × ۲۵ mm.



شکل ۹. تأثیر چیدمان لایه‌ی مختلف بر عمر قطعات ترک‌دار با زاویه‌ی ترک ۳۰ درجه با وصله‌ی ۴۰ × ۲۵ mm.

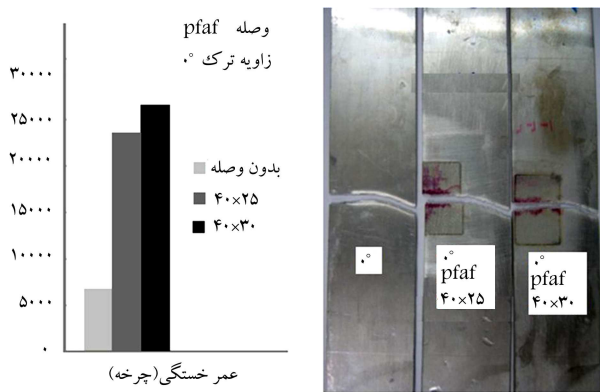
III رشد خود می‌شود که در این حالت‌ها نیز رشد ترک به آهستگی صورت می‌گیرد.

پارامتر مهم دیگر، که جزء متغیرهای اصلی در این پژوهش تعیین شده بود، تأثیر لایه‌چینی مختلف وصله بر روی عمر قطعات بود. شکل ۷ نمونه‌های ترمیم‌شده با وصله‌هایی با لایه‌چینی متفاوت را که دارای اندازه‌ی ثابت ۴۰ × ۲۵ mm و زاویه‌ی ترک صفر درجه هستند در کنار نمونه‌ی بدون وصله نشان می‌دهد.

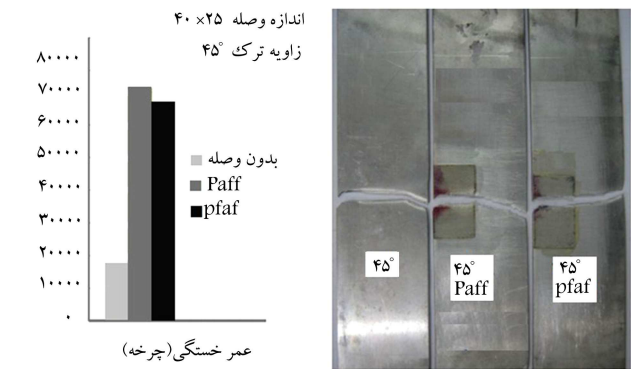
عمر این قطعات در شکل ۸ آورده شده است. مشاهده می‌شود که در زاویه‌ی ترک صفر درجه، لایه‌چینی pffa بیشترین عمر را دارد و پس از آن بیشترین عمر به ترتیب مربوط به لایه‌چینی‌های paff و pfa بوده است. نکته‌ی حائز اهمیت در این شکل افزایش چشم‌گیر عمر قطعات ترک‌دار ترمیم‌شده در مقایسه با قطعه‌ی بدون وصله است؛ به طوری که افزایش حداقل ۳۰٪ عمر نمونه‌های وصله‌شده در قطعات ترک‌دار با زاویه‌ی صفر درجه مشاهده می‌شود.

همچنین در شکل‌های ۹ و ۱۰، اثر لایه‌چینی‌های موجود بر روی عمر قطعات در زوایای ۳۰ و ۴۵ درجه دیده می‌شود. نکته‌ی اول در شکل ۹ افزایش حداقل ۲۰٪ عمر قطعه‌ی ترمیم‌شده نسبت به مورد مشابه ترمیم‌نشده است. نکته‌ی بعدی این است که در زاویه‌ی ۳۰ درجه و اندازه‌ی وصله ۴۰ × ۲۵ mm، لایه‌چینی pfa بهتر از paff عمل کرده و عمر بیشتری را نصیب قطعه ترک‌دار کرده است؛ در حالی که در زاویه‌ی ۴۵ درجه، عمر قطعه با وصله paff بیشتر از عمر آن با وصله pfa است. همان‌طور که در شکل ۱۰ دیده می‌شود افزودن وصله به قطعه‌ی ترک‌دار با زاویه‌ی ۴۵ درجه، سبب افزایش ۴۰٪ عمر آن شده است.

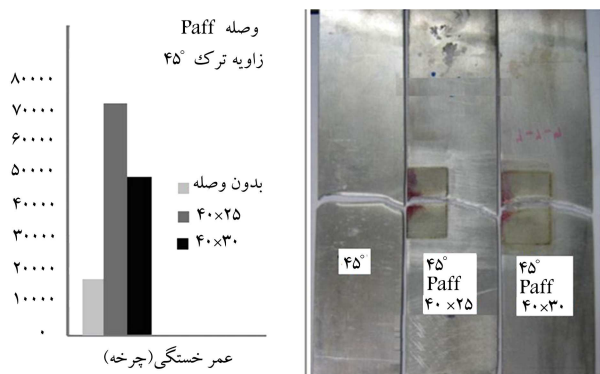
در مجموع بدون احتساب لایه‌چینی pffa در زاویه‌ی ترک صفر درجه، لایه‌چینی



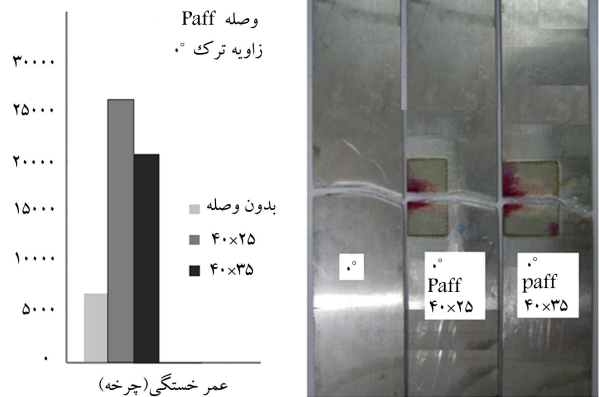
شکل ۱۰. تأثیر چیدمان لایه‌ی مختلف بر عمر قطعات ترک‌دار با زاویه‌ی ترک ۴۵ درجه و وصله‌ی pfaf.



شکل ۱۱. تأثیر چیدمان لایه‌ی مختلف بر عمر قطعات ترک‌دار با زاویه‌ی ترک ۴۵ درجه و وصله‌ی ۴۰ × ۲۵ mm.



شکل ۱۲. تأثیر عرض وصله بر عمر قطعات ترک‌دار با زاویه‌ی ترک ۴۵ درجه و وصله‌ی Paff.



شکل ۱۳. تأثیر عرض وصله بر عمر قطعات ترک‌دار با زاویه‌ی ترک ۳۰ درجه و وصله‌ی Paff.

نمونه‌ها، باعث کاهش عمر قطعات نیز شده است. اما در مورد نمونه‌ی ترک‌دار با زاویه‌ی صفر درجه که وصله‌ی با لایه‌چینی pfaf دارد، افزایش عرض وصله میزان عمر قطعه را افزایش داده است. دلیلی که می‌توان برای این کاهش عمر با افزایش عرض وصله در بیشتر نمونه‌ها آورد، این است که با افزایش عرض وصله، میزان ممان خمشی قطعه بر اثر ترمیم یک طرفه افزایش می‌یابد و به رشد ترک کمک می‌کند. در جدول ۲ مقایسه‌ی میان نتایج تجربی به‌دست‌آمده توسط چانگ و یانگ^[۳۱] با نتایج تجربی این پژوهش آورده شده است. در هر دو مورد ترک از نوع ترک کناری یا لبه‌ی است و جنس وصله‌ی کامپوزیتی آنها نیز یکسان است. مشاهده می‌شود که وصله‌های کامپوزیتی استفاده‌شده در این پژوهش، با داشتن ضخامتی به اندازه‌ی یک سوم ضخامت وصله‌ی چانگ و یانگ در بعضی از لایه‌چینی‌ها، افزایش عمر بیشتری نسبت به وصله‌های به‌کاررفته در پژوهش آنها داشته است.

۴. نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر، تحلیل تجربی استحکام خستگی ورق ترک‌دار آلومینیومی دارای شکاف کناری ترمیم‌شده توسط وصله‌های کامپوزیتی لایه‌ی فلزی (FML) صورت گرفت و نتایج زیر به‌دست آمد:

۱. مهم‌ترین و کاربردی‌ترین نتیجه‌ی این تحقیق، افزایش بیش از ۲۰۰ درصدی عمر قطعه‌ی وصله‌شده نسبت به بدون وصله تحت آزمایش خستگی است که

در نمونه‌های ۰ و ۴۵ درجه کارایی بهتر و بالاتری را به قطعه می‌بخشد و عمر آن را در مقایسه با وصله‌ی pfaf افزایش می‌دهد. درحالی‌که در نمونه‌های ۰ و ۳۰، وصله با لایه‌چینی pfaf افزایش عمر بیشتری را در نمونه‌های آزموده‌شده در آزمایشگاه از خود نشان داده است.

در شکل‌های ۱۱ تا ۱۴، تأثیر عرض وصله بر میزان عمر قطعات ترمیمی به‌دست‌آمده در آزمایشگاه، نشان داده شده است. نتایج حاکی از آن است که در نمونه‌های تعمیرشده، افزایش عرض وصله باعث افزایش عمر نشده بلکه در بیشتر

بیانکننده‌ی روشی مناسب برای ترمیم سازه‌های هوا - فضایی با صرف زمان و هزینه کم است. این افزایش عمر در بعضی از نمونه‌ها مقدار ۶۰٪ را نیز نشان داد. بیشترین افزایش عمر مربوط به ترک با زاویه صفر درجه و کمترین مقدار متعلق به ترک با زاویه ۳۰ درجه است.

۲. با افزایش زاویه‌ی ترک از صفر به ۴۵ درجه، عمر قطعات در اثر بار خستگی افزایش می‌یابد و این افزایش هم در نمونه‌های وصله‌شده و هم در نمونه‌های بدون وصله به صورت تجربی قابل مشاهده است. دلیل این افزایش عمر، یکی افزایش طول مسیر رشد ترک در نمونه‌های زاویه‌دار نسبت به ترک با زاویه صفر درجه بوده و دیگری کاهش اثر حالت I و وارد شدن ترک به حالت II است.

۳. در لایه‌چینی‌های مختلف وصله، اختلاف عمر زیادی وجود ندارد. ولی بیشترین عمر مربوط به وصله با لایه‌چینی pffa است. بعد از آن، وصله با لایه‌چینی paff، کارآمدتر از وصله‌ی pfaf بود.

۴. افزایش عرض وصله‌ها، تأثیر مهمی در افزایش عمر نداشت و حتی باعث کاهش عمر نیز شد. این مسئله به دلیل افزایش ممان خمشی ایجادشده توسط ترمیم یک‌طرفه با بزرگ‌تر شدن عرض وصله است.

جدول ۲. مقایسه‌ی عمر به دست آمده از تحلیل حاضر با نتایج چانگ و یانگ.

زاویه‌ی ترک (درجه)	اندازه‌ی وصله (mm)					
	(۴۰ × ۲۵ × ۰٫۸)			(۴۰ × ۲۵ × ۲٫۵)		
	تحقیق حاضر			[۳۱]		
	نوع وصله	عمر (سیکل)	نوع وصله	عمر (سیکل)	نوع وصله	عمر (سیکل)
۰	بدون وصله	۴۴٫۲۰۰	-	بدون وصله	۴۴٫۲۰۰	-
۰	با وصله	۲۲۱٫۵۰۰	۵٫۰۱	با وصله	۲۲۱٫۵۰۰	۳٫۵۱
۰	با وصله	۲۲۱٫۵۰۰	۵٫۰۱	با وصله	۲۲۱٫۵۰۰	۶٫۰۲
۳۰	بدون وصله	۷۴٫۰۰۰	-	بدون وصله	۷۴٫۰۰۰	-
۳۰	با وصله	۱۷۸٫۰۰۰	۲٫۴۱	با وصله	۱۷۸٫۰۰۰	۱٫۹۹
۳۰	با وصله	۱۷۸٫۰۰۰	۲٫۴۱	با وصله	۱۷۸٫۰۰۰	۲٫۸۱
۴۵	بدون وصله	۱۱۲٫۰۰۰	-	بدون وصله	۱۱۲٫۰۰۰	-
۴۵	با وصله	۲۷۸٫۰۰۰	۲٫۴۸	با وصله	۲۷۸٫۰۰۰	۴٫۱۳
۴۵	با وصله	۲۷۸٫۰۰۰	۲٫۴۸	با وصله	۲۷۸٫۰۰۰	۳٫۸۷

پانوشتها

- aging
- Aloha airline
- composite
- fiber metal laminate
- stress intensity factor
- peel
- Boron/Epoxy
- Bachir
- hydra jet
- wire Cut
- e-glass
- Aradur
- Araldit
- hand lay-up
- cure
- Instron
- MATLAB
- stress ratio
- visual method
- liquid penetration inspection

منابع (References)

- Asundi, A. and Choi, A.Y.N. "Fiber metal laminates: An advanced material for future aircraft", *Journal of Materials Processing Technology*, **63**, pp. 384-394 (1997).
- Tarn, J.Q. and Kam-Lun, S. "Analysis of cracked plates with a bonded patch", *Engineering Fracture Mechanics*, **40**(6), pp. 1055-1065 (1991).
- Jason, B. and Avram, B.S. "Fatigue response of thin stiffened aluminum cracked panels repaired with bonded

composite patches", M.S. Thesis. Air Force Institute of Technology (2001).

- Therall, E.W., *Failure in Adhesively Bonded Structures, Bonded Joints and Preparation for Bonding*, AGARD-CP-102 (1979).
- Khalili, S.M.R., Ghadjar, R., Sadeghinia, M. and Mittal, R.K. "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).
- Rose, L.R.F. "A cracked plate repaired by bonded reinforcements", *International Journal of Fracture*, **18**, pp. 135-44 (1982).
- Javidrad, F., *Fracture Mechanics in Structures Design*, Gotenberg press, Tehran, pp. 13-30 (In Persian) (2009).
- Klement, J. "Properties of laminate consisting of carbon prepregs and aluminum sheets", *Proceeding of the Fifth International Seminar on Radar*, **6**(1), pp. 16-21 (2003).
- Baker, A.A., Rose, L.R.F. and Jones, R., *Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure*, 1st Edition, Elsevier (2003).
- Denney, J.J. "Fatigue response of cracked aluminum panel with partially bonded composite patch", Master's thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson AFB, USA (1995).
- Ryan, J. and Mills, T.B. "The effects of disbond on patching efficiency over thicker structure", *Proceedings of the 1998 USAF Structural Integrity Program Conference*, San Antonio, Texas (December 1998).

12. Jones, R., Callinan, J. and Aggarwal, K.C. "Analysis of bonded repair to damaged fiber composite structures", *Engineering Fracture Mechanics*, **17**, pp. 37-46 (1983).
13. Xiong, J.J. and Shenoi, R.A. "Investigated experimental screening of bonded composites patch repair schemes to notched aluminum-alloy panels based on static and fatigue strength concept", *Composite Structures*, **83**, pp. 266-272 (2008).
14. Sun, C.T., Klug, J. and Arendt, C. "Analysis of cracked aluminum plates repaired with bonded composite patches", *AIAA Journal*, **34**(2), pp. 369-374 (1996).
15. Naboulsi, S. and Mall, S. "Fatigue crack growth analysis of adhesively repaired panel using perfectly and imperfectly composite patches", *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, **28**(1), pp. 13-28 (1997).
16. Naboulsi, S., Mall, S. and Avram, J.B. "Fatigue crack growth analysis of stiffened cracked panel repaired with bonded composite patch", *Engineering Fracture Mechanics*, **73**(11), pp. 1553-1567 (2006).
17. Naboulsi, S. and Mall, S. "Nonlinear analysis of bonded composite patch repair of cracked aluminum panels", *Composite Structures*, **41**, pp. 303-313 (1998).
18. Schubbe, J.J., *Thickness Effects on Cracked Aluminum Plate with Composite Patch Repair*, Air Force Institute of Technology Wright-Patterson AFB Oh (1997).
19. Conely, D.S. "Fatigue response of repaired thick aluminum panels with bond line flaws", M.S. Thesis, School of Engineering, No. AFIT/GAE/ENY/99M-03, Air Force Institute of Technology Wright-Patterson AFB oh (1999).
20. Bouiadjra, B.B., Belhouari, M. and Serier, B. "Computation of the stress intensity factors for repaired cracks with bonded composite patch in mode I and mixed mode", *Composite Structures*, **56**, pp. 401-406 (2002).
21. Chue, C. and Liu, T.J. "The effects of laminated composite patch with different stacking sequences on bonded repair", *Composite Engineering*, **5**, pp. 223-230 (1995).
22. Sih, G.C. "Strain-energy-density factor applied to mixed mode crack problems", *International Journal of Fracture*, **10**, pp. 305-321 (1974).
23. Chang, P.Y., Yeh, P.C. and Yang, J.M. "Fatigue crack initiation in hybrid boron/glass/aluminum fiber metal laminates", Elsevier, *Materials Science and Engineering, Part A*, **496**(1), pp. 273-280 (2008).
24. Voegesang, L.B. and Vlot, A. "Development of fiber metal laminates for advanced aerospace structures", *Journal of Materials Processing Technology*, **103**, pp. 1-5 (2000).
25. Voegesang, L.B., Schijve, J. and Fredell, R. "Fiber metal laminates: Damage tolerant aerospace materials", *Case Studies in Manufacturing with Advanced Materials*, **2**, pp. 253-271 (1995).
26. Voegesang, L.B. and Vlot, A. "Development of fiber metal laminates for advanced aerospace structures", *Journal of Materials Processing Technology*, **103**, pp. 1-5 (2000).
27. Khalili, S.M.R., Ghadjar, R., Sadeghinia, M. and Mittal, R.K. "An experimental study on the Charpy impact response of cracked aluminum plates repaired with GFRP or CFRP composite patches", *Composite Structures*, **89**(2), pp. 270-274 (2009).
28. Chukwujekwu Okafor, A., Singh, N., Enemuoh, U.E. and Rao, S.V. "Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels", *Composite Structures*, **71**, pp. 251-270 (2005).
29. Alderliesten, R., Benedictus, R. and Rans, C. "The applicability of magnesium based Fiber Metal Laminates in aerospace structures", *Journal of Composites Science and Technology*, **68**, pp. 2983-2993 (2008).
30. Ashenai Ghasemi, F., Bagheri, Gh. and Pourkamali Anaraki, A. "Experimental analysis of tensile strength of lateral notched aluminum plates reinforced by the Fiber metal laminate (FML) patches", *Modares Mechanical Engineering*, **15**(3), pp. 1-8 (In Persian) (2015).
31. Chung, K.H. and Yang, W.H. "Mixed mode fatigue crack growth in aluminum plates with composite patches", Elsevier, *International Journal of Fatigue*, **25**(4), pp. 325-333 (2003).
32. Huntsman Advanced Materials Data Sheet for Araldite LY5052-1/ Aradure 5052-1 (2007).
www.huntsman.com/advanced_materials.
33. AFWAL-TR-80-3112, *Primary Adhesively Bonded Structure Technology (PABST) Full Scale Test Report*, Douglas Aircraft Company, McDonnell Douglas Corporation (November 1980).
34. ASM Handbook, *Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials*, **2**, American Society for Metals (ASM) International, Ohio, USA (1990).
35. Rao, V.V., Singh, R. and Malhotra, S.K. "Residual strength and fatigue life assessment of composite patch repaired specimens", *Composites: Part B*, **30**, pp. 621-627 (1999).
36. ASTM E 1251-94, *American Society for Testing and Materials (ASTM)*, Standard Test Method for Optical Emission Spectrometric Analysis of Aluminum and Aluminum Alloys by the Argon Atmosphere, Point-to-Plane, Unipolar Self-Initiating Capacitor Discharge (1999).