



تخمین عمر خستگی قطعات از جنس آلیاژ آلومینیوم Al 5456-H38 به کمک تحلیل المان محدود

محمد نوقابی^{الف}، ایرج ستاری^{ب*}، حسین حسینی تودشکی^ج

^{الف} دانشجوی دکتری، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، noghabi@aut.ac.ir

^ب دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، sattari@aut.ac.ir

^ج استاد، گروه آموزشی سازه‌های هوافضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، hosseini@aut.ac.ir

واژگان کلیدی	چکیده
انتگرال J، آلیاژ آلومینیوم، رشد ترک خستگی، تحلیل المان محدود.	تخمین عمر خستگی سازه‌های در حین کار، هنوز چالشی مهم در صنایع مختلف به شمار می‌آید. عمر خستگی یک قطعه شامل مجموع تعداد سیکل‌های لازم برای جوانه‌زنی ترک و تعداد سیکل‌های لازم برای رشد ترک می‌باشد. در بسیاری از صنایع مانند هوافضا یا صنایع پتروشیمی و پالایشی، با توجه به هزینه زیاد قطعات، نیاز است که قطعه حتی بعد ایجاد ترک نیز به کار خود ادامه دهد. لذا برای تخمین عمر می‌بایست فرایند رشد ترک خستگی مورد مطالعه قرار بگیرد. انجام تست‌های تجربی خستگی بسیار زمان‌بر و پرهزینه است، لذا امروزه استفاده از نرم‌افزارهای المان محدود برای شبیه‌سازی و مطالعه فرایند خستگی بسیار حائز اهمیت است. در این مقاله، به کمک شبیه‌سازی المان محدود در نرم‌افزار آباکوس و استفاده از معیار انتگرال J، به بررسی رشد ترک خستگی و تخمین عمر نمونه‌ای از جنس آلیاژ آلومینیوم سری ۵۰۰۰ پرداخته شده است. نتایج با داده‌های تجربی مقایسه شد و تطابق خوبی مشاهده گردید.
تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۷/۰۳	
تاریخ بازنگری: ۱۴۰۰/۰۷/۱۶	
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۷/۱۸	

Estimation of Fatigue Life in Al alloy Specimens Using FEA

Mohammad Noghabi^a, Iraj Sattarifar^{b*}, Hossein Hosseini Toudeshky^c

^{a,b} Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, 15875-4413, Iran

^c Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, 15916-34311, Iran

KEYWORDS

J Integral,
Al Alloy,
Fatigue Crack Growth,
Finite Element Analysis.

Received: September 25, 2021

Revised: October 08, 2021

Accepted: October 10, 2021

ABSTRACT

Acceptable fatigue life assessment of components is desirable for various industries. The fatigue life of a specimen includes the total number of cycles required for crack initiation and the number of cycles required for crack growth. In many industries, such as aerospace or petrochemical and refining industries, due to the high cost of parts, it is necessary for the part to continue to work even after crack initiation. Therefore, to estimate the fatigue life, the fatigue crack propagation should be studied. Experimental fatigue tests are very time consuming and costly. So, it is very important to use finite element software to simulate and study the fatigue crack growth. In this research, with the help of finite element simulation in Abacus software and using the J integral criterion, the growth of fatigue cracks and the estimated life of a sample of 5000 series aluminum alloy was investigated. The results were compared with experimental data and a good agreement was observed.

۱- مقدمه

آسیب ناشی از خستگی، پدیده‌ای است که از قرن ۱۹ میلادی شناخته شده و به‌عنوان مهم‌ترین علت خرابی در طراحی مکانیکی باید بررسی شود [۱]. سازه‌هایی مانند هواپیماها، وسایل نقلیه و ماشین‌آلات صنعتی برای عمر محدود طراحی می‌شوند. برای چنین سازه‌هایی، رشد ترک خستگی بخش قابل توجهی از عمر مفید آن‌ها را تشکیل می‌دهد. لذا در این سازه‌ها، بسیار مهم است که عمر سازه بعد از ایجاد ترک، پیش‌بینی گردد. برای تخمین عمر سازه بعد از ایجاد ترک، به قوانین رشد ترک نیاز است. قوانین تئوری و تجربی زیادی برای بیان رشد ترک خستگی وجود دارد [۲]. اولین تئوری برای بررسی رشد ترک خستگی، روش مکانیک شکست الاستیک خطی^۱ می‌باشد که توسط پاریس و همکاران ارائه شد. هنگامی که ناحیه پلاستیک ایجاد شده در نوک ترک بزرگ باشد، مکانیک شکست الاستیک خطی کارایی خود را از دست می‌دهد و استفاده از مکانیک شکست الاستیک - پلاستیک منجر به نتایج بهتری می‌گردد. پارامتر انتگرال J مهم‌ترین پارامتری است که برای بیان قوانین رشد ترک خستگی در این حوزه استفاده می‌گردد. ساوایدیس و همکاران [۳] به بررسی رشد ترک خستگی مود I در شکاف‌ها با در نظر گرفتن مکانیزم بسته شدن ترک پرداختند. آن‌ها یک مدل الاستیک - پلاستیک تحلیلی برای توصیف عمر خستگی قطعات دلخواه مهندسی حاوی شکاف بیضوی، تحت بارگذاری سیکلی با دامنه ثابت ارائه دادند. آن‌ها از یک قانون رشد ترک مبتنی بر ΔJ_{eff} و انتگرال‌گیری از شروع ترک تا شکست کامل قطعه استفاده نمودند. فرانک و همکاران [۴] به بررسی عمر خستگی اتصالات جوشی به روش استفاده از انتگرال J پرداختند. نتایج تحقیقات آن‌ها نشان داد که استفاده از این پارامتر برای بیان خستگی می‌تواند بارگذاری پیچیده ترکیبی را پوشش دهد. فوجیوکا [۵] روشی برای محاسبه انتگرال J برای سازه‌های حاوی ترک تحت بارگذاری‌های ثانویه (مثل تنش پسماند و ...) ارائه نمود و نشان داد که این پارامتر را تحت شرایط پیچیده بارگذاری می‌توان محاسبه نمود.

محققین زیادی به بررسی رشد ترک خستگی و تخمین عمر قطعات و سازه‌ها به کمک تحلیل‌های المان پرداختند. الم و همکاران [۶] به مدل‌سازی رشد ترک خستگی و تخمین عمر به کمک المان‌های سطح مشترک پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که استفاده از المان‌های سطح مشترک برای مدل‌سازی رشد ترک خستگی با نتایج تجربی تطابق خوبی دارد. دینگ و همکاران [۷] به مدل‌سازی رشد ترک خستگی از یک شیار در نمونه‌های فولادی پرداختند. آن‌ها به کمک المان محدود به بررسی اثر نسبت تنش بر روی نرخ رشد ترک خستگی پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که تحت نسبت تنش مثبت و منفی، نحوه رشد ترک خستگی متفاوت می‌باشد. ژانگ و همکاران [۸] به بررسی رفتار باز و بسته شدن ترک در یک ترک نیمه دایروی با استفاده از مدل‌سازی المان محدود الاستیک - پلاستیک پرداختند. آن‌ها برای مقایسه یک ترک ثابت الاستیک و یک ترک ثابت الاستیک - پلاستیک را مورد مطالعه قرار دادند. رفتار رشد ترک با استفاده از رهایی نودهای^۲ نوک ترک در هر سیکل بارگذاری مدل شد. اثرات برنامه‌های مختلف رهایی نودها، ریز بودن مش‌ها، و طول اولیه ترک مورد مطالعه قرار گرفت. الشعبی و همکاران [۹] به بررسی رشد ترک خستگی در حالت مود ترکیبی با استفاده از شبیه‌سازی دوبعدی المان محدود پرداختند. مقایسه نتایج المان محدود با نتایج تجربی نشان داد که تحلیل المان محدود برای پیش‌بینی مسیر رشد ترک و همچنین عمر خستگی بسیار مؤثر است. کاماس و همکاران [۱۰] به بررسی اثرات شماتیک رشد ترک خستگی روی مکانیزم بسته شدن ترک به کمک مدل‌سازی المان محدود سه‌بعدی پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد برای باز و بسته شدن نوک ترک بهتر است از داده‌های تنش بجای سیکل‌های بارگذاری استفاده گردد. مسعودی نژاد و همکاران [۱۱] به بررسی رفتار رشد ترک خستگی و بهینه کردن عمر خستگی اتصالات پرچی از جنس آلیاژ آلومینیوم پرداختند. آن‌ها از یک مدل سه‌بعدی الاستوپلاستیک برای شبیه‌سازی استفاده نمودند. نتایج المان محدود آن‌ها تطابق خوبی با نتایج تجربی داشت. نوقابی و همکاران [۱۲] به بررسی المان محدود توزیع مجدد تنش پسماند بر اثر رشد ترک خستگی پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که بارگذاری خستگی منجر به توزیع مجدد تنش پسماند در نمونه‌های آلومینیومی می‌گردد.

با توجه به هزینه زیاد و زمان بر بودن تست‌های خستگی، امروزه محققین زیادی از نرم‌افزارهای المان محدود برای طراحی و تخمین عمر خستگی قطعات صنعتی استفاده می‌کنند. مدل‌های مختلفی جهت بررسی رشد ترک خستگی و همچنین تخمین

^۱ Linear Elastic Fracture Mechanics (LEFM)

^۲ Node

عمر قطعات استفاده می‌گردد. هر مدل پارامترهای مخصوص به خود را دارد. در این تحقیق، مدل المان محدود در نرم‌افزار آباکوس جهت تخمین عمر خستگی قطعات آلومینیومی ایجاد گردید. در مدل ایجادشده، از پارامتر انتگرال J که برای حالت‌های الاستوپلاستیک و یا حالت‌هایی که تنش پسماند در قطعه وجود دارد بسیار کارآمد است، استفاده گردید. مدل المان محدود ایجادشده با نتایج تجربی صحت‌سنجی گردید. پس از صحت‌سنجی مدل المان محدود به کمک نتایج تجربی، از شبیه‌سازی المان محدود جهت پیش‌بینی عمر خستگی نمونه‌های آلومینیومی استفاده گردید.

۱-۱- مکانیک شکست الاستیک خطی

هنگامی که تغییر شکل‌ها در نوک ترک کوچک باشد و رفتار ماده به‌صورت خطی باشد، استفاده از مکانیک شکست الاستیک خطی برای بیان رشد ترک بسیار مرسوم است [۲]. قوانین رشد ترک گوناگونی بر پایه تئوری و تجربی ایجاد شده‌اند که مهم‌ترین آن‌ها در جدول ۱ آورده شده است. روابط ارائه‌شده بر پایه ضریب شدت تنش، زمانی قابل استفاده هستند که ناحیه پلاستیک ایجادشده در نوک ترک در قیاس با طول ترک و سایر ابعاد قطعه کوچک باشد. در مکانیک شکست الاستیک خطی پارامترهای زیادی وجود دارد که برای بیان قوانین رشد ترک می‌توان استفاده نمود. شاهانی و همکاران [۱۳] با تست روی نمونه‌های کششی ترک دار^۳ از جنس فولاد استحکام بالا، رابطه‌ای برای بیان نرخ رشد ترک خستگی برحسب پارامترهای مختلفی مانند ΔJ (انتگرال J سیکلی)، $\Delta CTOD$ (بازشدگی نوک ترک سیکلی)، ΔK (ضریب شدت تنش سیکلی)، $\Delta CMOD$ (بازشدگی دهانه ترک سیکلی) ارائه دادند و با توجه به مفروض بودن مکانیک شکست الاستیک خطی در پدیده رشد ترک خستگی در موارد مربوطه، ارتباط میان ثوابت این رابطه‌ها را استخراج کردند. نتایج تحقیقات آن‌ها نشان داد که با بیان رابطه نرخ رشد ترک خستگی برحسب پارامترهای ΔJ و $\Delta CTOD$ برخلاف پارامترهای ΔK و $\Delta CMOD$ ، ثوابت این روابط مستقل از بارگذاری می‌باشند. به عبارتی پارامترهای ΔJ و $\Delta CTOD$ تغییر پارامترهای بارگذاری نظیر نسبت تنش را در خود نهفته دارند.

جدول ۱ قوانین رشد ترک خستگی

ماهیت	قانون رشد	مرجع
تجربی	$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m$	Paris [14]
	$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K)^m}{(1-R)K_c - \Delta K}$	Forman [15]
	$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K)^m}{[(1-R)K_c - \Delta K]^{1/2}}$	Pearson [16]
	$\frac{da}{dN} = \beta CTOD$	Neumann [17]
	$\frac{da}{dN} = C_1 \omega_{max}^m \Delta \omega^p$ $\frac{da}{dN} = C_1 K_{max}^m \Delta K^p$	Erdogan [18]
	$\frac{da}{dN} = C_1 \omega$	Liu [19]
	$\frac{da}{dN} = A \varepsilon_p \cdot \Delta \omega$	Tomkins [20]
بر اساس تغییر شکل در نوک ترک	$\frac{da}{dN} = \frac{A(K_{max} - K_{th})^m}{E \sigma_y (1 - \frac{\sigma_{max}}{\sigma_y})}$	Kannien and Atkinson [21]
	$\frac{da}{dN} = \frac{C(1-R)^{4-m} K_{max}^4}{K_c^2 - K_{max}^2}$	Raju [22]
	$\frac{da}{dN} = \left(\frac{\pi}{32}\right)^{1/2\alpha} \left[\frac{2(1 - \frac{\Delta K_0}{\Delta K})}{\varepsilon_f E (K_c - K_{max})} \right] \Delta K^{2/\alpha}$	Duggan [23]
	$\frac{da}{dN} = \frac{\Delta K^2}{4\pi(1+n)\sigma_y^2} \left[\frac{2\sigma_y}{\varepsilon_f E} \right]^{1+n}$	Schwalbe [24]
در نظر گرفتن هندسه نوک ترک	$\frac{da}{dN} = \frac{\Delta \sigma^2 \cdot a}{E^2} (\ln \frac{4E}{\Delta \sigma} - 1)$	Frost and Dixon [25]
	$\frac{da}{dN} = \frac{8}{\pi} \left(\frac{\Delta K}{E}\right)^2$	Pook and Frost [26]
در نظر گرفتن مفهوم بسته شدن ترک	$\frac{da}{dN} = C(U\Delta K)^m$	Elber [27]
	$\frac{da}{dN} = \frac{(0.886U)^{1+n} p^m}{500(1-R)^{1+n}} a$	Lal [28]

³ Compact Tension (CT)

۲-۱- انتگرال J

چنانچه بارگذاری به‌گونه‌ای باشد که در ناحیه نوک ترک منطقه پلاستیک بزرگی ایجاد شود، مکانیک شکست الاستوپلاستیک می‌تواند درک بهتری از نحوه رشد ترک ارائه نماید. یکی از مهم‌ترین و پرکاربردترین پارامترها در این حوزه انتگرال J می‌باشد. مفهوم انتگرال J اولین بار توسط رایس [۲۹] ارائه شد. این انتگرال مستقل از مسیر بوده و به‌صورت رابطه ۱ تعریف می‌شود:

$$J = \int_{\Gamma} \left(W n_1 - T_m \frac{\partial u_m}{\partial x_1} \right) ds \quad (1)$$

در این رابطه، W چگالی انرژی کرنشی، n_1 مؤلفه x_1 نرمال واحد بر کانتور Γ ، $T_m = \sigma_{mk} n_k$ نیروی وارده و u_m مؤلفه جابجایی است. پس از رایس، محققین دیگری نیز از مفهوم انتگرال J برای بیان معیار رشد ترک استفاده نمودند [۳۰، ۳۱] این مفهوم گسترش یافت و پژوهشگران از آن برای تحلیل رشد ترک خستگی استفاده نمودند [۳۲-۳۵].

۳-۱- مدل رشد ترک خستگی بر اساس انتگرال J سیکلی

فرم این معادله به‌صورت رابطه ۲ می‌باشد [۳۲].

$$\Delta J = \Delta J_{el} + \Delta J_{pl} = J_{el} = \frac{\Delta K^2}{E'} + \frac{\eta A_{pl}}{B b_0} \quad (2)$$

که b_0 لیگامنت^۴ اولیه نمونه، B ضخامت خالص نمونه، W عرض مؤثر نمونه، A_{pl} مساحت زیر نمودار بار - جابه‌جایی و η یک ضریب بی‌بعد است که برای نمونه CT از رابطه ۳ به دست می‌آید [۳۲]:

$$\eta = 2 + 0.522 \frac{b_0}{W} \quad (3)$$

در این پژوهش از فرم تطبیق یافته معادله پاريس که توسط داوولینگ توسعه یافته [۳۲] و بر اساس انتگرال J است، برای بیان قانون رشد ترک استفاده می‌گردد:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta J)^m \quad (4)$$

در رابطه فوق $\frac{da}{dN}$ نرخ رشد ترک، ΔJ بازه سیکلی انتگرال J و C و m ضرایب ثابتی هستند که وابسته به جنس نمونه می‌باشند و از تست‌های تجربی محاسبه می‌گردند. عمر خستگی قطعه در فاصله طول ترک اولیه a_i تا طول ترک نهایی a_f را می‌توان با انتگرال‌گیری از رابطه ۴ مشخص نمود. با توجه به اینکه در شبیه‌سازی المان محدود، ترک به‌صورت ناپیوسته رشد داده می‌شود (المان به المان)، انتگرال فوق تبدیل به مجموع جملات شده و می‌توان آن را به‌صورت رابطه ۵ نوشت [۳۶]:

$$N = \sum_{i=a_i}^{a_f} \frac{da}{C(\Delta J)^m} \quad (5)$$

دقت شود که در رابطه ۵، da میزان رشد ترک در هر مرحله (مراحل رشد ترک در نرم‌افزار) می‌باشد که برابر طول المان در ناحیه اطراف ترک است.

۲- تست‌های تجربی

۲-۱- تست‌های مکانیکی

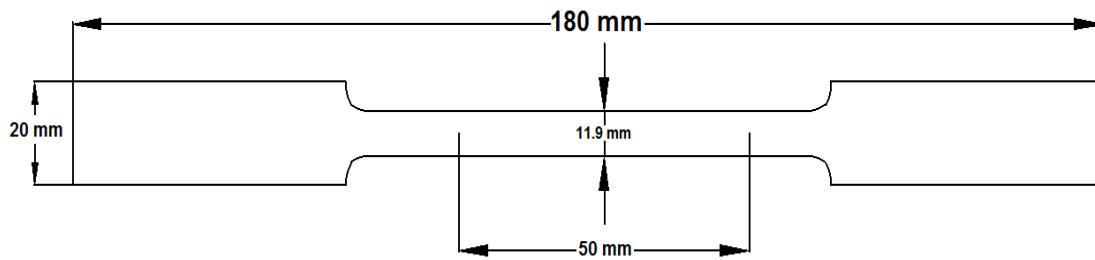
جهت تعیین جنس نمونه، آزمون کوانتومتری صورت گرفت. درصد عناصر آلیاژی آلایز آلومینیوم Al 5456-H38 در جدول ۲ آورده شده است.

^۴ Ligament

جدول ۲ نتایج آزمون کوانتومتری آلیاژ آلومینیوم Al 5456-H38

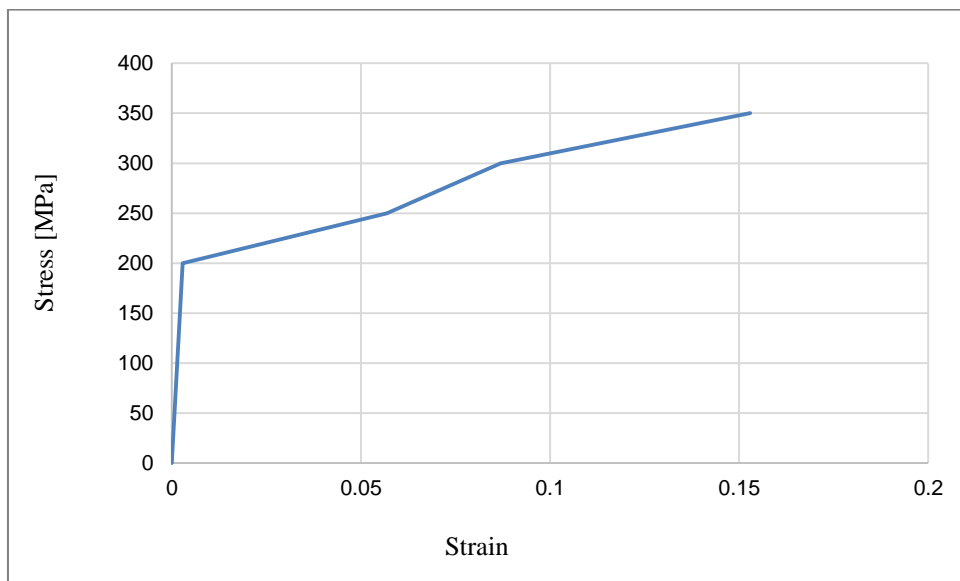
Si	Fe	Cu	Mn	Zn	Ti	Mg	Al
۰/۱۶۱	۰/۱۸۱	۰/۰۲۶	۰/۶۴۸	۰/۰۷۴	۰/۰۴۸	۶/۳۶	۹۲/۵۲
Ni	Pb	Sn	B	Zr	Be	Sb	Cr
۰/۰۰۶	۰/۰۰۶	۰/۰۰۲	۰/۰۰۰۸	۰/۰۰۳	۰/۰۰۰۶	۰/۰۰۳	۰/۰۰۵

جهت تعیین خواص مکانیکی مورد نیاز در تحلیل‌ها، تست کشش مطابق استاندارد ASTM انجام گردید. در شکل ۱ نمایی از ابعاد نمونه کشش آورده شده است.



شکل ۱ ابعاد نمونه تست کشش

نمودار تنش-کرنش حقیقی به دست آمده از تست کشش در شکل ۲ نشان داده شده است. داده‌های این نمودار در تحلیل المان محدود در نرم‌افزار المان محدود آباکوس وارد می‌شود.

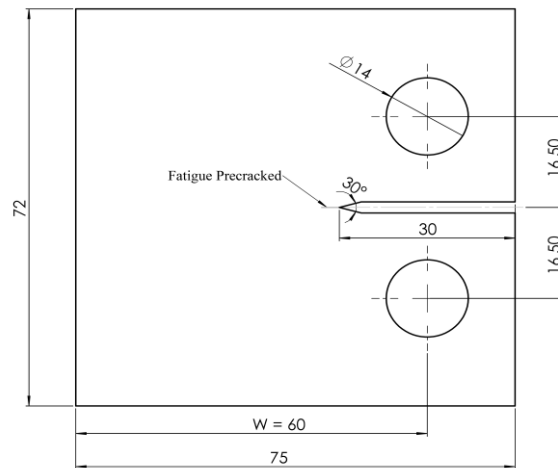


شکل ۲ نمودار تنش-کرنش حقیقی آلیاژ آلومینیوم Al 5456-H38

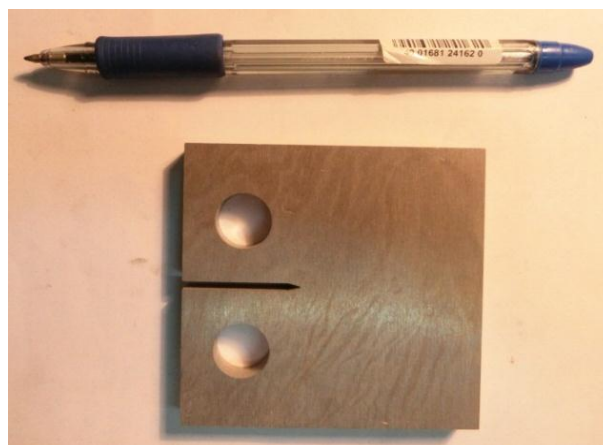
۲-۲- تست‌های خستگی

جهت تعیین ضرایب معادله تطبیق یافته پاریس، آزمایش‌های رشد ترک خستگی با دامنه ثابت بر روی قطعات CT مطابق استاندارد ASTM E647 [۳۷] با ابعاد و اندازه داده‌شده در شکل ۳ انجام شد. در شکل ۴ نمایی از نمونه ساخته شده توسط فرایند وایرکات^۵ مشاهده می‌گردد. تمامی نمونه‌ها با دستگاه خستگی هیدرولیک با فرکانس ۱۵ هرتز و در دمای محیط مورد آزمایش خستگی قرار گرفت.

⁵ Wire Cut

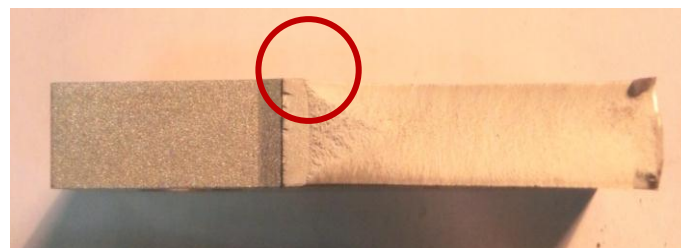


شکل ۳ ابعاد هندسی نمونه CT (ابعاد بر حسب میلی‌متر)

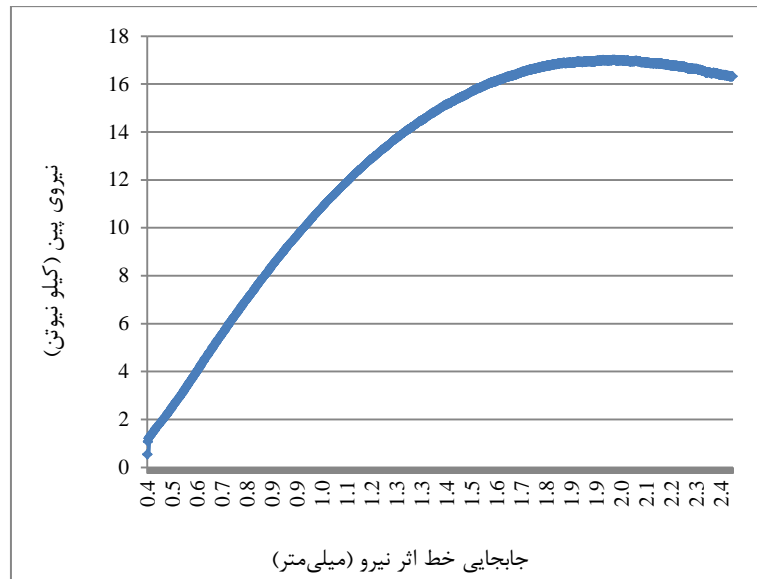


شکل ۴ نمونه CT ساخته شده توسط فرایند وایرکات

در فرایندهای ساخت، نوک شیار دارای انحنا می‌شود. لذا طبق استاندارد و برای اطمینان از اینکه شیار کاملاً تیز می‌باشد، می‌بایست نمونه را تحت بارگذاری خستگی قرار داد تا یک ترک اولیه خستگی در آن ایجاد گردد [۳۴]. فرایند ایجاد ترک اولیه خستگی در این پژوهش شامل ۲۷ هزار سیکل با نسبت تنش $R = P_{min}/P_{max} = 0.1$ بود. برای اطمینان از ایجاد ترک اولیه، نمونه تحت بارگذاری استاتیک تا شکست کامل قرار گرفت. با بررسی سطح شکست نمونه، طول ترک اولیه (که مقدار آن در رابطه ۲ مورد استفاده قرار می‌گیرد) به دست می‌آید. در شکل ۵ نمایی از ترک اولیه ایجاد شده نشان داده شده است. با توجه به شکل ۵، مشاهده می‌گردد که بارگذاری خستگی منجر به ایجاد ترک اولیه با طول بیش از ۲ میلی‌متر در قطعه می‌شود که از نظر استاندارد قابل قبول می‌باشد. نمودار نیروی بارگذاری بر حسب جابجایی محل پین نیز در شکل ۶ آورده شده است. با توجه به نمودار شکل ۶، بار بحرانی در حدود ۱۶/۲ کیلو نیوتن می‌باشد. برای اطمینان از اینکه بارگذاری خستگی جزو خستگی پرچرخه قرار دارد، حداکثر بارگذاری کمتر از ۵۰ درصد بار بیشینه انتخاب گردید (۸ کیلو نیوتن).



شکل ۵ ترک اولیه ایجاد شده به کمک خستگی



شکل ۶ نمودار نیروی بین بر حسب جابجایی

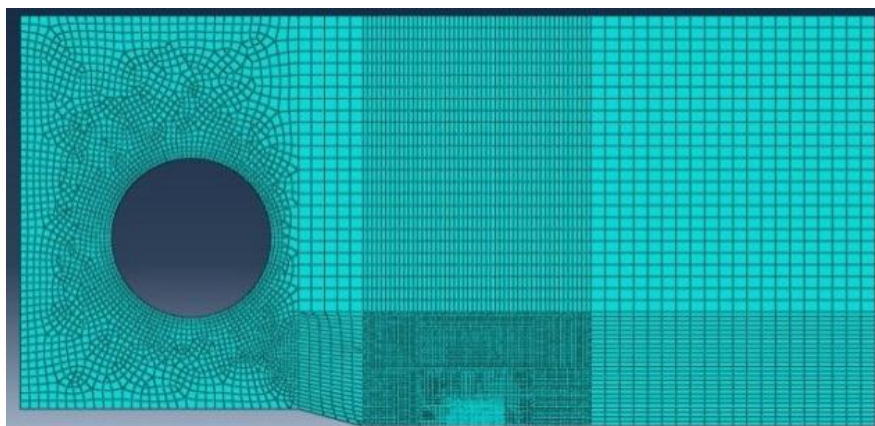
۳- مدل سازی المان محدود

نمونه CT مطابق تست‌های تجربی و با ابعاد نشان داده شده در شکل ۱ در نرم‌افزار المان محدود آباکوس ایجاد گردید. خواص موادی به صورت الاستیک - پلاستیک با سخت‌شوندگی ایزوتروپیک و ویژگی‌های مکانیکی مطابق با خواص آلیاژ آلومینیوم سری ۵۰۰۰ که از تست کشش نمونه به دست آمده و در جدول ۳ نشان داده شده است، تعریف شد. از آنجایی که مدل تقارن دارد، برای ساده‌سازی و کاهش زمان محاسبات، تنها نیمی از قطعه مدل شد و شرط مرزی تقارن به خط مرکزی اعمال شد. مزیت دیگر این گونه مدل‌سازی، تسهیل فرایند رشد ترک با استفاده از تغییر شرط مرزی می‌باشد.

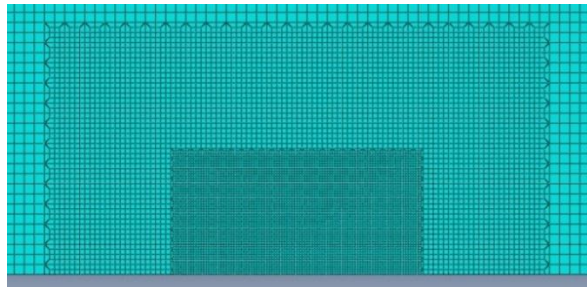
جدول ۳ خواص مکانیکی آلیاژ آلومینیوم Al 5456-H38

نوع خاصیت	تنش تسلیم (MPa)	تنش نهایی (MPa)	مدول یانگ (GPa)	ضریب پواسون
مقدار	۲۰۰	۳۵۰	۷۰	۰/۳

در شکل ۷ و شکل ۸ نحوه مش‌بندی نمونه مشاهده می‌شود. برای مش‌بندی نمونه از المان‌های ۴ گره‌ای استفاده شد. در مش‌بندی نمونه با نزدیک شدن به نوک ترک، المان‌ها در چندین مرحله ریزتر شدند تا در نواحی نوک ترک، المان‌ها به قدر کافی ریز باشند. لازم به ذکر است که با انجام آنالیز حساسیت به مش، از مناسب بودن این مش‌بندی اطمینان گردید.



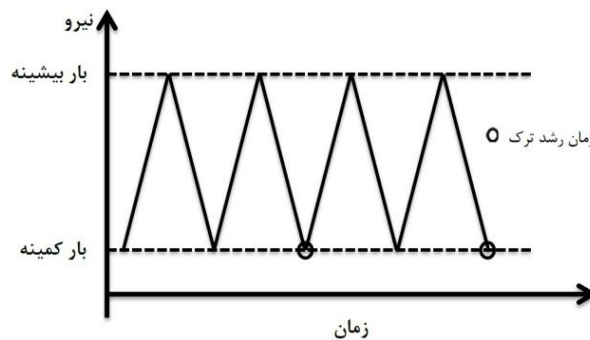
شکل ۷ مش بندی نمونه CT



شکل ۸ ریز شدن مش در ناحیه نوک ترک.

۳-۱- رشد ترک خستگی

شبیه‌سازی رشد ترک در هر مرحله با آزادسازی گره نوک ترک میسر می‌شود. یکی از موارد مهم در این زمینه زمان آزادسازی گره است. زمان آزادسازی گره می‌تواند در بار کمینه، بار بیشینه و یا کمی بعد از بار بیشینه باشد [۳۸]. در صورتی که المان‌های اطراف ترک به قدر کافی ریز باشند، زمان آزادسازی گره ترک تاثیر چندانی بر نتایج نخواهد داشت [۳۸]. در این پژوهش، آزادسازی گره در بار کمینه و پس از دو سیکل بارگذاری خستگی مطابق شکل ۹ انجام گرفت.

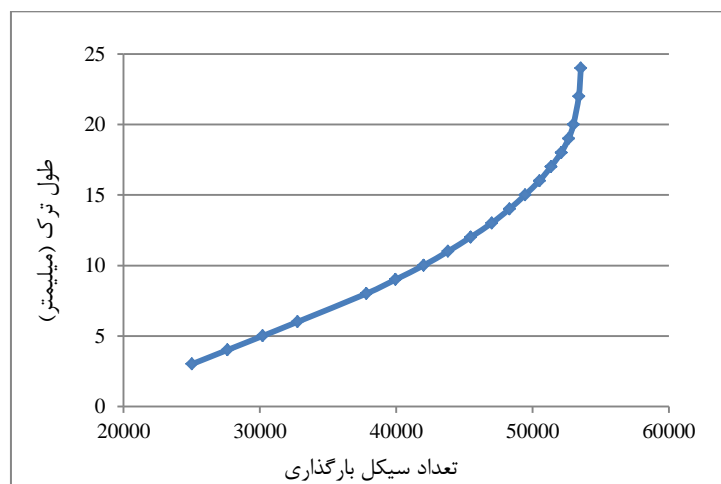


شکل ۹ شمای نحوه رشد دادن ترک.

۴- تحلیل نتایج

۴-۱- نتایج تجربی

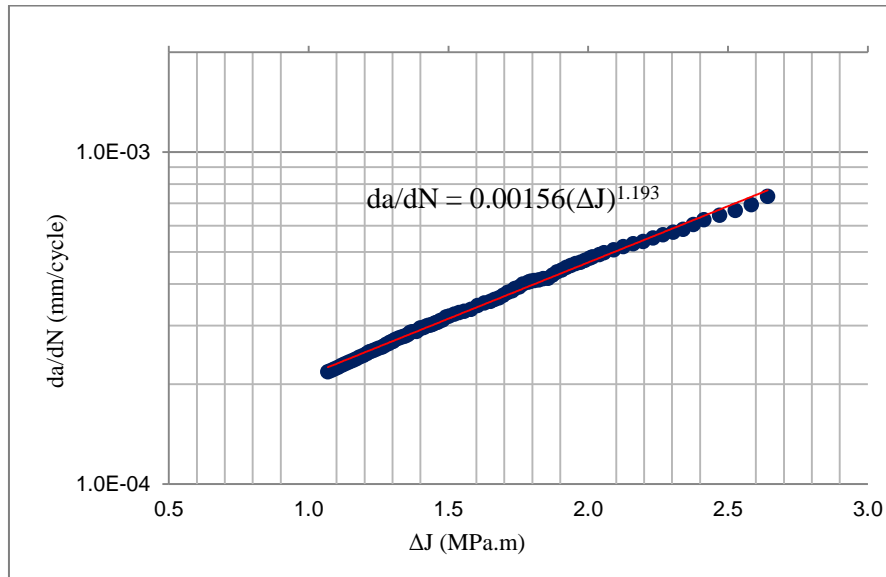
شکل ۱۰ نمودار تجربی رشد طول ترک بر حسب تعداد سیکل بارگذاری برای نمونه CT تحت بارگذاری خستگی با بار ماکزیمم $P_{max} = 4\text{ kN}$ و نسبت تنش $R = 0.1$ می‌باشد. این تست برای به دست آوردن خواص خستگی جنس مورد نظر می‌باشد.



شکل ۱۰ طول ترک بر حسب تعداد سیکل خستگی برای بارگذاری $P_{max} = 4\text{ kN}$

در شکل ۱۱ نمودار تجربی نرخ رشد ترک خستگی برحسب بازه انتگرال J مشاهده می‌شود. با استفاده از برازش منحنی روی داده‌های نمودار شکل ۱۱، ضرایب مربوط به جنس ماده در رابطه ۴ به صورت زیر به دست می‌آید:

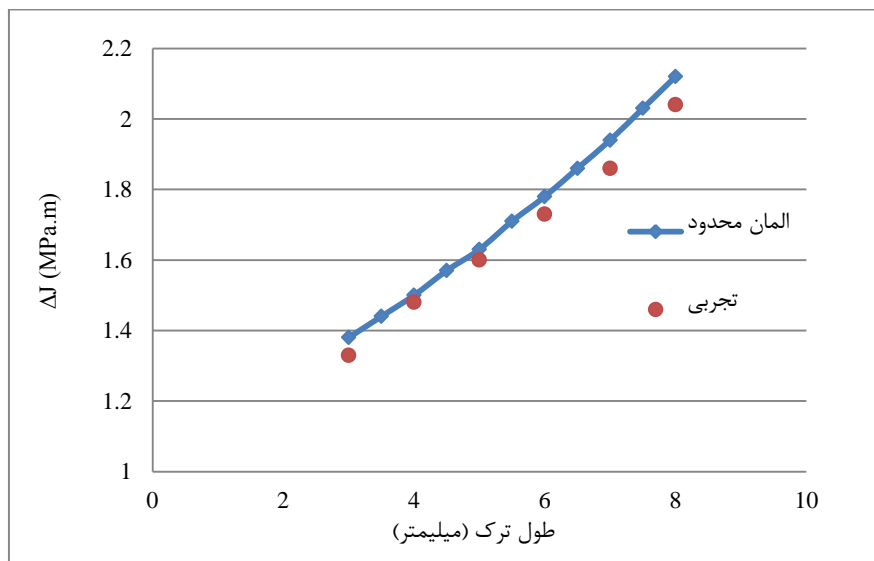
$$\frac{da}{dN} = 0.00156(\Delta J)^{1.193} \quad (۶)$$



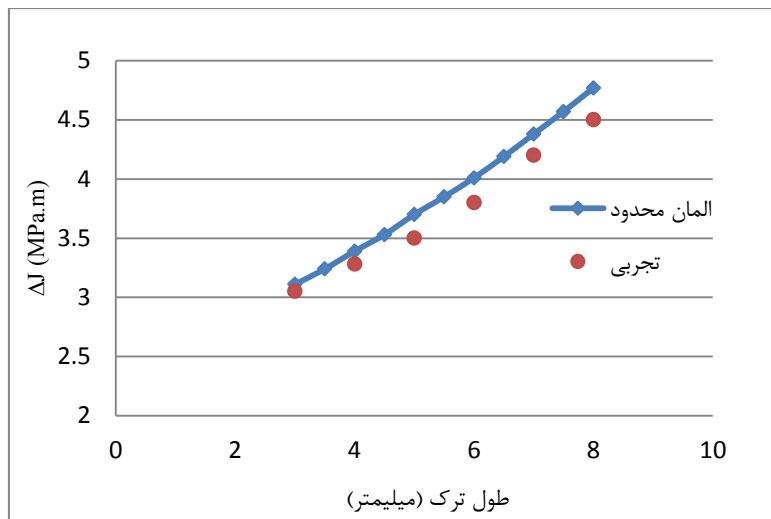
شکل ۱۱ نرخ رشد ترک خستگی برحسب انتگرال J

۲-۴- نتایج المان محدود

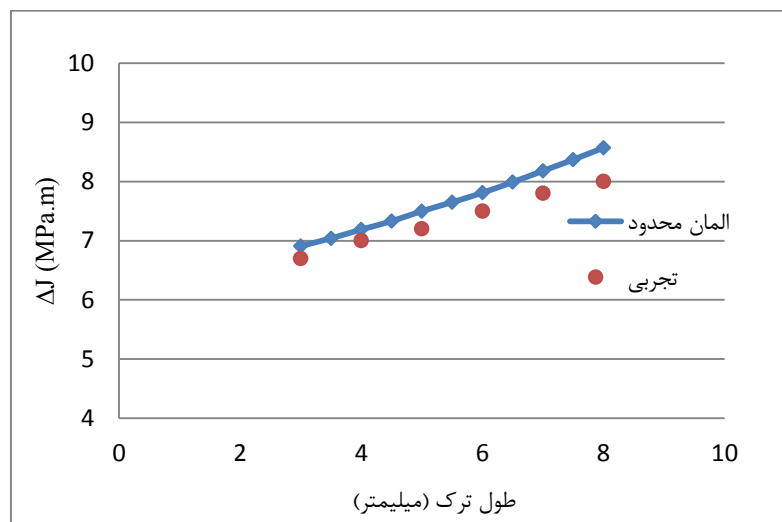
شبیه‌سازی المان محدود برای ۳ بارگذاری مختلف با بار بیشینه $P_{max} = 4kN$ ، $P_{max} = 6kN$ و $P_{max} = 8kN$ و با نسبت تنش ثابت $R = 0.1$ انجام گرفت. برای اطمینان از صحت نتایج المان محدود، نتایج انتگرال J به دست آمده از المان محدود با داده‌های تجربی مقایسه شد. نتایج المان محدود و تجربی بازه انتگرال J در طول ترک‌های مختلف برای بارگذاری‌های $P_{max} = 4kN$ و $P_{max} = 6kN$ در شکل ۱۲، شکل ۱۳ و شکل ۱۴ مقایسه شده است. همان‌طور که در شکل ۱۲ نمایان است، تطابق خوبی بین نتایج المان محدود و تجربی برقرار است. نکته‌ی حائز اهمیت این است که با رشد ترک، به مرور اختلاف بین نتایج تجربی و المان محدود بیشتر می‌شود. علت این امر، تجمع خطاهای بین روش المان محدود و تجربی است.



شکل ۱۲ بازه انتگرال J برحسب طول ترک برای بارگذاری $P_{max} = 4kN$



شکل ۱۳ بازه انتگرال J بر حسب طول ترک برای بارگذاری $P_{max} = 6kN$.



شکل ۱۴ بازه انتگرال J بر حسب طول ترک برای بارگذاری $P_{max} = 8kN$.

با توجه به به دست آمدن ضرایب C و m در معادله ۵، و همچنین به دست آمدن بازه انتگرال J از تحلیل المان محدود، تعداد سیکل لازم (N) برای رشد ترک به اندازه da، به دست می آید. لازم به ذکر است که در تحلیل عددی، da به اندازه طول المان در ناحیه نزدیک به نوک ترک است (در این پژوهش، da برابر ۵۰ میکرون می باشد).

برای صحت سنجی نتایج ناشی از المان محدود و تخمین عمر با رابطه ۵، عمر خستگی برای بارگذاری $P_{max} = 6kN$ و $P_{max} = 8kN$ به کمک تحلیل المان محدود و با استفاده از رابطه ۵ محاسبه گردید و با نتایج تجربی مقایسه گردید. نتایج این مقایسه در جدول ۴ آمده است. نتایج نشان می دهد که تخمین عمر به کمک المان محدود حدود ۵ درصد با نتایج تجربی تفاوت دارد. همچنین روش المان محدود عمر را کمتر از مقدار واقعی پیش بینی کرده است که در واقع منجر به تخمین محافظه کارانه عمر خستگی می شود.

جدول ۴ مقایسه تخمین عمر خستگی تجربی و المان محدود

نوع مدل	تجربی	المان محدود
عمر خستگی (تحت بارگذاری $P_{max} = 6kN$ و $R = 0.1$)	۳۸۲۱۱	۳۶۲۳۰
عمر خستگی (تحت بارگذاری $P_{max} = 8kN$ و $R = 0.1$)	۲۱۷۲۸	۲۰۳۵۰

۵- نتیجه گیری

در این تحقیق به بررسی نحوه پیش‌بینی عمر خستگی قطعات آلومینیومی به کمک نرم‌افزار المان محدود پرداخته شد. برای ارزیابی مدل المان محدود، از نتایج تست‌های تجربی استفاده گردید. نتایج این پژوهش بیان می‌دارد که با استفاده از تحلیل المان محدود و با دانستن خواص خستگی ماده، می‌توان برای بارگذاری‌های دلخواه عمر خستگی یک سازه از جنس آلیاژ آلومینیوم را به خوبی پیش‌بینی نمود.

مقایسه نتایج المان محدود و تجربی نشان داد که انتگرال J پارامتری مناسب جهت بیان قوانین رشد ترک خستگی در حوزه الاستیک - پلاستیک می‌باشد. استفاده از روش المان محدود با ساده‌سازی‌های صورت گرفته منجر به پیش‌بینی محافظه‌کارانه عمر خستگی یک قطعه می‌گردد.

۶- تشکر و قدردانی

از صنایع شهید موحد جهت کمک‌هایشان در تأمین جنس آلیاژ آلومینیوم تشکر و قدردانی می‌گردد.

۷- مراجع

- [1] Benachour M, Hadjoui A, Benguediab M, Benachour N. Effect of the amplitude loading on fatigue crack growth. *Procedia Engineering*. 2010;2:121-127.
- [2] Chand S, Garg S B L. Crack propagation under constant amplitude loading. *Engineering Fracture Mechanics*. 1985;21:1-30.
- [3] Savaidis G, Savaidis A, Zerres P, Vormwald M. Mode I fatigue crack growth at notches considering crack closure. *International journal of fatigue*. 2010;32:1543-1558.
- [4] Frank D, Remes H, Romanoff J. J-integral-based approach to fatigue assessment of laser stake-welded T-joints. *International journal of fatigue*. 2013;47:340-350.
- [5] Fujioka T. Simplified estimate of elastic-plastic J-integral of cracked components subjected to secondary stresses by the enhanced reference stress method and elastic follow-up factors. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*. 2013;108:28-39.
- [6] Alam M S, Wahab M A. Modeling the fatigue crack growth and propagation life of a joint of two elastic materials using interface elements. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*. 2005;82:105-113.
- [7] Ding F, Feng M, Jiang Y. Modeling of fatigue crack growth from a notch. *International journal of plasticity*. 2007;23:1167-1188.
- [8] Zhang J Z, Bowen P. On the finite element simulation of three-dimensional semi-circular fatigue crack growth and closure. *Engineering Fracture Mechanics*. 1998;60:341-360.
- [9] Alshoaibi A M, Fageehi Y A. 2D finite element simulation of mixed mode fatigue crack propagation for CTS specimen. *Journal of Materials Research and Technology*. 2020;9:7850-7861.
- [10] Camas D, Garcia-Manrique J, Antunes F V, Gonzalez-Herrera A. Three-dimensional fatigue crack closure numerical modelling: Crack growth scheme. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*. 2020;108:102623.
- [11] Nejad R M, Tohidi M, Darbandi A J, Saber A, Shariati M. Experimental and numerical investigation of fatigue crack growth behavior and optimizing fatigue life of riveted joints in Al-alloy 2024 plates. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*. 2020;108:102669.
- [12] Noghabi M, Sattarifar I, Hosseini T H. The Effect of Fatigue Crack Growth on Mechanical Residual Stress Redistribution. *Journal of Applied and Computational Science in Mechanics*. 2016;27:1-10.

- [13] Shahani A R, Moayeri H, Botshekanan M, Rastegar M. Experimental estimation of fatigue crack growth rate in thin steel alloy plates in terms of ΔK , ΔJ , $\Delta CTOD$ and $\Delta CMOD$. In The 7th conference of Iranian Aerospace Society. 2007. (In Persian)
- [14] Paris P, Erdogan F. A critical analysis of crack propagation laws. *Journal of Fluids Engineering*. 1963;85:528-533.
- [15] Forman R G, Kearney V E, Engle R M. Numerical analysis of crack propagation in cyclic-loaded structures. *Journal of Fluids Engineering*. 1967;83:459-463.
- [16] Pearson S. The effect of mean stress on fatigue crack propagation in half-inch (12.7 mm) thick specimens of aluminium alloys of high and low fracture toughness. *Engineering Fracture Mechanics*. 1972;4:9-24.
- [17] Neuman P. New Experiments Concerning the Slip Processes at Propagating Fatigue Cracks-I. *Acta metallurgica*. 1974;22:1155-1165.
- [18] Erdogan F. Crack propagation Theories, NASA CR901. National Aeronautics and Space Administration. 1967.
- [19] Liu H W. Crack propagation in thin metal sheet under repeated loading. *Journal of Fluids Engineering*. 1961;83:23-31.
- [20] Tomkins B. Fatigue crack propagation—an analysis. *Philosophical magazine*. 1968;18:1041-1066.
- [21] Kanninen M F, Atkinson C, McEvily A J. The development of a general fatigue crack growth predictive model. *International Journal of Fracture*. 1977;13:887-891.
- [22] Raju K N. An energy balance criterion for crack growth under fatigue loading from considerations of energy of plastic deformation. *International Journal of Fracture Mechanics*. 1972;8:1-14.
- [23] Duggan T V. A theory for fatigue crack propagation. *Engineering Fracture Mechanics*. 1977;9:735-747.
- [24] Schwalbe K-H. Comparison of several fatigue crack propagation laws with experimental results. *Engineering Fracture Mechanics*. 1974;6:325-341.
- [25] Frost N E, Dixon J R. A theory of fatigue crack growth. *International Journal of Fracture Mechanics*. 1967;3:301-316.
- [26] Pook L P, Frost N E. A fatigue crack growth theory. *International Journal of Fracture*. 1973;9:53-61.
- [27] Wolf E. Fatigue crack closure under cyclic tension. *Engineering Fracture Mechanics*. 1970;2:37-45.
- [28] Lal K M. On crack opening stress in fatigue crack propagation. University of Allahabad, India. 1972.
- [29] Rice J R. A path independent integral and the approximate analysis of strain concentration by notches and cracks. *Journal of Fluids Engineering*. 1968;35:379-386.
- [30] Begley J A, Landes J D. The J integral as a fracture criterion. *Fracture toughness: part II: ASTM International*. 1972.
- [31] Broberg K B. Crack-growth criteria and non-linear fracture mechanics. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*. 1971;19:407-418.
- [32] Dowling N E, Begley J A. Fatigue crack growth during gross plasticity and the J-integral. *Mechanics of crack growth: ASTM International*. 1976.
- [33] Chow C L, Lu T J. On the cyclic J-integral applied to fatigue cracking. *International Journal of Fracture*. 1989;40:R53-R59.
- [34] Lamba H S. The J-integral applied to cyclic loading. *Engineering Fracture Mechanics*. 1975;7:693-703.

- [35] Tanaka K. The cyclic J-integral as a criterion for fatigue crack growth. *International Journal of Fracture*. 1983;22:91-104.
- [36] Gozin M H, Khafri M A. Experimental and numerical investigation of overload effects on fatigue life of AISI 4140 steel. *cal*. 2014;14:2.
- [37] Standard A. Standard test method for measurement of fracture toughness. ASTM, E1820-01. 2001:1-46.
- [38] Solanki K, Daniewicz S R, Newman Jr J C. Finite element analysis of plasticity-induced fatigue crack closure: an overview. *Engineering Fracture Mechanics*. 2004;71:149-171.