

بررسی ضرایب شدت تنش و رشد ترک در چندلایه‌های GLARE

فرزاد امامعلی زاده^۱، سید میثم حسینی^۲، محمد جعفر استاد احمد قرابی^{۳*}

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد سمنان، دانشگاه آزاد اسلامی، سمنان، ایران
۲- کارشناس ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران
۳- استادیار، مرکز تحقیقات انرژی و توسعه پایدار، واحد سمنان، دانشگاه آزاد اسلامی، سمنان، ایران
*سمنان، صندوق پستی ۳۵۱۴۱-۱۷۹، jafarghorabi@gmail.com

چکیده

در این تحقیق به بررسی ضرایب شدت تنش و رشد ترک در چندلایه‌های هیبریدی از جنس GALRE و مورد استفاده در صنایع هوافضا پرداخته شده است. چندلایه GLARE، آلومینیوم‌های تقویت شده با لایه‌های کامپوزیتی از جنس شیشه/اپوکسی هستند. در این پژوهش ابتدا پس از ایجاد ترک با طولهای مختلف در لایه‌های آلومینیوم، با استفاده از روش اجزای محدود به محاسبه ضرایب شدت تنش در لایه‌های آلومینیوم پرداخته شد. سپس با استفاده از رابطه پاریس رشد ترک چندلایه‌های هیبریدی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که ضرایب شدت تنش در لایه‌های آلومینیوم مجزا، بسیار بیشتر از لایه‌های آلومینیوم موجود در چندلایه‌های هیبریدی است و در نتیجه رشد ترک در آنها سریعتر اتفاق می‌افتد.

کلید واژگان

ضریب شدت تنش، رشد ترک، خستگی، چندلایه‌های هیبریدی GLARE، روش اجزای محدود

Fatigue analyst and crack growth on GLARE (Glass Laminated Aluminum Reinforce Epoxy)

Farzad Emamalizadeh¹, Seyyed Meysam Hoseini², Mohamad Jafar Oatad Ahmad Ghorabi^{3*}

1- Department of Mechanical Engineering, Semnan Branch, Islamic Azad University, Semnan, Iran
2- Department of Mechanical Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran
3- Strategic Center for Energy and Sustainable Development, Semnan Branch, Islamic Azad University, Semnan, Iran
*P.O.B 35141-179 Semnan, Iran, f.emamalizadeh@gmail.com

Abstract

Glass Laminated Aluminum Reinforced Epoxy consist of three or more layers of Al alloy and fibers alternatively. Fatigue crack growth rates in notched fiber-metal laminates under constant amplitude fatigue loading were studied numerically and were compared with them in monolithic 2024-t3 Al alloy plates, it's shown that the fatigue life of Glare is more longer than monolithic 2024-t3 Al alloy plate and crack growth rate in Glare panel remain constant mostly even when crack is long.

Keywords

Stress intensity factor, fiber metal laminates, fatigue crack growth

۱- مقدمه
بازهای نوسانی به کمک تحلیل المان محدود و آزمایش پرداختند. در این تحقیق، نمونه‌هایی استاندارد با استفاده از بازگذاری نوسانی پیش ترک ایجاد گردیده و این قطعات دارای ترک توسط مواد مرکب از جنس فایبرگلاس-اپوکسی بصورت متقارن و نامتقارن ترمیم شده و نرخ رشد ترک در آنها به صورت تجربی بررسی شده است. همچنین ترمیم متقارن دارای کارایی بسیار بالاتری نسبت به ترمیم نامتقارن بوده و دلیل این امر را عدم بوجود آمدن ممان خمشی در ترمیم متقارن ذکر می‌کنند.

در سال ۲۰۱۳ قاسمی و همکاران تأثیر رشد ترک خستگی در ورق ترک دار آلومینیومی با روش المان محدود توسعه یافته را بررسی کردند [۶]. آنها به بررسی تأثیر لایه چینی وصله‌های کامپوزیتی بر روی جابجایی نقاط دهانه ترک و ضریب شدت تنش و همچنین به مطالعه تأثیر زاویه ترک بر روی ضریب شدت تنش در ورق تعمیر شده پرداختند. آنها نتیجه گرفتند که وصله‌های کامپوزیتی با ترکیب ورق الیاف/الیاف/آلومینیوم بیشترین تأثیر را در خواص ترمیمی دارد و می‌تواند ضریب شدت تنش را تا ۷۰ درصد کاهش دهد.

بیشرفت علم مکانیک شکست در دهه‌های اخیر و توجه به بهره‌برداری بهتر از قطعات، باعث شده است که محققین و مهندسين راه‌هایی را برای کنترل رشد ترک پیشنهاد کنند. یکی از پرکاربردترین این روشها استفاده از وصله‌های تقویت کننده است. این روش دارای مزایای ویژه‌ای است. به عنوان مثال در روش ترمیم به کمک وصله کامپوزیتی غالباً نیاز به توقف فرآیند انتقال مواد سوختی نبوده و همچنین احتمال اشتعال مواد هنگام عملیات ترمیم در مقایسه با روش‌های دیگر مانند جوشکاری موضعی بسیار کمتر می‌باشد.

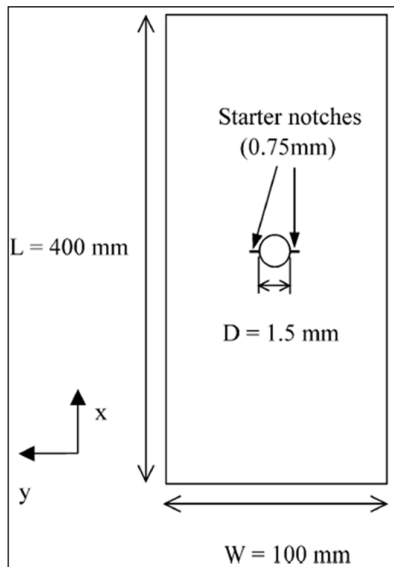
کارهای بیکر [۱] از اولین مطالعاتی بود که نشان داد ترمیم چسبی دارای کارایی بسیار بالاتری نسبت به ترمیم مکانیکی است و با اطمینان خاطر بیشتری می‌توان از این تکنولوژی استفاده نمود. در همان ایام بود که در ایالات متحده نیز مطالعاتی (بیشتر مبتنی بر آزمایش) بر روی قطعات ترمیمی در اندازه واقعی صورت می‌پذیرفت. [۲] صیادی و داغیانی در سال ۲۰۰۱ [۳] به بررسی رشد ترک قبل و بعد از ترمیم در ورق‌های آلومینیومی تحت

جدول ۱ لایه‌چینی‌های چندلایه‌های GLARE

Laminat e type	Actual layup	Assumed layup
GLARE 3-4/3	[Al/0/90/Al/0/90/Al/90/0/Al]	[Al/0/90/Al/C] _s
GLARE 3-6/5	[Al/0/90/Al/0/90/Al/0/90/Al/90/0/Al/90/0/Al]	[Al/0/90/Al/0/90/Al/C] _s
GLARE 3-8/7	[Al/0/90/Al/0/90/Al/0/90/Al/0/90/Al/90/0/Al/90/0/Al]	[Al/0/90/Al/0/90/Al/0/90/Al/C] _s

جدول ۲ خصوصیات ماده مخزن

Propert y	S2-glass/epoxy	Propert y	Al 2024-T3
E _L	54 GPa	E	72 GPa
E _T	9.4 GPa		
G _{LT}	5.55 GPa	ν	0.33
ν _{LT}	0.3		
ν _{TZ}	0.0575	t _{Al}	0.4 mm
t	0.125 mm		



شکل ۱ هندسه شکل صفحه با ترک مرکزی

در جدول ۲ اندیس L راستای الیاف، اندیس T راستای عمود بر الیاف و اندیس Z نیز راستای عمود بر لمینا می‌باشد.

۱-۲-۱- مدل المان محدود

مدلسازی اجزاء محدود مسئله بصورت سه بعدی و با استفاده از نرم‌افزار ABAQUS v.6.10.1 انجام شد و بعلت تقارن هندسه و بارگذاری و البته با توجه به شرایط مرزی مسئله، تنها یک هشتم نمونه واقعی مدل گردیده است.

چندین مدل برای پیش بینی رفتار رشد ترک خستگی در چندلایه‌های هیبریدی و غیره پیشنهاد شده است [۷-۴]. در برخی از مدلها [۸ و ۹] ضریب شدت تنش مؤثر در نوک ترک در لایه‌های فلزی و نرخ رهايش انرژی مربوط به لایه لایه شدن ادامه ترک بصورت تحلیلی بر حسب یک مدل ترک بصورت پل شکل محاسبه شدند. ترک و نرخهای رشد لایه لایه شدن در چندلایه‌های هیبریدی سپس با استفاده از دو رابطه توانی از نوع روابط تجربی پیش بینی می‌شوند؛ یکی که نرخ رشد ترک را با ضریب شدت تنش در ورق فلزی یکپارچه ارتباط می‌دهد، و دیگری که نرخ رشد لایه لایه شدن را با نرخ رهايش انرژی در چندلایه‌های هیبریدی ارتباط می‌دهد. این مدلها در پیش بینی رفتار رشد ترک مشابه با موارد مشاهده شده بصورت آزمایشگاهی در چندلایه‌های GLARE موفقیت آمیز بوده اند [۱۰].

پراسیلووا در سال ۱۹۹۸ [۱۱] نشان داد که لایه‌های الیاف شیشه در GLARE می‌تواند حتی بیشتر اثر مانع و تورق را بهبود ببخشد. لایه‌های الیاف شیشه اثرات بسیار مثبتی بر روی جوانه زنی و تأخیر انداختن رشد ترکهای خستگی از قبل ایجاد شده دارند. این حقیقت عمر خستگی را بطور مؤثری زیاد می‌کند و ایمنی بخشهای ساختاری ایجاد شده در این نوع مواد را افزایش می‌دهد.

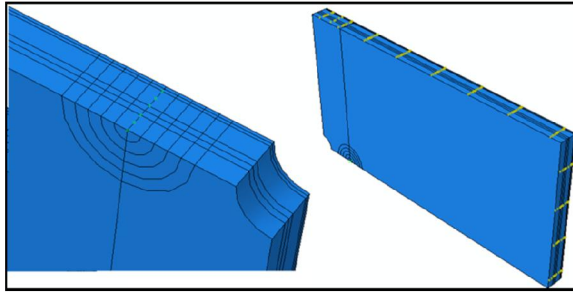
چلوپوا و همکاران در سال ۲۰۱۲ [۱۲] رشد ترک خستگی و لایه لایه شدن در چندلایه‌های حاوی الیاف فلزی (GLARE) را تحت بارگذاری تناوبی و بصورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. آنها نتیجه گرفتند که ترکها ابتدا در داخل چندلایه شروع می‌شوند، مدت زمان کوتاهتری برای جوانه زنی ترک صرف می‌شود و زمان بسیار زیادی برای رشد ترک لازم است.

۲-۱-۲- تعریف مسئله

هدف از انجام این تحقیق، تحلیل و بررسی رفتار ترکهای موجود در کامپوزیتهای هیبریدی از نوع GLARE و نیز تخمین عمر صفحه کامپوزیتی از دیدگاه مکانیک شکست می‌باشد. لذا ابتدا هندسه کامپوزیت موردنظر را تحت تحلیل تنش استاتیک قرار می‌دهیم تا پارامترهای مکانیک شکست از قبیل ضرایب شدت تنش را بررسی کنیم، سپس به بررسی رشد ترک موردنظر و تخمین عمر باقیمانده صفحه کامپوزیتی موردبحث از دیدگاه تحمل آسیب می‌پردازیم.

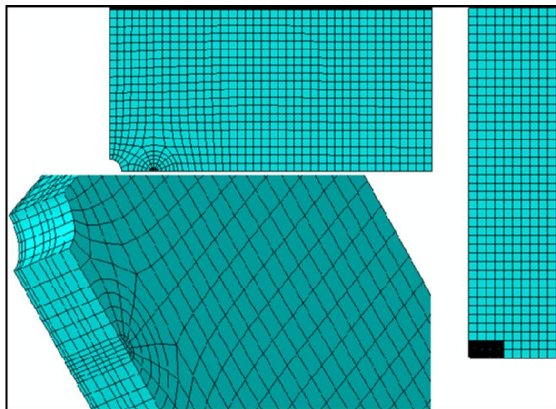
بنابراین سه نوع چندلایه‌های با یک هندسه اما نسبتهای متفاوت آلومینیوم برای لایه‌های کامپوزیت در این کار ارائه شدند. نوع اول چندلایه چهار لایه آلومینیوم و سه کامپوزیت با لایه‌های متعامد (۹۰/۰ یا ۰/۹۰) دارد، نوع دوم چندلایه شش لایه آلومینیوم و پنج لایه کامپوزیت متعامد دارد، و نوع سوم چندلایه هشت لایه آلومینیوم و هفت لایه کامپوزیت متعامد دارد. لایه‌چینی‌های این سه نوع چندلایه‌ها در جدول ۱ نشان داده شده‌اند. همچنین خصوصیات مکانیکی آلومینیوم و مواد کامپوزیتی شیشه/اپوکسی نیز در جدول ۲ نشان داده شده است.

هندسه این چندلایه‌ها با طول 400 mm و عرض 100 mm هستند و شامل یک سوراخ مرکزی با قطر D = 1.5 mm و با ناچ آغازگر ترک به طول 0.75 mm هستند. هندسه این چندلایه‌ها در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۳ جبهه‌های ترک بر روی GLARE 3-4/3

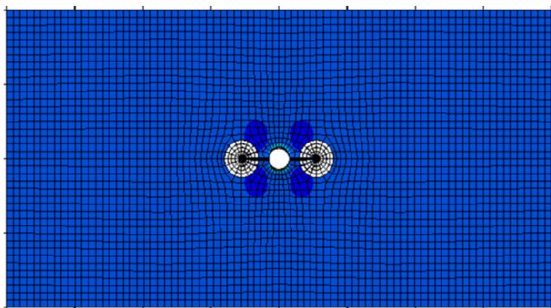
پس از همگراسازی المانها، شکل نهایی مدل مش‌بندی شده در شکل ۴ مشاهده می‌شود که شامل ۳۴۶۷۱ گره و ۹۱۶۰ المان Solid می‌باشد. لازم به ذکر است که تعداد ۲۳۵۲ المان از نوع Solid سه بعدی و درجه یک با عنوان C3D8R می‌باشند. البته المانهای بلوک حاوی ترک از نوع درجه دوم با ۲۰ گره و با عنوان C3D20R با تعداد ۶۸۰۸ المان می‌باشند.



شکل ۴ مش‌بندی مدل

۳- بررسی نتایج

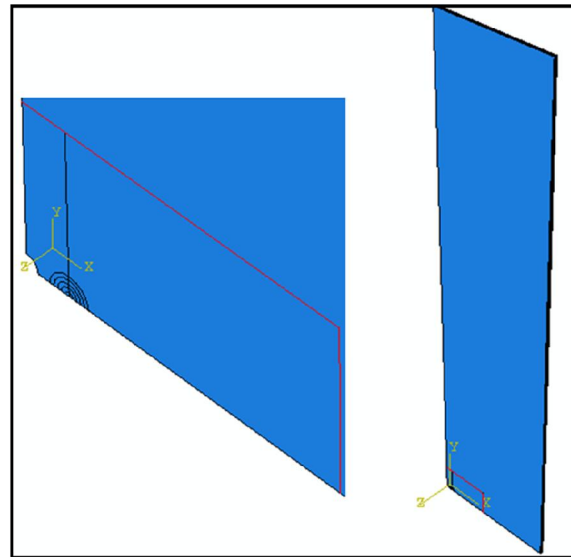
شکل ۵ نمای باز شدن ترک چندلایه کامپوزیتی تحت بارگذاری را نشان می‌دهد که ناحیه نوک ترک محل تمرکز تنش می‌باشد.



سه نوع چندلایه GLARE موردنظر در این کار با استفاده از یک فرضیات ساده‌سازی که لایه‌چینی‌ها از وسط ضخامت متقارن هستند مدلسازی شدند. این ساده‌سازی بدلیل کاهش تعداد درجات آزادی لازم برای مدلسازی این چندلایه‌ها و بدست آوردن نیروها و جابجایی‌های گره‌ای موردنیاز برای محاسبه نرخ رهايش انرژی کرنشی انجام شد. برای انجام لایه‌چینی‌های چندلایه‌های متقارن، لایه‌ی متعامد در وسط صفحه هر چندلایه با شامل شدن دو لایه با خصوصیات هم جنس لایه متعامد فرض می‌شود. لایه‌چینی‌های واقعی چندلایه‌های موردنظر و لایه‌چینی متقارن فرض شده در جدول ۱ نشان داده شده است. لایه‌ها با خصوصیات جنس یکسان با "C" علامت‌گذاری می‌شوند.

بعلت تقارن جهات x و y تنها یک هشتم چندلایه مدلسازی شد و فرض تقارن در جهت z در پاراگراف قبلی بحث شد.

از طرفی برای جلوگیری از دانسیته مش بالا و کاهش هزینه محاسباتی، ناحیه اطراف ترک از کل چندلایه کامپوزیتی برش زده شد و سپس به کل صفحه مطابق با شکل ۲ گره زده می‌شود.

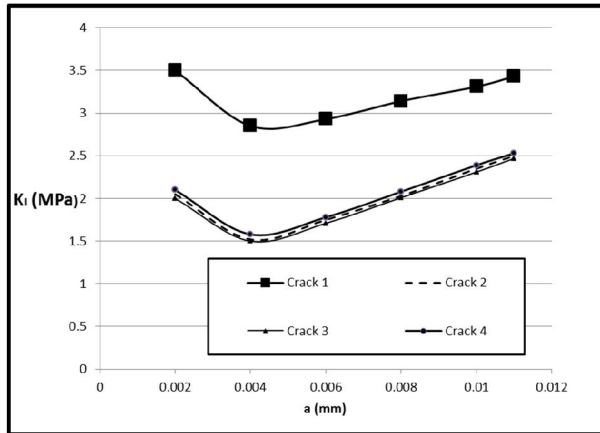


شکل ۲ اعمال قید tie بلوک حاوی ترک

از آنجا که تنها یک هشتم مدل اصلی مدلسازی شد بنابراین باید شرایط مرزی تقارن را به صفحات x-y, y-z و x-z اعمال کنیم.

۲- تعریف ترک

با توجه به بسیاری از تحقیقات و پژوهشهای پیشین در کامپوزیتهای نوع هیبریدی تنها فلز حاوی ترک می‌باشد و رشد ترک در لایه‌های فلزی اتفاق می‌افتد و در لایه‌های کامپوزیت تنها پدیده لایه‌لایه شدن اتفاق می‌افتد که تأثیر زیادی در کاهش ضریب شدت تنش و همچنین کندشدن رشد ترک دارد. شکل ۳ جبهه‌های ترک بر روی چندلایه کامپوزیتی نوع GLARE 3-4/3 را نشان می‌دهد.



شکل ۸ نمودار ضریب شدت تنش بر حسب طول ترک در GLARE 3-8/7

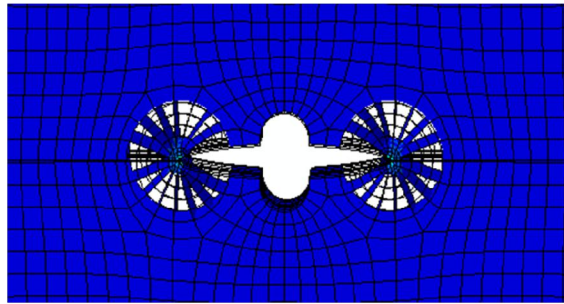
برای تمام این سه چندلایه‌ها، می‌توان مشاهده کرد که میانگین ضریب شدت تنش‌ها با افزایش طول ترک تا حدود تقریب 0.004 mm ابتدا کاهش می‌یابد و سپس بتدریج افزایش می‌یابد. بطور کلی، مقدار میانگین ضرایب شدت تنش نسبت به طول ترک با شیب کمی افزایش می‌یابد، و این اشاره دارد به اینکه نرخ رشد ترک با افزایش طول ترک در لایه‌های آلومینیوم افزایش می‌یابد.

توجه به این نکته جالب است که ضرایب شدت تنش در خارجی‌ترین لایه‌های آلومینیوم (ترک ۱) در هر یک از انواع چندلایه همواره بزرگتر از مقدار آن در داخلی‌ترین لایه آلومینیوم است. برای مثال، در چندلایه نوع GLARE 3-4/3 در شکل ۶، ضریب شدت تنش در آلومینیوم لایه ۱ تقریباً ۳۰٪ بزرگتر از مقدار آن در آلومینیوم لایه ۲ است.

بنابراین با توجه به مطالب فوق، در کل، نرخهای رشد ترک در لایه‌های آلومینیوم خارجی بزرگتر از مقدار آن در لایه‌های آلومینیوم داخلی هستند. این نتایج مورد انتظار است. زیرا لایه‌های آلومینیوم داخلی توسط لایه‌های کامپوزیتی مجاور روی دو لبه بصورت ورقه ورقه می‌شوند که به تأخیر در رشد ترک کمک می‌کند. از طرف دیگر، لایه‌های آلومینیوم خارجی توسط لایه‌های کامپوزیتی روی تنها یک لبه بصورت ورقه ورقه می‌شوند در حالی که لبه دیگر، که مطابق با سطح خارجی چندلایه است بدون قید است و آزاد به تغییرشکل خارج صفحاتی است.

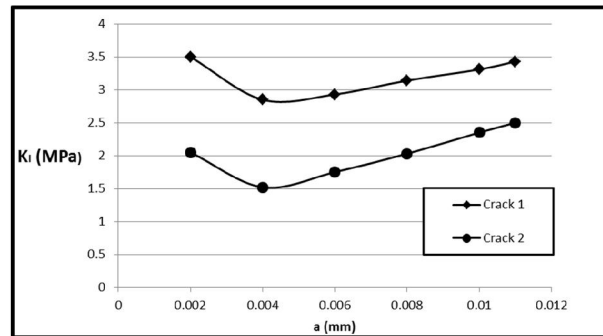
برای درک بهتر موضوع، یک لایه آلومینیوم و یک لایه کامپوزیت مجزا و حاوی ترک به روش اجزاء محدود مدلسازی و ضرایب شدت تنش به ازای طول ترکهای مختلف در این حالت محاسبه شد. شکل ۹ نمودار ضریب شدت تنش بر حسب طول ترک در یک لایه آلومینیوم و ترک یک در چندلایه GLARE 3-4/3 را نشان می‌دهد. همانطور که ملاحظه می‌شود ضریب شدت تنش به ازای یک طول ترک در لایه آلومینیوم بیشتر از ضریب شدت تنش متناظر در چندلایه هیبریدی می‌باشد. و این نشان می‌دهد که وجود لایه کامپوزیتی به طور مؤثری باعث کاهش ضرایب شدت تنش در لایه آلومینیوم خواهد شد و افزودن لایه کامپوزیت شیشه/اپوکسی به فلز جهت افزایش کارایی لایه فلزی توجیه پیدا خواهد کرد.

همچنین شکل ۱۰ نمودار ضریب شدت تنش بر حسب طول ترک در یک لایه آلومینیوم و لایه کامپوزیت مجزا و همچنین خارجی‌ترین لایه آلومینیوم در چندلایه GLARE 3-4/3 را جهت نمایش اثر مؤثر لایه کامپوزیت شیشه/اپوکسی در کاهش ضریب شدت تنش لایه آلومینیوم نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود که ضریب شدت تنش لایه کامپوزیت شیشه/اپوکسی حدود

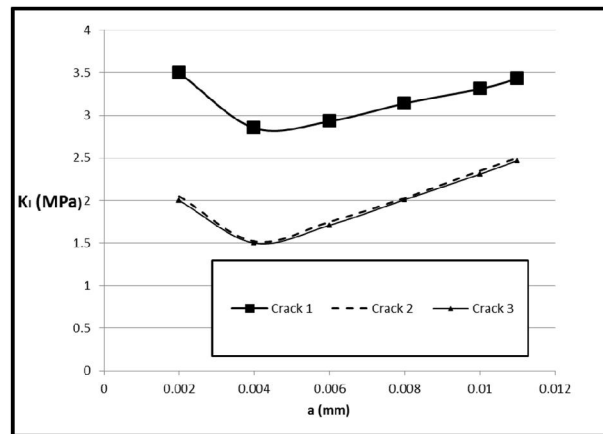


شکل ۵ نمای بازشدگی ترک پس از اعمال بارگذاری

شکل ۶، شکل ۷ و شکل ۸ به ترتیب نمودار ضریب شدت تنش بر حسب طول ترک چندلایه کامپوزیتی GLARE 3-4/3، GLARE 3-6/5 و GLARE 3-8/7 را نشان می‌دهد. همانطور که بر روی نمودارها مشهود است ضرایب شدت تنش جبهه ترک ۱ حدود ۳۰ درصد از جبهه‌های ترک دیگر بزرگتر است.



شکل ۶ نمودار ضریب شدت تنش بر حسب طول ترک در GLARE 3-4/3



شکل ۷ نمودار ضریب شدت تنش بر حسب طول ترک در GLARE 3-6/5

برای محاسبه ΔK_{eff} معیارهای متفاوتی وجود دارد. از جمله رابطه زیر [۱۳]:

$$\Delta K_{eff} = [\Delta K_I^2 + \Delta K_{II}^2 + (1 + \nu)\Delta K_{III}^2]^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

که در آن K_I ، K_{II} و K_{III} ضرایب شدت تنش مربوط به مدهای I، II و III شکست می‌باشند. در ادامه می‌توان ΔK_{eff} را در فرمول پاریس قرار داد:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K_{eff})^n \quad (3)$$

اما اگر در حالت بارگذاری مرکب، از روش نرخ رهاش انرژی بخواهیم استفاده نماییم باید فرمول پاریس را بصورت زیر بازنویسی کنیم:

$$\frac{da}{dN} = C'(\Delta\sqrt{G})^n \quad (4)$$

در رابطه (۴)، G برای مود I بصورت زیر تعیین می‌شود:

$$G = \frac{[1-(\nu\alpha)^2]K^2}{E} \quad (5)$$

که در آن E مدول یانگ، ν ضریب پواسون و α مقداری است که می‌تواند بین صفر تا یک تغییر نماید. ممکن است که معادله فوق را در حالت کلی بصورت زیر نوشت:

$$G = \frac{B}{E}(K_I^2 + K_{II}^2) + \left(\frac{1+\nu}{E}\right)K_{III}^2 \quad (6)$$

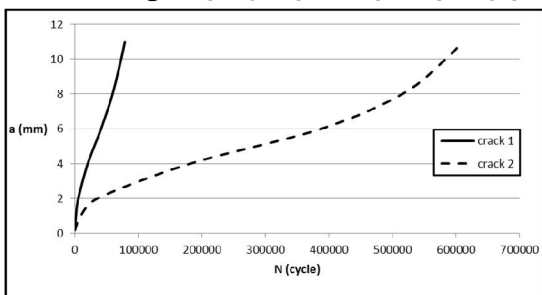
برای حالت تنش صفحه‌ای $B = 1$ و برای حالت کرنش صفحه‌ای $B = 1 - \nu^2$ است.

لازم به ذکر است که برای تعیین عمر خستگی می‌توان با انتگرالگیری از قانون پاریس بصورت زیر N را بدست آورد:

$$\int_{N_0}^{N_f} dN = \int_{a_0}^{a_f} \frac{1}{f(\Delta K)} \quad (7)$$

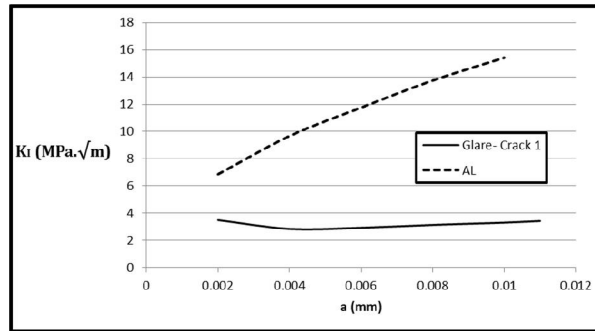
در روابط مذکور C و m برای چندلایه‌های GLARE به ترتیب 10^{-11} و 1.68×10^{-11} و 3.86 می‌باشد [۱۴]. برای محاسبه عمر مطابق با رابطه (۷) نیاز به رابطه تغییرات ضریب شدت تنش (ΔK) بر حسب طول ترک (a) داریم. همچنین دامنه بارگذاری برای محاسبه $\Delta K(a)$ برابر با صفر و بیشترین تنش برابر با 80 MPa می‌باشد. لازم به ذکر است که جهت محاسبه عمر، حد پایین انتگرال در رابطه پاریس که مربوط به طول ترک اولیه موجود در سازه می‌باشد، برابر با طول ترک اندازه‌گیری شده توسط تستهای NDT است. اما از آنجا که در این پروژه تحقیقاتی، فعالیت آزمایشگاهی صورت نگرفت و هیچ تست NDT انجام نشد، طول ترک اولیه موجود در سازه برابر با حداکثر دقت وسایل اندازه‌گیری ترک موجود در تستهای آلتراسونیک یعنی 0.2 mm در نظر گرفته شده است.

پس از انجام مراحل فوق و انتگرال‌گیری از رابطه (۷)، نمودارهای عمر بر حسب طول ترک برای انواع مختلف GLARE و لایه‌های مختلف آلومینیوم موجود در آن مطابق با شکل ۱۱، ۱۲ و شکل ۱۳ می‌باشد.

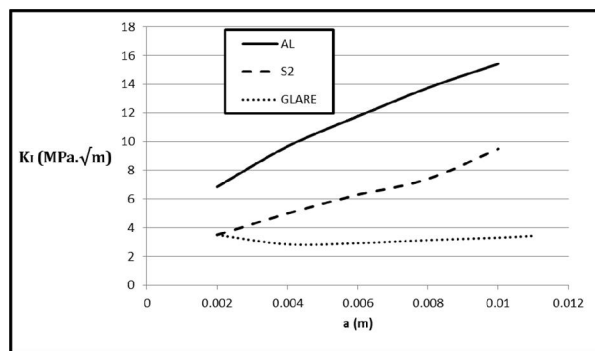


شکل ۱۱: نمودار عمر بر حسب طول ترک در چندلایه هیبریدی GLARE 3-4/3

۵۰ درصد کمتر از ضریب شدت تنش لایه آلومینیوم می‌باشد و همین امر موجب کاهش ضریب شدت تنش لایه آلومینیوم موجود در چندلایه هیبریدی خواهد شد.



شکل ۹: نمودار ضریب شدت تنش بر حسب طول ترک در یک لایه آلومینیوم و خارجی‌ترین لایه آلومینیوم در چندلایه GLARE 3-4/3



شکل ۱۰: نمودار ضریب شدت تنش بر حسب طول ترک در یک لایه آلومینیوم و لایه کامپوزیت مجزا و همچنین خارجی‌ترین لایه آلومینیوم در چندلایه GLARE 3-4/3

۴- رشد ترک

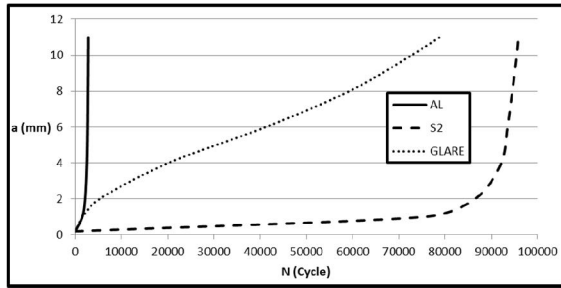
بر اساس روابط تجربی برای محاسبه رشد ترک خستگی از قانون پاریس (Paris) استفاده می‌شود:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (1)$$

که در آن $\frac{da}{dN}$ ($\frac{\text{mm}}{\text{cycle}}$)، C و n ثابت ماده هستند

در این رابطه مقادیر C و n بصورت تجربی و آزمایش برای رشد ترک خستگی محاسبه می‌شوند. بنابراین سرعت رشد ترک خستگی تنها تابعی از پارامتر تغییرات شدت تنش (ΔK) می‌باشد. اگرچه فاکتورهای زیادی همانند تنش متوسط، نسبت بار و حالت‌های تنش پیچیده همچنین شرایط محیط همانند خوردگی و دما، ناحیه پلاستیک، میکروساختار، بر حالت رشد ترک خستگی تأثیر می‌گذارند اما مهمترین پارامتر میزان تنش و در نتیجه میزان فاکتور شدت تنشی است که در جبهه ترک ایجاد می‌شود.

متناظراً می‌توان در استفاده از رابطه پاریس بجای ΔK از $\Delta\sqrt{G}$ که همان نرخ رهاش انرژی است استفاده نمود. استفاده از G بجای K دارای مزایایی است. از جمله اینکه در مواردی که تعامد مش را نتوان رعایت کرد (بعلت هندسه ترک)، جواب از روش انرژی معتبر است در حالیکه روش جایجایی دچار خطا می‌باشد. و دیگر اینکه در بارگذاری پیچشی و یا مرکب استفاده از روش انرژی یا همان انتگرال G راحت‌تر است تا اینکه بخواهیم ΔK_{eff} را محاسبه نماییم. لازم به ذکر است که در مکانیک شکست خطی انتگرال G همان G می‌باشد.



شکل ۱۵: نمودار عمر بر حسب طول ترک در الیاف آلومینیوم و شیشه نسبت به GLARE 3-4/3

با توجه به شکل ۱۴ ملاحظه می‌شود که ضریب شدت تنش در آلومینیوم و کامپوزیت بیشتر از چندلایه هیبریدی GLARE می‌باشد. بنابراین با توجه به توضیحات ارائه شده انتظار می‌رود که عمر خستگی آلومینیوم کمتر از کامپوزیت و چندلایه GLARE باشد. پس از انجام محاسبات و استفاده از رابطه (۷) عمر خستگی آلومینیوم، کامپوزیت و چندلایه GLARE مطابق با نمودارهای شکل ۱۵ می‌باشد. همانطور که مشاهده می‌شود عمر خستگی آلومینیوم بسیار پایین‌تر از عمر خستگی لایه کامپوزیتی و چندلایه GLARE می‌باشد. به همین دلیل با افزودن لایه کامپوزیتی به آلومینیوم و تشکیل چندلایه هیبریدی GLARE می‌توان عمر آلومینیوم را ارتقا داد. این عمل از جمله کارهای رایج در صنعت هوافضا و حتی صنایع شیمیایی مانند صنعت نفت و خطوط انتقال سیال می‌باشد و با افزودن لایه کامپوزیتی به فلز و ایجاد پدیده تورق باعث افزایش عمر خستگی سازه‌ها خواهند شد.

۵- نتیجه گیری

در تحقیق حاضر، در مرحله اول با مدلسازی اجزاء محدود چندلایه هیبریدی بصورت سه‌بعدی و با لایه‌چینی‌های مختلف توسط نرم‌افزار آباکوس، تحلیل تنش انجام گرفت که نتایج زیر قابل ارائه می‌باشد:

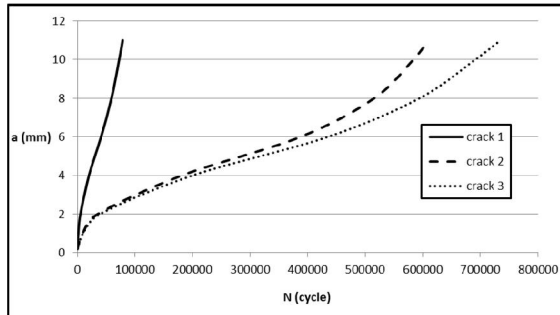
ضرایب شدت تنش در لایه آلومینیوم اول (خارجی‌ترین لایه آلومینیوم) حدود ۳۰ درصد بیشتر از ضرایب شدت تنش سایر لایه‌های آلومینیوم موجود در چندلایه هیبریدی می‌باشد. این امر به دلیل این است که لایه اول از یک طرف تحت پدیده تورق لایه‌ی کامپوزیتی شیشه/اپوکسی قرار خواهد گرفت در صورتی که لایه آلومینیوم داخلی از دو طرف تحت تأثیر تورق لایه‌های کامپوزیتی شیشه/اپوکسی قرار خواهد گرفت. لازم به ذکر است که این پدیده در تمام چندلایه‌های هیبریدی GLARE 3-4/3، GLARE 3-6/5 و GLARE 3- در 8/7 مشاهده می‌شود.

ضریب شدت تنش لایه آلومینیوم مجزا در یک طول ترک خاص حدود ۵۰ درصد بیشتر از ضریب شدت تنش متناظر در لایه کامپوزیت مجزا می‌باشد.

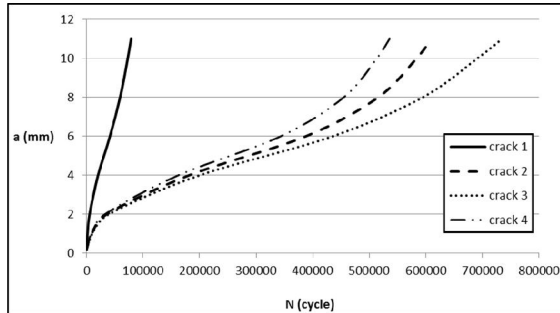
اما در مرحله دوم این تحقیق یعنی بررسی رشد ترک خستگی در چندلایه هیبریدی GLARE که با استفاده از کدنویسی در نرم‌افزار matlab انجام شده است نتایج زیر قابل ارائه می‌باشد:

ترکهای لایه آلومینیوم اول نسبت به لایه‌های آلومینیوم داخلی عمر کمتری دارند و این امر به دلیل پدیده تورق در لایه‌های داخلی است که بعنوان یک مانع در رشد ترک این لایه‌ها عمل می‌کند.

عمر لایه آلومینیوم مجزا خیلی کمتر از لایه کامپوزیت شیشه/اپوکسی - می‌باشد و این نشان می‌دهد که وجود کامپوزیت در ترکیب با فلز، بطور بسیار



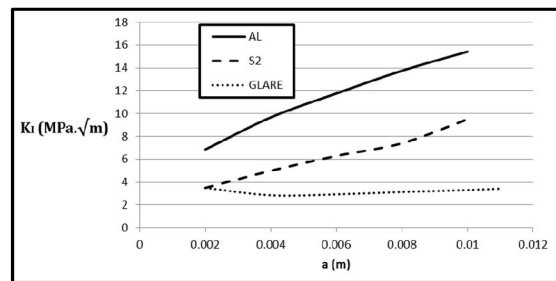
شکل ۱۲: نمودار عمر بر حسب طول ترک در چندلایه هیبریدی GLARE 3-6/5



شکل ۱۳: نمودار عمر بر حسب طول ترک در چندلایه هیبریدی GLARE 3-8/7

نکته مشترکی که در نمودارهای فوق مشاهده می‌شود سرعت رشد ترک بسیار زیاد در ترک ۱ می‌باشد. همانطور که در بخش قبل نیز به طور مفصل بحث شد لایه اول چندلایه‌های GLARE دارای ضرایب شدت تنش حدود ۳۰ درصد بزرگتر از ضرایب شدت تنش ترکهای موجود در لایه‌های دیگر است و به همین دلیل رشد ترک در لایه اول سریعتر اتفاق خواهد افتاد. همچنین رشد ترک در لایه‌های داخلی‌تر بدلیل ورقه‌ورقه شدن لایه‌های کامپوزیتی کندتر خواهد شد که مانع از رشد سریع ترک می‌شود. رفتارهای فوق با توجه به مطالب بخش قبل کاملاً قابل پیش‌بینی بود.

در ادامه به بررسی رفتار رشد ترک در آلومینیوم خالص و همچنین کامپوزیت تحت همین بارگذاری خواهیم پرداخت. لازم به ذکر است که در مدلسازی عددی آلومینیوم و کامپوزیت علاوه بر بار کششی وارد بر کل چندلایه GLARE، تنش برشی ایجاد شده در اثر سطح تماس بین لایه‌های چند لایه نیز لحاظ شده است. شکل ۱۴ و شکل ۱۵ بترتیب نمودارهای ضرایب شدت تنش و عمر خستگی آلومینیوم و کامپوزیت را نسبت به ترک اول در چندلایه‌ی GLARE 3-4/3 نشان می‌دهد.



شکل ۱۴: نمودار ضریب شدت تنش بر حسب طول ترک در الیاف آلومینیوم و شیشه نسبت به GLARE 3-4/3

- [9] Lin CT, Kao PW. "Delamination growth and its effect on crack propagation in carbon fiber reinforced aluminum laminates under fatigue loading". *Acta Mater* 1996;44(3):1181-8
- [10] Burianek DA, Spearing SM. "Modeling of facesheet crack growth in titanium-graphite hybrid laminates, part II". *Engineering Fracture Mechanics* 2003;70(6):799-812.
- [11] Prasilova, A. & Vasek, A. "Retarding effect of reinforcing fibers on early crack growth in fatigued notched laminate GLARE2, *Engineering Mechanics*, 1998, Vol. 5, No.3, pp. 219-223
- [12] A. Chlupová, V. Kozák, "FATIGUE CRACK GROWTH AND DELAMINATION IN FIBER METAL LAMINATE (GLARE) DURING LOADING WITH POSITIVE MEAN STRESS", 18th International Conference ENGINEERING MECHANICS, 2012
- [13] Fonte, M, REIS, L, "The effect of steady torsion on fatigue crack growth in shaft", *Int. J. of fatigue*, 2006
- [14] Takamatsu T, Matsumura T, Ogura N, Shimokawa T, Kakuta Y. Fatigue crack growth properties of a GLARE 3-5/4 fibre/metal laminate. *Engineering Fracture Mechanics* 1999;63(3):253-72

مؤثری مانع از رشد ترک در لایه آلومینیوم می‌شود. در واقع یکی دیگر از دلایل عمر بیشتر لایه آلومینیوم داخلی نسبت به لایه آلومینیوم اول در چندلایه‌های هیبریدی Glare نیز همین موضوع خواهد بود که لایه‌های آلومینیوم داخلی از دو طرف تحت تأثیر لایه‌های کامپوزیت شیشه/اپوکسی قرار دارند در صورتی که لایه‌های آلومینیوم خارجی تنها از یک طرف تحت تأثیر لایه‌های کامپوزیت شیشه/اپوکسی قرار دارد.

در پایان باید اشاره کرد که با توجه به هزینه زیاد و محدودیتهای موجود در ساخت برخی از سازه‌ها بویژه سازه‌های مورد کاربرد در صنایع شیمیایی و صنایع هوافضا، تعیین عمر دقیق این سازه‌ها می‌تواند کمک شایانی به استفاده بهینه و حداکثر از آن کند. بنا بر روش کلاسیک خستگی و استانداردهای موجود در این زمینه، یک سازه پس از دوره کاری مشخصی از سرویس خارج می‌شود و سازه جدیدی جایگزین آن خواهد شد. اما با تکیه بر مفاهیم مکانیک شکست می‌توان پس از بازرسی دوره‌ای آن سازه با استفاده از روش‌های عیب‌یابی نظیر NDT طول ترکهای بوجود آمده در مقاطع مختلف آن سازه را شناسایی کرد و با اتخاذ روشی همانند آنچه در این تحقیق ارائه شد، عمر دقیق‌تر خستگی سازه را محاسبه نمود و با اطمینان خاطر، می‌توان مدت زمان بیشتری از آن سازه استفاده کرد و با رعایت ضریب اطمینان معقولی قبل از واماندگی نهایی سازه را از سرویس خارج کرد.

جایگزینی روش‌های مبتنی بر مفاهیم مکانیک شکست بجای روش‌های خستگی کلاسیک یا دست کم استفاده توأم این دو روش می‌تواند در روش‌های نگاهداری و تعمیر و تعویض سازه‌های با هزینه ساخت بالا تحولی عظیم ایجاد نماید.

۶- مراجع

- [1] Baker A. A., Jones R., " Bonded repair of aircraft structures.", Dordrecht, Martinus Nijhoff, 1988
- [2] Douglas, Aircraft Co Long Beach CA., "Primary Adhesively Bonded Structure Technology (PABST) Full Scale Test Report", Douglas Aircraft Company, McDonnell Douglas Corporation, 1980
- [3] Sayyadi A. R., "Study of crack growth before and after repair of aluminum plates under oscillating loads using of finite element methods and experience", MSc Thesis, Amirkabir University of Technology, Department of mechanical engineering, 2001. (In Persian)
- [4] Moes N, Dolbow J, Belytschko T., "A finite element method for crack growth without remeshing", *International Journal of Numerical Methods in Engineering*, Vol. 46, No. 1, 1999, pp. 131-150.
- [5] Pourkamali A., Modelling of crack growth using of developed finite element method, PhD Thesis, Tarbiat Modares University, Department of mechanical engineering, 2004. (In Persian)
- [6] 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", 2013
- [7] Vlot A, Gunnink JW. Fibre metal laminates: an introduction. Dordrecht, Boston: Kluwer Academic Publishers; 2001.
- [8] Guo YJ, Wu XR. "A theoretical model for predicting fatigue crack growth rates in fibre-reinforced metal laminates". *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures* 1998;21:1133-45.