

## فحوصات الصلادة كأسلوب لاستنباط حدود التعب لكل من خلات فولاد ومثلتها الألمنيوم<sup>1</sup>

جمال محمد حمد<sup>2</sup>الأستاذ الدكتور محمد علي سلامة<sup>3</sup>الأستاذ الدكتور حسين جاسم العلكاوي<sup>4</sup>

### الملخص

تمثل قيم حد التعب للمادة مدى مقاومتها للتعب سواءً كانت هذه المادة خلّاط حديدية أو غير حديدية. ويمكن استنتاج قيم هذا الحد من خلال إنشاء منحنى فولر أو ما يسمى (S - N) Curve ويتطلب ذلك فحص العديد من العينات، التي تحتاج إلى وقت طويل وجهد كبير للوصول إلى النتيجة النهائية. أُنشئ في هذا البحث نموذجان رياضيان الأول خاص بخلّاط الفولاذ والثاني خاص بخلّاط الألمنيوم، وذلك دون الحاجة إلى إنشاء منحنى فولر (S - N) Curve لهذه الخلّاط.

والنموذجان المقترجان هما:

حد التعب = 1.25 x صلادة المعدن (BH) لخلّاط الفولاذ.

حد التعب = 1.9 x صلادة المعدن (BH) + 7.5 لخلّاط الألمنيوم.

قورنت النتائج التي تم الحصول عليها من هذين النموذجين بنتائج منحنى فولر لخلّاط الفولاذ (St 37C) وخلّاطة الألمنيوم (2014) وذلك باتباع طريقة التحميل من نوع الانحناء الدوراني، وقد أبدت هذه المقارنة نتائج معقولة جداً. كذلك تمت مقارنة النتائج بنتائج مستخرجة من نماذج سابقة، وتبين أن النماذج السابقة أعطت حد تعب أقل دقة مقارنةً بمنحنى فولر.

<sup>1</sup> أعد البحث في سياق رسالة الدكتوراه للمهندس جمال محمد حمد بإشراف الأستاذ الدكتور محمد علي سلامة ومشاركة الأستاذ الدكتور حسين جاسم العلكاوي.

<sup>2</sup> مركز بحوث الطاقة والوقود - الجامعة التكنولوجية - بغداد - العراق.

<sup>3</sup> أستاذ - قسم هندسة التصميم الميكانيكي - كلية الهندسة الميكانيكية والكهربائية - جامعة دمشق.

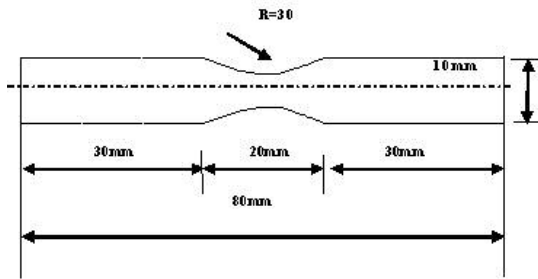
<sup>4</sup> أستاذ - قسم الهندسة الكهروميكانيكية - الجامعة التكنولوجية - بغداد - العراق.

على صلادة المادة للحصول على حد التعب لنوعين من الخلائط المعدنية المستخدمة في صناعة الطائرات وهي الفولاذ والألمنيوم، ومقارنتها بطريقة منحني فولر، وبعض المصادر التي استخرجت معادلات رياضية عملية لقياس حد التعب، وهذا يوفر الاقتصاد بالوقت والكلفة للحصول على نتائج سريعة.

## 2. الجانب العملي: Experimental details

### 1-2 العينات specimens

استُلمت كل من عينات خليطة الفولاذ (St 37C) وخليطة الألمنيوم (2014) بشكل قضبان وبأطوال مختلفة، وصُنعت عينات الاختبار بواسطة مخرطة مبرمجة CNC بهدف الحصول على دقة عالية في شكل العينة، ولتلافي أي أخطاء في الأبعاد تم إجراء عملية تنعيم السطوح والحصول على خشونة سطحية جيدة بغرض تقليل الإجهادات المتبقية. ويبين الشكل (1) أبعاد العينة المستخدمة في فحوصات الانحناء الدوراني.



(شكل - 1) أبعاد العينة المستخدمة في اختبار الانحناء الدوراني

أما التراكيب الكيميائية فكانت كما يبينها الجدولان (1)، (2)

(جدول - 1) التركيب الكيميائي لخليطة الفولاذ (St 37C)

منغنيز	نيكل	كروم	أريديوم	كبريت	كربون	حديد
0.72	0.156	0.271	1.62	0.029	0.484	أساس

(جدول - 2) التركيب الكيميائي لخليطة الألمنيوم (2014)

منغنيز	سيليكون	مغنيزيوم	نحاس	المنيوم	حديد
0.75	0.854	0.675	4.353	أساس	0.565

## المصطلحات:

حد التعب Fatigue limit

الإجهادات الدورية Cyclic stresses

الفشل (الكسر) Failure

الشقوق Cracks

الشقوق الصغيرة غير المنتشرة Non-propagation small cracks

منحني فولر S - N Curve

طريقة الانحناء الدوراني Rotating Bending

فحص الصلادة بطريقة برينل Hardness (HB)

نموذج Model

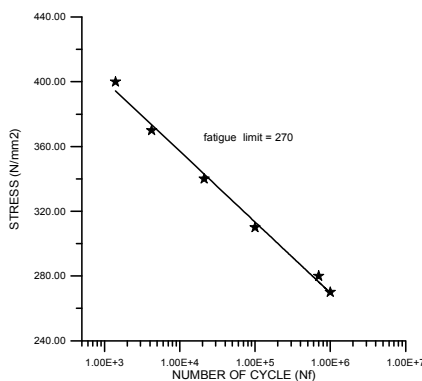
النموذج المقترح Proposed model

## 1. المقدمة: Introduction

إن إيجاد حد التعب عامل مهم جداً لأنه يحدد الجهد المسلط المسموح به الذي لا يحدث عنده الفشل للمادة، ويعرف حد التعب عادةً بأنه قيمة الإجهاد الدوري المسلط على المادة الذي لا يمكن أن تُحدث قيم الإجهاد الأدنى منه الكسر أو الفشل في هذه المادة. وفي صناعة الطائرات يجب أن يؤخذ بالحسبان طبيعة عمل الطائرة وحدود مناورتها فضلاً عن شكل التصميم الأيروديناميكي للأجنحة ومجموعة الذيل التي تتحمل إجهادات كبيرة في أثناء الطيران، وعند الحديث عن حد التعب للمادة المستعملة في صناعة أبدان الطائرات يبرز السؤال الآتي: هل يمكن أن تظهر شقوق التعب تحت هذا الحد (حد التعب)؟ والإجابة نعم [13] على الأغلب تظهر شقوق صغيرة، ولكنها لا تستمر بالنمو، وتسمى عند ذلك بالشقوق الصغيرة غير المنتشرة (non-propagation cracks). وهناك طرائق عديدة لقياس حد التعب منها طريقة بروت (Prot method) وطريقة لوكاتي (Locate method)، ولكن الطريقة الأكثر دقة والأوسع انتشاراً هي طريقة فولر [7] (أو S - N Curve). أما في هذه الدراسة فقد تم الاعتماد

(جدول 3) العلاقة بين الإجهاد المسلط وعدد دورات التحميل المؤدية إلى كسر عينة الاختبار على التعب

عدد دورات الفشل ( $N_f$ )	الإجهاد المسل ( $N/mm^2$ )	رقم العينة
$1.4 \times 10^3$	400	1,2,3
$4.2 \times 10^3$	370	4,5,6
$2.1 \times 10^4$	340	7,8,9
$1 \times 10^5$	310	10,11,12
$7 \times 10^5$	280	13,14,15
$1 \times 10^6$	270	16,17,18



(شكل 2) العلاقة بين الإجهاد الدوري وعدد دورات التحميل للخليطة الفولاذية

### 2-1-3 الألمنيوم

كانت نتائج فحص التعب للألمنيوم كما يبينها الجدول (4)

(جدول 4) العلاقة بين الإجهاد الدوري وعدد دورات التحميل

المؤدية إلى كسر خليطة الألمنيوم المختبرة على التعب

عدد دورات التحميل المؤدية إلى كسر العينة ( $N_f$ )	الإجهاد الدوري ( $N/mm^2$ )	رقم العينة
$3 \times 10^3$	250	1,2,3
$1 \times 10^4$	225	4,5,6
$2.9 \times 10^4$	200	7,8,9
$1.1 \times 10^5$	175	10,11,12
$5.5 \times 10^5$	150	13,14,15
$1 \times 10^6$	140	16,17,18

يبين الشكل أدناه العلاقة بين الإجهاد الدوري وعدد دورات التحميل الذي يمثل منحنى فولر ومن خلاله نحصل على المعادلة الآتية:

$$f = 565.5 \times N_f^{-0.101} \quad 6$$

أجريت التحاليل أعلاه في مختبرات وزارة الصناعة والمعادن والجهاز المركزي للتقييس والسيطرة النوعية في بغداد- العراق، وأخذ المعدل الوسطي لثلاث قراءات على الأقل.

### 2-2 الأجهزة المستخدمة:

#### 1-2-2 جهاز فحص التعب Fatigue Testing Machine

استخدم جهاز فحص التعب من نوع (Avery 7305) الذي يعمل بطريقة الانحناء المتعكس Reversed (Bending) بتسليط إجهادات دورية من نوع الانحناء الدوار (Rotating Bending)، وهي عبارة عن إجهادات شد وضغط وغالباً ما تكون قريبة من الواقع العملي.

#### 2-2-2 جهاز فحص الصلادة Hardness Testing Machine

استخدم جهاز فحص الصلادة من نوع Brinell (Hardness) وقد فحصت عينات دائرية المقطع من الخليطين أعلاه.

### 3. النتائج العملية: Experimental Results

#### 1-3 نتائج اختبارات التعب

##### 1-1-3 نتائج اختبار الخليطة الفولاذية

استُنتج منحنى فولر للخليطة الفولاذية، وكانت النتائج كما هي مبينة في الجدول (3).

ومن خلال رسم العلاقة بين الإجهاد الدوري وعدد دورات التحميل المؤدية إلى كسر عينة الاختبار على التعب نحصل على الشكل (2) أدناه، الذي يمثل منحنى فولر الذي تمثله المعادلة الآتية:

$$\sigma_f = 627 \times N_f^{-0.061}$$

ومن هذه المعادلة نحصل على حد التعب ومقداره  $270 N/mm^2$ ، وذلك بتعويض

$$N_f = 10^6$$

ومن المعادلة نحصل على حد التعب ومقداره 140  $N/mm^2$  بتعويض  $N_f=10^6$  وكذلك جمعت نتائج فحص الصلادة وحد التعب لأنواع مختلفة من خلائط الألمنيوم كما هي مبينة في الجدول (7) أدناه.

(جدول - 7) نتائج الصلادة وحد التعب لأنواع مختلفة من

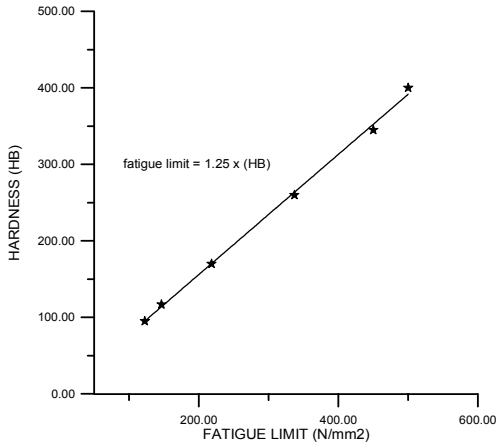
الألمنيوم			
المصدر	حد التعب ( $N/mm^2$ )	الصلادة (HB)	المعدن
12	80	46	Al - Mg(5652)
5	122	60	Al - Mg(514)
13	140	72	Al - Mn(308)
4	156	80	Al-Si-Mg(6061)
3	196	100	Al-Zn(7075-I6)

4 . الحسابات والنتائج النهائية:

#### 1-4 الفولاذ

من خلال النتائج المدرجة في (جدول - 6) رسمت العلاقة بين الصلادة وحد التعب كما هو مبين في (شكل - 4) واستخرجت معادلة رياضية بشكل خط مستقيم تمر بمعظم النقاط باستخدام طريقة ( curve fitting process) والمعادلة هي:

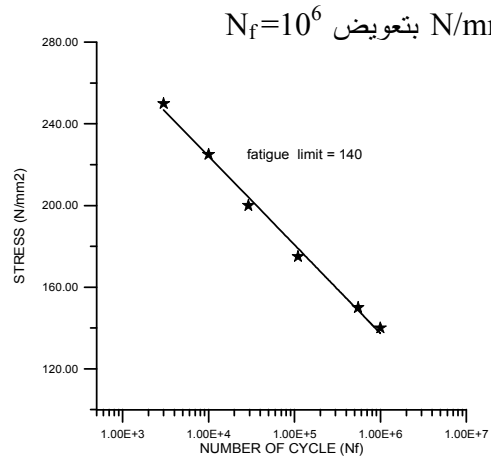
حد التعب =  $1.25 \times$  صلادة المعدن (HB) -----  
(1) للفولاذ



(شكل - 4) العلاقة بين الصلادة وحد التعب للخلائط الفولاذية

#### 2-4 الألمنيوم

ومن خلال نتائج (جدول - 7) الخاص بالألمنيوم استخرجت المعادلة الآتية:



(شكل - 3) العلاقة بين الإجهاد الدوري وعدد دورات التحميل لخليطة الألمنيوم

#### 2-3 نتائج قياس الصلادة للخلائط موضوع البحث:

قيست صلادة الخلائط بواسطة جهاز قياس الصلادة، وقد سجلت النتائج لعشر قراءات لكل خليطة ثم أخذ المعدل، وكانت النتائج كما يأتي:

(جدول - 5) نتائج قياس الصلادة للخلائط موضوع البحث

المعدن	الصلادة (HB)	مقدار القوة المطبقة (Kg)
الفولاذ	230	750
الألمنيوم	72	500

#### 3-3 نتائج سابقة:

جمعت نتائج فحص الصلادة وحد التعب لأنواع مختلفة من خلائط الفولاذ الكربوني، ومن مصادر مختلفة، كما هو موضح في الجدول (6).

(جدول-6) نتائج الصلادة وحد التعب لأنواع مختلفة من الخلائط

#### الفولاذية

المصدر	حد التعب ( $N/mm^2$ )	الصلادة (HB)	المعدن
7	122.5	95	Carbon steel (0.4C)
2	146.2	117	70 pearlite 30 ferrite
1	218	170	(AISI 1050)
9	225	177	(Low carbon)
11	337	260	(0.16C)
10	450	345	(42CrMo <sub>4</sub> )
8	500	400	(35NCDN12)

تتعرض له الطائرة من حمل ديناميكي في أثناء الطيران يتركز على جناح الطائرة ومجموعة الذيل وسطوح السيطرة التي تحوي مادتي البحث. تركز اهتمامنا في الحصول على المعادلات الرياضية التي من خلالها نحصل على تخمين أولي سريع لحد التعب دون الرجوع إلى بناء منحنى فولر الذي يتطلب زمناً أكبر لإنشائه. استخرج الباحث AL- Aikawi (8) علاقة رياضية لإيجاد حد التعب للفولاذ بطريقة سريعة وهي :

$$\text{حد التعب} = 1.72 \times \text{صلادة المعدن (HB)} \text{-----}$$

(3) للفولاذ

كما استخرج الباحث Heywood (6) معادلة رياضية ولكنها تخص الألمنيوم، وهي:

$$\text{حد التعب} = 1.62 \times \text{صلادة المعدن (HB)} + 5 \text{-----}$$

(4) - للألمنيوم

نتائج المقارنة لقيم حد التعب مبينة في الجدول (9) أدناه

(جدول - 9) مقارنة قيم حد التعب للفولاذ

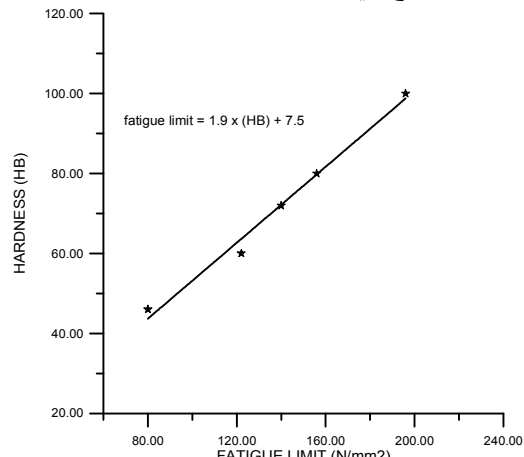
المعدن	منحنى فولر	معادلة (1)	معادلة (3)
		النموذج الحالي	المصدر (3)
الفولاذ	270 N/mm <sup>2</sup>	287.5 N/mm <sup>2</sup>	395.6 N/mm <sup>2</sup>

(جدول - 10) مقارنة قيم حد التعب للألمنيوم

المعدن	منحنى فولر	معادلة 2	معادلة 4
		النموذج الحالي	المصدر 13
الألمنيوم	140 N/mm <sup>2</sup>	144.3 N/mm <sup>2</sup>	121.6 N/mm <sup>2</sup>

يتضح من النتائج أعلاه أنّ أقرب النتائج إلى منحنى فولر هي النتائج المقترحة في النموذج الحالي، ومن ثمّ تكون أقرب إلى الواقع العملي مقارنة بنماذج الباحثين المذكورين على الرغم من أنهما متساويان بالسرعة.

حد التعب = 1.9 X صلادة المعدن (HB) + 7.5 --  
- (2) للألمنيوم  
كما هو موضح في الشكل (5) أدناه.



(شكل - 5) العلاقة بين الصلادة وحد التعب للألمنيوم

### 3.4 مقارنة النتائج

من خلال المعادلات (1, 2) يمكن استخراج حد التعب لكل من الفولاذ والألمنيوم ومقارنة ذلك بالنتائج العملية التي حصلنا عليها من منحنى فولر، وهي كما يأتي:

(جدول - 8) المقارنة بين قيم حد التعب

المعدن	الصلادة (HB)	حد التعب (منحنى فولر) (N/mm <sup>2</sup> )	حد التعب (المعادلات) (N/mm <sup>2</sup> )
الفولاذ	230	270	287.5
الألمنيوم	72	140	144.3

### 5. المناقشة: Discussion

إن الهدف من البحث هو إيجاد صيغة رياضية يمكن استخدامها عند الحاجة لمعرفة حد التعب لكل من الخلائط الفولاذية والألمنيوم بأنواعه كلّها ولاسيما المستخدمة في صناعة الطائرات. إن معرفة حد التعب للمادة يجعل من المهندس الذي يريد استخدام المادة في مجال الحركة الديناميكية مسلطاً عليها أحمالاً متغيرة مع الزمن عارفاً بتحديد الحمل المسموح به قبل البدء بتسليط الحمل، ولأن الطائرة بطبيعتها جسم يمكن أن نعبر عنه بمجموعة متعددة من درجات الحرية وأن ما

8. Ataiwi A.T and Mohamed H.J "Fatigue crack propagation in high strength steel" . Military College of Engineering. Iraq. Baghdad. 1987.
9. Mohamed ,Al-Alkawi " Cumulative fatigue Damage crack growth model" Military College of Engineering. Iraq. Bagdad. 2000.
10. Yousra T.A "Study the effect of nitriding process on the fatigue strength for alloy steel (42CrMo<sub>4</sub>)" Msc. Thesis. University of Technology. Iraq. Baghdad. 2003.
11. Ahmed A.H "Fatigue under combined loading and different conditions "Phd. Thesis. University Of Technology. Iraq. Baghdad. 1997.
12. Hussein. J . M and Talal. A. D. "The study of Static loading affecting cumulative fatigue damage For (Al-Mg) alloy. Military college of engineering. Iraq. Baghdad. 2000.
13. Ali. H. S "Growth of fatigue short and long cracks In steel" Msc thesis. University of Technology. Iraq. Baghdad. 1989.

#### 6.الاستنتاجات:

1. تم الحصول على نموذج مقترح لكل من الفولاذ والألمنيوم الذي من خلاله يمكن إيجاد حد التعب لهذين المعدنين، وذلك من خلال قياس صلادة المعدن (HB) ودون الرجوع إلى منحنى فولر واختبار مجموعة كبيرة من العينات؛ مما يتطلب وقتاً وجهداً يمكن الاستعاضة عن ذلك من خلال استخدام هذه المعادلات البسيطة أنفة الذكر.
2. يمكن الاستغناء عن منحنى فولر عندما يتطلب إيجاد حد التعب فقط للمادة ، وليس إيجاد عمر المادة (أي عدد دورات التحميل) من خلال معرفة الإجهاد التعبى المطبق عليها.
3. نتيجة المقارنة بين النموذج الحالي ونماذج سابقة أعطى النموذج الحالي تخميناً جيداً مقارنة بحدّ التعب المستنتج من منحنى فولر .

#### المراجع

1. Subramanian .S. and Janarthanan , G. "Estimation of fatigue limit of steel subjected to bending loads" J. Engineering. Mat. Technology. Tran. ASME 1986 (381-383).
2. Ghilaim ,K.H and Mohamed, H.J "Crack growth model method for determined the fatigue limit" Journal of Military Tech. College. Iraq. 1998.
3. Lankford ,J "The growth of small fatigue crack (7075-I6)Aluminum alloy" Fatigue. Eng. Struct. 5. P. (233-248). 1998.
4. Hunter ,M.S and Fricks ,W.M "Fatigue crack propagation in Aluminum alloy" Proc. ASTM 56P. p(1038-1046). 2000
5. Johnson, W. and Lamble J.H, Abdel Aziz."Low endurance fatigue studies in torsion for steel and aluminum alloy ". Proc. ASTM. Part 31. p(1965-1966). 1995.
6. Heywood ,R.B "Designing against fatigue " Champan and Hall puplish. P(16-23). 1992.
7. Mohamed. H. J and Aladkhil. M. H "Life predication for fatigue design" Military Technical College. Iraq. Baghdad. 1988.

تاريخ ورود البحث إلى مجلة جامعة دمشق: 2009/1/14.