



تحلیل خرابی و سلامت اتصال ترمیم کامپوزیتی روی صفحات آلومینیومی تحت اثر بار خستگی

حسین حسینی تودشکی^{۱*}، پوریا سبزی^۲، مائده حبیب‌وند^۲

۱- دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

۲- گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران، ایران

* ایمیل نویسنده مسئول: hosseini@aut.ac.ir

اطلاعات مقاله

چکیده

مقاله پژوهشی

دریافت: ۲۰ اسفند ۱۴۰۳
پذیرش: ۱۹ فروردین ۱۴۰۴

کلیدواژگان:

خرابی

ترمیم

پایش سلامتی سازه

وصله کامپوزیتی

رشد ترک خستگی

اساساً تمامی سازه‌ها و قطعات صنعتی در طول دوره کارکرد خود باید در محدوده مورد نظر طراح باشند. این در حالی است که گاهی عوامل محیطی و مخرب موجود می‌تواند آثار مخربی بر عمر و سلامت سازه یا قطعه مورد نظر داشته باشند. از نتایج برخی از این آثار می‌توان به جوانه‌زنی و رشد ترک در سازه اشاره کرد، چنانچه این معایب پس از رخداد پدیدار شوند، هزینه‌های سنگین و گاه جبران‌ناپذیر برجای خواهند گذاشت. به همین منظور، برای پیش‌بینی و جلوگیری از رخداد این معایب، سامانه‌های پایش سلامت سازه استفاده می‌شوند. این پژوهش به تحلیل خرابی و سلامت اتصال ترمیم کامپوزیتی روی صفحه آلومینیومی T3-2024 تحت اثر بار خستگی پرداخته است. در این پژوهش با استفاده از تکنیک انتشار موج رفتار سازه ترمیم شده با وصله کامپوزیتی که فاقد خرابی است استخراج گردیده و سپس خرابی محتمل بین ترمیم کامپوزیتی و سازه آلومینیومی اعمال می‌شود و مجدداً با استفاده از تکنیک انتشار موج رفتار سازه‌ای دچار خرابی، مورد تحلیل قرار می‌گیرد و به بررسی و مقایسه آن‌ها با هم پرداخته می‌شود. همچنین مشخصه‌های موج لمب از مدل المان محدود سازه ترمیم شده تحت اثر بار خستگی استخراج و با نتایج تجربی مقایسه می‌شود. از تحلیل و بررسی این نتایج، اتصال ترمیم کامپوزیتی و تأثیر خرابی در مشخص‌های موج لمب بررسی می‌گردد. به منظور انجام این پژوهش ابتدا نمونه‌های آلومینیومی با ترک میانی استاندارد، پس از آماده‌سازی سطح تماس، به وسیله وصله‌هایی از جنس کامپوزیت‌های الیافی شیشه/اپوکسی و به شکل یک‌طرفه ترمیم شده و تحت بارگذاری متناوب قرار گرفتند و سپس حس‌گرهای پیزوالکتریک بر روی نمونه‌ها نصب می‌شوند و تحت بار واقع می‌گردند.

Health monitoring of damage analysis of composite repair on cracked aluminum panels under fatigue loading

Hossein Hosseini Toudeshky^{1*}, Pourya Sabzi², Maedeh Habibvand²

1- Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology (Tehran Polytechnic), Tehran, Iran

2- Department of Aerospace Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran

* Corresponding Author's Email: hosseini@aut.ac.ir

Article Information

Original Research Paper

Received: 10 March 2025

Accepted: 8 April 2025

Keywords:

Damage

Repair

Structural Health Monitoring

Composite Patch

Fatigue Crack Growth

Abstract

All industrial structures and components should be designed within the scope of their operation during their operation. However, sometimes the existing environmental and destructive factors can have devastating effects on the life and health of the desired structure or component. Some of these effects can include germination and crack growth in the structure, if these disadvantages emerge after the event, they will bear heavy and sometimes irreparable costs. To this end, structural health monitoring systems are used to predict and prevent the occurrence of these disadvantages. In this research, the analysis of the failure and health of composite repair bonding on a 2024-T3 aluminum plate under the influence of fatigue load has been addressed. In this research, the wave propagation technique has been extracted from the behavior of a restored structural structure with a composite patch that is not damaged. Then possible damage between composite repair and aluminum structure is applied, and again using the wave propagation technique, the structural behavior of the fault is analyzed and compared with each other. Also, the characteristics of the Lamb wave are extracted from the finite element model of restored structure under the influence of fatigue load and compared with experimental results. The analysis of these results, the connection of composite repair and the effect of failure in lamb wave characteristics are investigated. To carry out this study, the standard aluminum billet samples were prepared after the contact surface preparation using patches made of glass/epoxy composites and unilaterally repaired and alternated, and then piezoelectric sensors were mounted on the samples and went under load.

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Hosseini Toudeshky H, Sabzi P, Habibvand M. Health monitoring of damage analysis of composite repair on cracked aluminum panels under fatigue loading. 2025 May 22;12(3):10-16. doi: 10.22034/ijme.2025.510900.2054 [In Persian]

۱- مقدمه

پایش سلامت سازه^۱ و تمدید عمر سازه‌های هوایی در صنایع هوافضا ارتباط نزدیکی با یکدیگر دارند، زیرا هر دو به دنبال افزایش ایمنی، کارایی و کاهش هزینه‌ها در مدیریت سازه‌های قدیمی و حیاتی هستند. پایش سلامت سازه، با استفاده از فناوری‌های نوین و حس‌گرهای پیشرفته، امکان ارزیابی لحظه‌ای و پیش‌بینی عمر باقی‌مانده سازه‌ها را فراهم می‌کند. این فناوری می‌تواند نقش کلیدی در مدیریت سازه‌های هوایی ایفا کند، زیرا با توجه به هزینه‌های بالا و محدودیت‌های ناشی از تحریم‌ها در تعویض هواپیماهای قدیمی، تمرکز بر تمدید عمر و تعمیر بخش‌های معیوب ضروری است. اسپکمن [۱] ایده پایش سلامت سازه را به عنوان سامانه‌ای مشابه سیستم عصبی بدن انسان مطرح می‌کند.

بیکر^۲ [۲، ۳] در تحقیقات خود ضمن ارائه روشی جهت تعمیر سریع و کم هزینه سازه‌های هوایی آسیب‌دیده نشان داد که استفاده از وصله‌های چسبی کامپوزیتی برای ترمیم ترک‌های آلومینیومی می‌تواند با کاهش ضریب شدت تنش، رشد ترک را کنترل کرده، وزن را کاهش و عمر سازه‌ها را به‌طور قابل توجهی افزایش دهد که باعث انتقال بار به طور یکنواخت می‌شود. ترمیم قطعات آسیب‌دیده به دو روش اصلی بدون وصله و وصله‌زنی تقسیم می‌شود. روش بدون وصله غالباً برای خرابی‌های کوچک، مانند حفره‌های ناشی از خوردگی استفاده می‌شود. روش وصله‌زنی خود به دو دسته وصله‌زنی با اتصال مکانیکی و وصله‌زنی با اتصال چسبی تقسیم می‌شود. این وصله‌ها برخلاف روش‌های مکانیکی نظیر استفاده از پیچ و مهره، تمرکز تنش را کاهش داده و به سازه آسیب‌جدیدی وارد نمی‌کنند. همچنین استفاده از مواد کامپوزیتی، رشد ترک‌ها را کند و سرعت گسترش آن را نسبت به وصله‌های فلزی کمتر می‌کند [۴، ۵]. ترمیم با وصله‌های چسبی کامپوزیتی، به دو دسته ترمیم دو طرفه یا متقارن و ترمیم یک طرفه یا نامتقارن تقسیم‌بندی می‌شود. این تکنیک ابتدا در اوایل دهه ۱۹۷۰ توسط محققان آزمایشگاه‌های تحقیقاتی هوایی دریایی برای ترمیم ترک‌های آلومینیومی کشف شد و امروز به دلیل مزایای آن در تقویت سازه‌های فولادی نیز به کار می‌رود [۶-۸].

با توجه به اینکه سازه‌ها ممکن است به دلایل مختلف دچار آسیب شوند و عیوب ایجاد شده به راحتی قابل تشخیص نباشند، لذا در کنار تکنیک‌های مختلف ترمیم سازه‌ها، می‌توان از روش‌های مختلف آزمون‌های غیر مخرب به منظور تشخیص آسیب و یا ترک ایجاد شده بر اثر بارگذاری خستگی، تشخیص خوردگی و سایر شرایط مختلف استفاده کرد [۹، ۱۰]. استفاده از امواج لمب^۳ به عنوان یک ابزار پیشرفته در پایش سلامت سازه‌ها به‌ویژه در سازه‌های نازک و حساس مانند هواپیماها و سازه‌های هوایی، اهمیت ویژه‌ای یافته است. امواج لمب، که اولین بار توسط هوراس لمب^۴ در سال ۱۹۱۷ معرفی شدند، امواج سطحی هستند که در ورق‌های مسطح بین دو سطح آزاد موازی مانند صفحات بالایی و پایینی ورق منتشر می‌شوند [۱۱]. این امواج به دلیل ویژگی‌هایی همچون میرایی کم و انتشار در سازه‌های نازک و انحنادار که می‌توانند مسافت زیادی را طی کنند، برای پایش سلامت سازه‌های بزرگ و وسیع مناسب هستند [۱۲]. در استفاده از امواج لمب برای پایش سلامت سازه‌ها، انتخاب مؤلفه‌هایی چون محرک، حسگر، مدل ریاضی مناسب، روش پردازش سیگنال، و چیدمان شبکه حسگر و محرک بسیار حائز اهمیت است. این انتخاب‌ها تأثیر بسزایی در دقت، سرعت و سهولت عیب‌یابی دارند [۱۱].

با توجه به اینکه سازه‌های ترمیم شده با وصله کامپوزیتی دارای طول عمر محدودی بر اثر اعمال بارهای خستگی می‌باشند، لذا این سازه‌ها پس از مدتی دچار خرابی می‌شوند و اگر این خرابی به صورت ناگهانی رخ دهد ممکن است هزینه‌های جبران‌ناپذیری به سازه وارد کند. از این رو هدف از انجام این پژوهش استفاده از روش پایش سلامت سازه به منظور بررسی سلامت و اتصال ترمیم کامپوزیتی است. با استفاده از این ایده، سازه در طول دوره کارکرد خود می‌تواند پایش شود و از وارد آمدن خسارت‌های ناگهانی جلوگیری کرد و روند خرابی و رشد ترک و جدایش اتصال را بررسی کرد.

۲- تعریف مسئله

مسئله مورد بررسی تحلیل خرابی و پایش سلامت اتصال ترمیم کامپوزیتی روی صفحات آلومینیومی حاوی ترک تحت اثر بار خستگی است. در این پژوهش در مجموع ۴ سری نمونه آلومینیومی مستطیلی با ترک میانی جهت انجام آزمون‌های استاتیک، خستگی و پایش

¹ Structural Health Monitoring (SHM)

² Baker

³ Lamb Wave

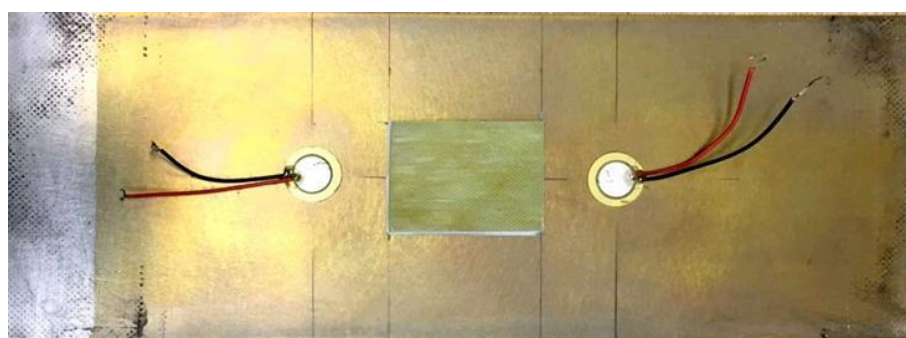
⁴ Horace Lamb

سلامت(هر سری با تکرارپذیری ۵ نمونه) مطابق شکل ۱ ساخته شده است. مشخصات قطعه در جدول ۱ نشان داده شده است. دسته‌بندی قطعات به شرح زیر است:

- ۱- نمونه آلومینیوم ترک‌دار بدون وصله.
- ۲- نمونه آلومینیومی ترک‌دار ترمیم شده با وصله دو لایه.
- ۳- نمونه آلومینیومی ترک‌دار ترمیم شده با وصله چهار لایه.
- ۴- نمونه آلومینیومی ترک‌دار ترمیم شده با وصله شش لایه.

جدول ۱ مشخصات قطعه

طول قطعه (میلی‌متر)	عرض قطعه (میلی‌متر)	ضخامت ترک (میلی‌متر)	طول ترک خستگی (میلی‌متر)
۲۴۰	۹۰	۰/۳	۰/۵



شکل ۱ تصویر نمونه آلومینیومی آماده شده و مشخصات قطعات

در آزمون خستگی، وجود عیوب اولیه در وصله‌ها می‌تواند تأثیرات نامطلوبی بر نتایج داشته باشد. به همین دلیل، در این پژوهش وصله‌های مورد استفاده از کامپوزیت‌های پری‌پرگ^۱ تولیدشده توسط شرکت گوریت^۲ تهیه شدند. لازم به توضیح است که کلیه لایه چینی‌های مربوط به وصله‌ی کامپوزیتی به صورت صفر درجه در راستای بارگذاری است. به منظور اتصال مناسب بین وصله و صفحه آلومینیومی از چسب اپوکسی دو جزئی مدل XB5047/XB5067 تولید شرکت هانتسمن^۳ استفاده شده است که به دلیل استحکام بالا و کارایی مناسب انتخاب گردید. در این پژوهش از AL2024-T3 استفاده شده است. خواص مواد استفاده شده در جدول‌های ۲ تا ۴ بیان شده است.

جدول ۲ خواص استاتیکی آلومینیوم 2024-T3

σ_y (yield stress)	E (Young's modulus)	ν (Poisson's ratio)
۳۴۵ (MPa)	۷۳ (GPa)	۰/۳۳

جدول ۳ خواص استاتیکی چسب XB5047/XB506

G_{IC}	G_{IIC}	η	C_I	C_{II}	m_I	m_{II}
۱/۴۸	۲/۷۵	۲/۰۱	۰/۰۰۰۳	۰/۰۰۱۴	۲/۸۹	۴/۰۶

جدول ۴ خواص استاتیکی الیاف شیشه تک جهتی

ν	G_{xy}	E_{11}	$E_{22} = E_{33}$
۰/۳۲	۳/۳۱ (GPa)	۴۵ (GPa)	۹/۷۷ (GPa)

¹ Pre-preg

² GURIT

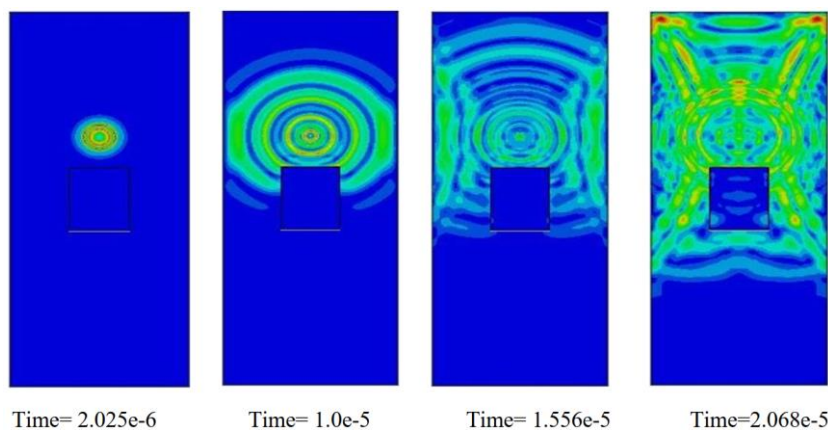
³ Huntsman

۳- آزمون تجربی

نمونه‌های ساخته شده در این پژوهش تحت دو نوع بارگذاری، شامل بارگذاری استاتیک و خستگی، مورد ارزیابی قرار گرفتند. در مرحله اول، آزمون استاتیک روی نمونه آلومینیومی بدون وصله و با وصله انجام شد. هدف از این آزمون، تعیین حداکثر بار قابل تحمل نمونه‌های آلومینیومی بود که به عنوان مبنایی برای ایجاد پیش‌ترک خستگی و در ادامه افزایش طول ترک استفاده شود. فرآیند پیشروی ترک با استفاده از دستگاه داده خوان و میکروسکوپ دینولایت مورد ارزیابی گرافیکی و عددی قرار گرفت. خرابی‌های ایجاد شده به صورت آنلاین مشاهده و ثبت شدند. در مرحله نهایی، آزمون پایش سلامت سازه انجام شده است. پس از اعمال بار خستگی و گسترش ترک در نمونه، آن‌ها از دستگاه جدا شدند. سیگنال‌های تولید شده توسط دستگاه فانکشن ژنراتور به حس‌گرهای پیزوالکتریک متصل به نمونه، اعمال گردید. این سیگنال‌ها پس از عبور از نمونه آلومینیومی و وصله کامپوزیتی، توسط حس‌گر دیگر دریافت شده و اطلاعات آن‌ها با استفاده از دستگاه اسیلوسکوپ نمایش داده شد.

۴- انتخاب روش حل در نرم‌افزار آباکوس

وانگ [۱۳] روش تحلیل دینامیک ترکیبی ضمنی^۱ و صریح^۲ (CIEDA) را برای مدل‌سازی عملکرد حس‌گرهای پیزوالکتریک معرفی کرده است. در این روش از قابلیت Co-Simulation نرم‌افزار آباکوس برای اتصال هم‌زمان دو تحلیل استفاده می‌شود. حس‌گر پیزوالکتریک با استفاده از المان پیزو که در روش ضمنی وجود دارد مدل شده و ورقه آلومینیومی با روش صریح مدل‌سازی می‌شود. این دو آنالیز به صورت هم‌زمان و لحظه‌به‌لحظه در یک محیط مکمل اجرا شده و به صورت بهینه‌ای اطلاعات محاسباتی خود را با هم رد و بدل و هماهنگ می‌نمایند. و تعامل بین این دو آنالیز از طریق تعریف تماس در محل اتصال حس‌گر و صفحه آلومینیومی برقرار می‌شود. نکته مهم در رابطه با استفاده از قابلیت Co-Simulation این است که حس‌گر شبیه‌سازی شده در بخش ضمنی می‌بایست دقیقاً در مختصات که در حالت یکپارچه بر روی سازه زیرین قرار گیرد. بهترین رویکرد برای اجرای این روش، مدل‌سازی یکپارچه در یک محیط واحد است. پس از اتمام مدل‌سازی، مدل نهایی در دو بخش ضمنی و صریح کپی می‌شود و تنظیمات لازم برای هر بخش اعمال می‌گردد. این روش به دلیل نیاز به حافظه بیشتر، برای مدل‌هایی با حجم کوچک توصیه می‌شود [۱۴]. پس از اجرای نرم‌افزار و دریافت نتایج، انتشار موج در ورقه آلومینیومی ترمیم شده به صورت شکل ۲ قابل مشاهده است.



شکل ۲ انتشار موج در ورق آلومینیومی ترمیم شده

۵- نتایج و بحث

قبل از انجام آزمون‌های مربوط به خستگی، ابتدا می‌بایست حداکثر بار قابل تحمل توسط قطعه مشخص گردد که در انجام این پژوهش سه نمونه مختلف با تکرارپذیری پنج بار برای هر کدام انجام گرفته، تا حداکثر بار قابل تحمل با در نظرگیری فاکتورهای پراکندگی و تکرارپذیری محاسبه گردد. نتایج در جدول ۵ قابل مشاهده است.

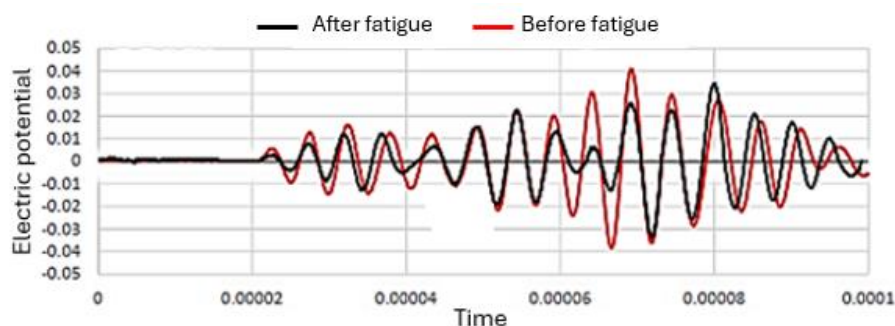
¹ Implicit Dynamic Analysis

² Explicit Dynamic Analysis

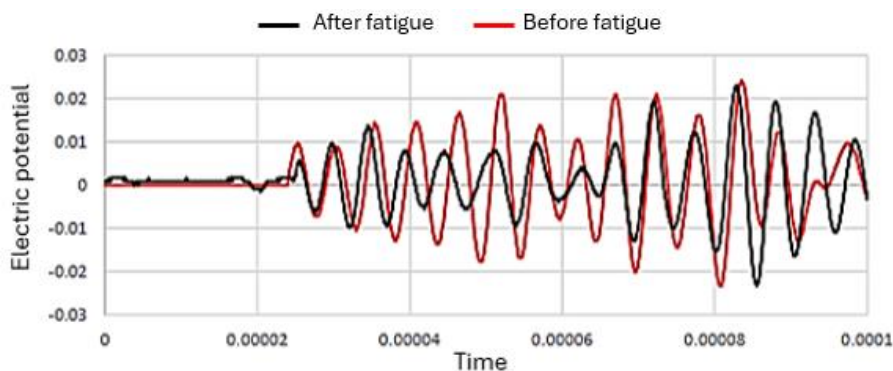
جدول ۵ مقایسه فاکتور شدت تنش در نمونه‌های مختلف و طول عمر لازم برای گسترش ترک به ۲/۵ میلی‌متر

تعداد سیکل	فاکتور شدت تنش (MPa√mm)	حد تحمل بار (KN)	نوع قطعه
۲۲۰۴	۱۲۸۶	۲۵/۲۸۵	قطعه ترمیم شده دو لایه
۴۵۰۷	۱۳۸۲	۲۷/۳	قطعه ترمیم شده چهار لایه
۶۲۳۳	۱۷۰۰	۳۳/۵	قطعه ترمیم شده شش لایه

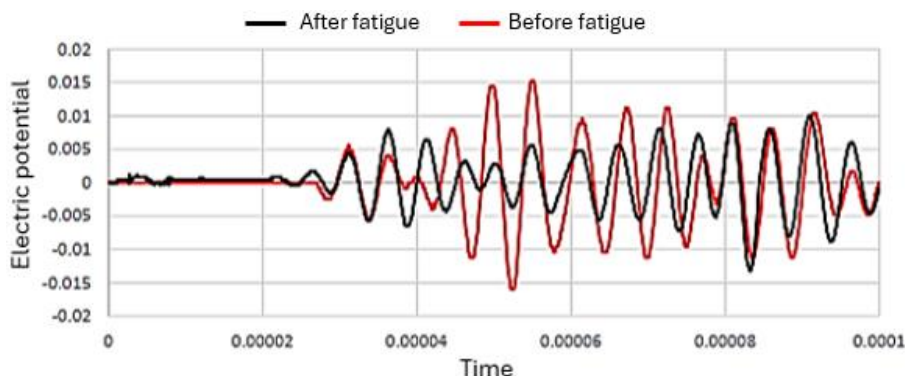
پس از اعمال بارگذاری خستگی و استفاده از میکروسکوپ دینو تعداد سیکل لازم برای افزایش طول ترک به ۲/۵ میلی‌متر محاسبه و استخراج گردید. در ادامه نمونه‌های ترمیم شده جهت انجام آزمون پایش سلامت، در وهله اول قبل از اعمال بار خستگی مورد آزمون پایش سلامت قرار گرفته و در وهله دوم بعد از اعمال بار خستگی و ایجاد خرابی محتمل، مجدداً مورد آزمون پایش سلامت قرار می‌گیرند و نتایج با هم مقایسه می‌شوند تا از خرابی‌های احتمالی ایجاد شده اطلاع حاصل گردد. مقایسه نتایج آزمون‌های پایش سلامت در شکل ۳ قابل مشاهده است. در ادامه نتایج آزمون‌های تجربی و تحلیل به روش المان‌های محدود بعد از اعمال بار خستگی در شکل ۴ نشان داده شده است.



(الف)

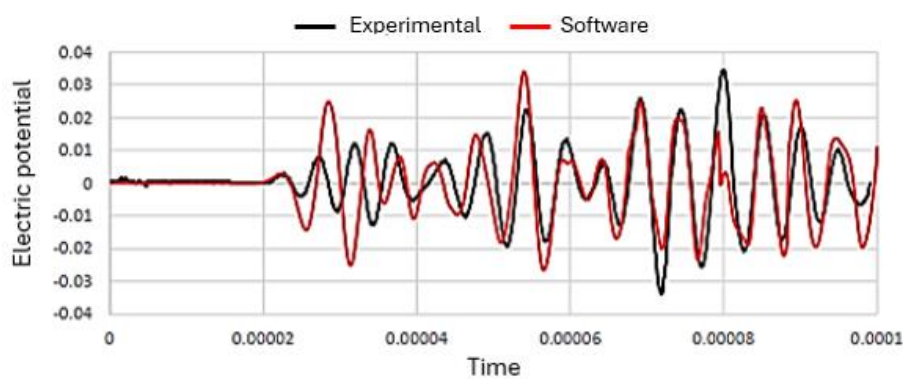


(ب)

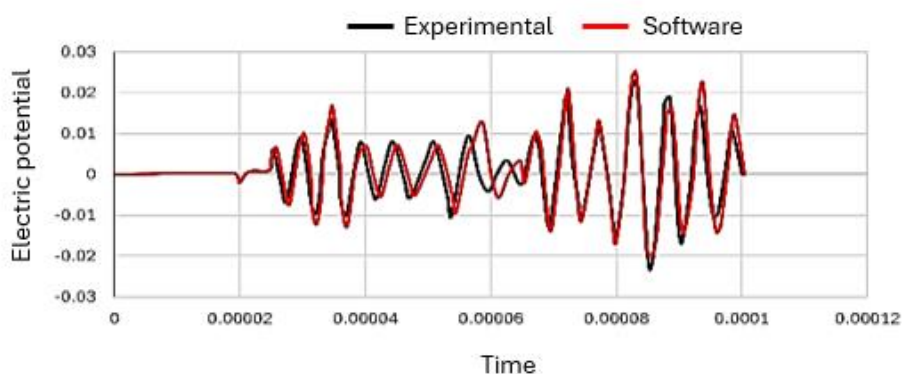


(ج)

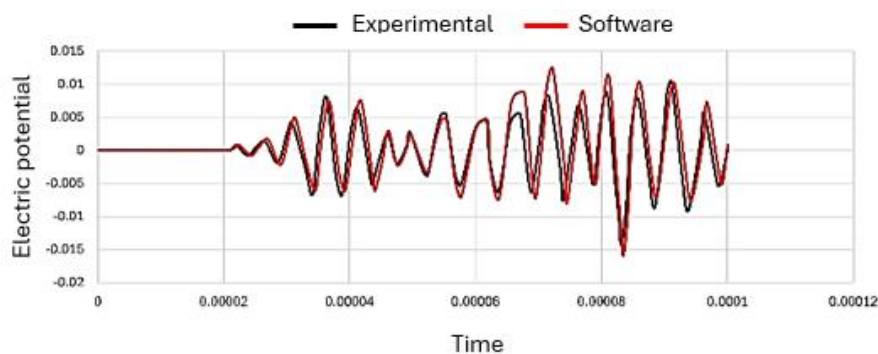
شکل ۳ مقایسه بین نتایج آزمایشگاهی قبل و بعد از اعمال بار خستگی برای نمونه دارای ترمیم (الف) دو لایه، (ب) چهار لایه و (ج) شش لایه



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۴ اعتبار سنجی پایش سلامت سازه در نمونه با ترمیم (الف) دو لایه، (ب) چهار لایه و (ج) شش لایه

۶- نتیجه گیری

در این پژوهش پایش سلامت یک قطعه آلومینیومی ترک دار از جنس AL2024-T3 که توسط کامپوزیت از جنس الیاف شیشه ترمیم شده، مورد بررسی قرار گرفته است. پایش سلامت برای سه نوع مختلف از نمونه‌های مذکور صورت گرفت. مشاهده گردید هنگام اعمال ولتاژ به حس گر پیزوالکتریک محرک تا قبل از رسیدن موج به وصله، اختلافی در دامنه مشاهده نمی‌شود و به محض رسیدن موج به وصله به دلیل اختلاف ضخامتی که وجود دارد موج دچار اختلاف دامنه می‌شود و همان‌طور که در نتایج قبل و بعد از اعمال بار خستگی مشخص گردید، هرچه ضخامت ترمیم کامپوزیتی بیشتر شود، دامنه ولتاژ در حوزه زمان کمتر می‌شود. با مقایسه آزمون‌های آزمایشگاهی قبل و بعد از اعمال بار خستگی نمودارها تا قبل از رسیدن موج به ترمیم کامپوزیتی و در آستانه رسیدن موج به ترمیم تطابق قابل قبولی دارند و سپس اختلافاتی در دامنه بین آن‌ها مشاهده می‌شود که ناشی از وجود ترک است چرا که در حضور ترک و بازشدگی آن بعد از اعمال بار خستگی موج به انرژی بیشتری نیاز دارد تا از روی ترک عبور کند ولی از آنجا که انرژی و فرکانس اعمالی ثابت است لذا با کاهش دامنه مواجه شده است.

References

- [1] Speckmann H, Henrich R. Structural health monitoring (SHM)–overview on technologies under development. In Proceedings of the 16th World Conference on NDT 2004 Aug 30 (Vol. 1).
- [2] Albedah A, Khan SM, Benyahia F, Bouiadjra BB. Experimental analysis of the fatigue life of repaired cracked plate in aluminum alloy 7075 with bonded composite patch. *Engineering Fracture Mechanics*. 2015 Aug 1;145:210-20. doi: [10.1007/978-94-009-2752-0](https://doi.org/10.1007/978-94-009-2752-0)
- [3] Baker A, editor. Bonded repair of aircraft structures. Springer Science & Business Media; 1988 May 31.
- [4] Bouiadjra BB, Benyahia F, Albedah A, Bouiadjra BA, Khan SM. Comparison between composite and metallic patches for repairing aircraft structures of aluminum alloy 7075 T6. *International Journal of Fatigue*. 2015 Nov 1;80:128-35. doi: [10.1016/j.ijfatigue.2015.05.018](https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2015.05.018)
- [5] Jian-Bin H, Xu-Dong L, Zhi-Tao M. Fatigue behavior of thick center cracked aluminum plates repaired by two-sided composite patching. *Materials & Design*. 2015 Dec 25;88:331-5. doi: [10.1016/j.matdes.2015.09.011](https://doi.org/10.1016/j.matdes.2015.09.011)
- [6] Aggelopoulos ES, Righiniotis TD, Chryssanthopoulos MK. Composite patch repair of steel plates with fatigue cracks growing in the thickness direction. *Composite Structures*. 2014 Feb 1;108:729-35. doi: [10.1016/j.compstruct.2005.02.023](https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2005.02.023)
- [7] Constantin N, Sandu M, Sorohan Ş. Restoration of the mechanical performance of damaged Al panels using bonded composite repair patches. *International Journal of Adhesion and Adhesives*. 2013 Apr 1;42:69-76. doi: [10.1016/j.compstruct.2013.10.004](https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.10.004)
- [8] Okafor AC, Singh N, Enemuoh UE, Rao SV. Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels. *Composite structures*. 2005 Nov 1;71(2):258-70. doi: [10.1016/j.ijadhadh.2013.01.003](https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2013.01.003)
- [9] Hamzeloo SR, Akhondi B, Fatehi M. Diagnosis and evaluation of factors affecting corrosion damage detection in health monitoring of cantilever beam by electromechanical impedance method. *Iranian Journal of Manufacturing Engineering*. 2020 Sep 22;7(7):59-70. [In Persian]
- [10] Movafeghi A, Rokrok B, Rostami P, Nekouei J. Identification of cracks in gas pipes using digital radiography, wavelet and curvelet transforms. *Iranian Journal of Manufacturing Engineering*. 2020 Apr 20;7(2):26-32. [In Persian]
- [11] Su Z, Ye L. Identification of damage using Lamb waves: from fundamentals to applications. Springer Science & Business Media; 2009 Sep 1.
- [12] Giurgiutiu V. Structural health monitoring with piezoelectric wafer active sensors--predictive modeling and simulation. *Incas Bulletin*. 2010;2(3):31. doi: [10.13111/2066-8201.2010.2.3.4](https://doi.org/10.13111/2066-8201.2010.2.3.4)
- [13] Wang T. Finite element modelling and simulation of guided wave propagation in steel structural members (Master's thesis, University of Western Sydney (Australia)). doi: [10.3390/su14116924](https://doi.org/10.3390/su14116924)
- [14] Decker KH, Kabus K. *Decker Maschinenelemente-Aufgaben*. Carl Hanser Verlag GmbH Co KG; 2014 Oct 1.