

دراسة تأثير تغيير نسبة الإجهاد على بداية تشقق الكلال للطور الأول

د. عماد توما بني الكرش

هيئة التعليم التقني / المعهد التقني الموصل

Emadbane2007@yahoo.com

أستلم 8 حزيران 2014 قبل 9 تشرين الثاني 2014

المستخلص :

في البحث الحالي ، تمت دراسة تأثير تغيير نسب الإجهاد في بداية تشقق الكلال لسبيكة الألمنيوم المصنوع منها ريش الطائرات المروحية الروسية نوع MI 25 وذلك بأخذ نموذج من ريشة لطائرة من هذا النوع وتقطيعها إلى نماذج بالأبعاد المطلوبة للاختبار وباستخدام معامل شدة الإجهاد متغيراً رئيساً وذلك من خلال عمل شق أولي في النماذج المختبرة. وقد تمت الاختبارات عند خمس نسب إجهاد مختلفة وهي (0.5 , 0.3 , 0.1 , 0 , -1) وتم عندها إجراء الاختبارات المختلفة لدراسة تأثير تغييرها في بداية مستهل تشقق الكلال ومقارنة النتائج العملية التي تم الحصول عليها مع القيم المحسوبة من صيغ النظريات والفرضيات الموجودة في هذا المجال. فعند كل نسبة إجهاد تم اخذ نماذج مختلفة ، وذلك للحصول على قيمة مدى معامل شدة الإجهاد عندها .

من النتائج التي تم الحصول عليها يتبين أن قيمة مدى معامل شدة الإجهاد تقل بازدياد نسبة الإجهاد الموجبة وتزداد بازدياد نسبة الإجهاد السالبة لمستهل تشقق الكلال.

Keywords: aluminum alloy, threshold of the fatigue, negative stress ratio, cracks.

THE EFFECT OF STRESS RATIO ON FATIGUE THRESHOLD OF CRAK IN MODE (I)

Abstract

In the present study, the effect of the stress ratio change on the threshold of the fatigue cracks for an aluminum alloy have been researched. This aluminum alloy was taken from a blade of Russian MI25 helicopter. A specimen of MI25 blade has been cut into testing specimens of standard dimensions; the stress intensity factor as a basic variable has been calculate and used by making an initial crack in the test specimens.

The test have been conducted for five different stress ratio : (R = - 1 , 0.0 , 0.1 , 0.3 , 0.5) : Several tested have been done to study the effect of these change on the threshold of fatigue crack , The

result obtained in this research were compared to some well knows previous scientific theories and in this field . At each stress ratio (R) , several specimens have been used to obtain research the threshold stress intensity factor for that value of (R) . From the results obtained , it is clear that the value of the threshold stress intensity factor range (ΔK) decreases as the stress ratio increases. Whereas ; at a negative stress ratio: (ΔK) increase for threshold fatigue crack .

المقدمة :

إن الكلفة الناتجة عن الإخفاقات المفاجئة للتراكيب والأجزاء الميكانيكية المختلفة ، من الناحية الاقتصادية والبشرية قد تكون جسيمة جدا في بعض الأحيان . لذلك فإن الدراسات عن الإخفاق الكلاسيكي قد أخذت حيزا واسعا من البحوث والدراسات في الميادين العلمية والصناعية. وان نشوء وتقدم تشققات الكلال في أجنحة وريش الطائرات المختلفة يؤدي إلى أخفاقات قاتلة .

إن بداية مستهل الكلال أو بداية تشقق الكلال (Threshold Fatigue) تظهر على شكل انزلاقات على وجه النموذج وبعد مرور فترة من عمر الكلال تصبح ثابتة ولا يمكن إزالتها وبزيادة عدد دورات الأحمال فإن هذه الانزلاقات تتعمق ومن ثم يبدأ التشقق بالتكوين ، وان التشققات في الجسم المجهد يمكن أن تنمو وتتقدم بتربط الأطوار الثلاثة [2,1] .

وهناك إثباتات كافية على أن العديد من التراكيب الهندسية تحوي عيوباً مسبقة النشوء وتنشأ هذه العيوب أثناء السباكة أو التصنيع ، وعليه يبدأ التكهن ببداية الكلال ونموه من هذه العيوب في المعادن المستخدمة في تصنيع أبدان ومركبات الطائرات [3,4,5] . حيث أن تقدم تشقق الكلال يحدث بسرعة فائقة جداً ولهذا السبب فإن مستهل الكلال يؤدي دوراً مهماً في التكهن بعمر تلك المركبات . وان نمو الشق في منطقة تكون فيها قيمة (Δk) واطئة مطلوبة جداً لما لذلك من أهمية في تعيين العمر المطلوب لهذه الأجهزة ، لذلك تكون هذه المنطقة الأكثر تحكماً لتعيين مدى أعمار الكلال التي تهم الطائرات [6 , 7] .

وهناك العديد من البحوث التي اختصت في تعيين بداية نمو تشقق الكلال لسبائك الألمنيوم المستخدمة في تصنيع مركبات الطائرات ، قسم من هذه البحوث تم إجراؤها تحت تردد عال وتبين من هذه البحوث إن بداية الكلال وتقدمه ذات علاقة مباشرة مع التردد والقسم الآخر من البحوث تم إجراؤها تحت ترددات واطئة وعند درجات حرارية مختلفة ونسب إجهاد مختلفة أيضا للحصول على بيانات متنوعة لسبائك الألمنيوم الأكثر استخداماً في تراكيب الطائرات [8]. أما البحث الذي نحن بصدد فيعتمد على دراسة تأثير تغيير نسب الإجهاد المختلفة ($R=-1,0,0.1,0.3,0.5$) لسبيكة الألمنيوم المطابقة لسبيكة ألومنيوم نوع (6063T832) والمستخدم في تصنيع ريش الطائرة المروحية من نوع (MI25) ، على بداية تشققات الكلال بدراسة هذه التشققات باستخدام معامل شدة الإجهاد متغيراً رئيسياً

المواد وطرائق العمل :

مواصفات المعدن

في هذا البحث تم استخدام معدن مأخوذ من ريشة طائرة مروحية . وتم تقطيعه إلى العدد المطلوب من النماذج وقد تم اخذ المعدن من مقطع لريشة طائرة عمودية نوع (MI25) وتسميتها الغربية (Hind-D) و يبلغ طول كل ريشة فيها (8.5m) وعدد الريش في هذا النوع من الطائرات يكون (5) ريش . ويمكن ملاحظة شكل مقطع في الريشة من الشكل (1). والمعدن هو عبارة عن سبيكة ألومنيوم مطابقة تقريبا لسبيكة ألومنيوم من نوع (6063T832) من حيث التركيب الكيميائي والصفات الميكانيكية. وتم تحليل السبيكة في دائرة التقييس والسيطرة النوعية ويمكن ملاحظة التركيب الكيميائي للسبيكة من الجدول (1) ، أما الصفات الميكانيكية للسبيكة فقد تم الحصول عليها من مصدر معتمد [4] . وكانت هذه السبيكة في تطابق مقبول مع سبيكة ألومنيوم نوع (6063T832) وكما مبين في الجدول (2) .

الشكل الهندسي للنموذج

تم تقسيم النموذج المستحصل عليه إلى نماذج ثلاثم ماكينة الاختبار المتوفرة ويمكن ملاحظة أبعاد النموذج من الشكل (a. 2) وكانت أبعاد النموذج (150*20*5) ملم , باستخدام ماكينة التفريز المتطورة بإبعاد وقياسات دقيقة جداً. وقد تم عمل خدش (slit) على عرض النموذج بسمك (0.2) وعمق (0.5) ملم وكما مبين في الشكل (b. 2) باستخدام ماكينة الشرارة الكهربائية التي تستخدم السلك في القطع (wire cutting machine). وتم إحداث هذه التخدشات للحصول على شدة إجهاد مناسبة في منطقة أقصى انحناء للحصول على حالة مشابهة للحقيقة (الحقيقة التي تبين أن التشققات تبدأ من العيوب الهندسية التي تنشأ في المعدن أثناء السباكة والتصنيع).

ماكينة اختبار الكتل

استخدمت في الاختبار ماكينة الحانية العكسية (Reversed bending machine) [6].

طريقة قياس الشق

وقد استخدم في هذا البحث مجهر ضوئي متنقل ذو عدسة مرقمة (العدسة العينية) وتم من خلالها مراقبة نشوء الشق وتم اختيار هذه الطريقة لتوفر الأجهزة الخاصة بها وان هذه الطريقة غير مناسبة في حالة النماذج المدورة وكذلك تستخدم هذه الطريقة للتشققات الموجودة على السطح فقط ولا تعطي أية معلومات حول ما يحدث داخل النموذج وكانت نسبة الخطأ 1% لان نسبة التكبير كانت عالية جدا ولهذا كانت نسبة الخطأ قليلة .

معايرة معامل شدة الإجهاد

معايرة معامل شدة الإجهاد استخدم في هذا البحث نموذج انحناء على شكل متوازي مستطيلات بعرض (h) وسمك (b) وشق أولى بعمق (a) على عرض النموذج وكان سمك الشق (0.2) ملم وعمقه (0.5) ملم. ويمكن ملاحظته من الشكل أدناه .

وتم معايرة معامل شدة الإجهاد باستخدام المعادلة المعطاة من قبل (Paris),(Grass),(Tada) وكآلاتي (شكل 3):

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} F(a/b) \quad (1)$$

أما قيمة $F(a/b)$ فيمكن حسابها من المعادلة الآتية: [29]

$$F(a/b) = 1.122 - 1.40(a/b) + 7.33(a/b)^2 - 13.08(a/b)^3 + 14.0(a/b)^4$$

ومعايرة المعادلة أعلاه كانت معطاة من قبل العلماء (Bueckher 1960) ، (Gross 1965) ، (emery,1969) ، (Benther ,1972) والدقة (0.2 %) عندما قيمة (a/b) تساوي أو اقل من (0.6) أي أن $(a/b \leq 0.6)$.

الجانب العملي

تمت جميع الاختبارات في جو المختبر وعند درجات حرارة الغرفة نحو (25°C) وأجريت الاختبارات عند تردد (5 HZ) . إن الطريقة المستخدمة في دراسة بداية الكلال (Threshold) كانت بتقليل الحمل على النماذج المستخدمة في الاختبار، حيث يتم تحميل النموذج حملاً معيناً وتتم مراقبة تشقق النموذج وفي حالة تشقق النموذج يتم تسجيل عدد الدورات التي عندها بدأ النموذج بالتشقق ، وعند حدوث التشقق يتم تبديل النموذج بنموذج آخر مع تقليل الحمل المسلط ويتم تقليل الحمل في كل مرة بمقدار اقل من (20%) من الحمل المسلط . وتكون المراقبة عن طريق مجهر متنقل ذي قوة تكبير $(87.5X)$ وتستمر العملية إلى إن نصل إلى حالة عدم بداية تشقق في النموذج بالرغم من مرور 10^7 دورة وتمت الاختبارات عند نسب إجهاد مختلفة وكانت هذه النسب $(R = -1, 0, 0.1, 0.3, 0.5)$.

النتائج والمناقشة :

استخدمت في جميع اختبارات الطور الأول نماذج انحناء على شكل مستطيل وفيه شق عرضي (Slit) على بعد (40mm) من إحدى نهايتي النموذج ، واتخذ في هذه الاختبارات خمسة أنواع مختلفة لنسب الإجهاد وهي $(R = -1, 0, 0.1, 0.3, 0.5)$ وذلك لإيجاد قيم بداية مستهل الكلال (ΔK_{th}) عند كل نسبة إجهاد من هذه النسب ، واستخدمت في الاختبارات ماكينة كلال من نوع يسمى ماكينة الحانية العكسية (Reversed Bending Machine) ، أما طريقة المراقبة المستخدمة فكانت الطريقة المباشرة إذ استخدم

مجهر ضوئي منتقل بقوة تكبير $(12.5*7X - 12.5*4X)$ وذلك لاكتشاف أي تشقق يحدث بالنموذج ، واستخدمت المعادلة (1) لحساب قيمة معامل شدة الإجهاد . والجدول (3) والشكلين (5 , 4) يبينان نتائج تلك الاختبارات .

ويتبين من اختبارات قيم بداية مستهل الكلل عند نسب إجهاد مختلفة بان قيمة مدى معامل شدة الإجهاد لبداية مستهل الكلل (ΔK_{th}) تقل بازدياد نسبة الإجهاد الموجبة ، بينما عند نسبة إجهاد $(R = -1)$ فان قيمة مدى معامل شدة الإجهاد لبداية مستهل الكلل (ΔK_{th}) قد ازدادت وعليه يمكن القول أن الزيادة السالبة لنسب الإجهاد تؤدي إلى زيادة قيمة مدى معامل شدة الإجهاد لبداية مستهل الكلل (ΔK_{th}) . والسبب في ذلك يرجع إلى أن الزيادة الموجبة في نسب الإجهاد تؤدي إلى زيادة قيم معدل الإجهاد (σ_m) وكذلك نقصان تأثير غلق التشقق فضلاً عن زيادة قيمة شدة الإجهاد العظمى $(K_{max.})$ وهذه الأسباب تؤدي إلى نقصان قيمة مدى معامل شدة الإجهاد لبداية مستهل الكلل (Threshold) . أما الزيادة السالبة في نسب الإجهاد فقد تؤدي إلى نقصان قيم معدل الإجهاد (σ_m) ، حيث أن قيمة معدل الإجهاد عند نسبة الإجهاد $(R = -1)$ تكون صفر ، وكذلك زيادة تأثير غلق التشقق فضلاً عن نقصان قيمة شدة الإجهاد العظمى $(K_{max.})$ ومن ثم فان هذه الأسباب تؤدي إلى زيادة قيمة مدى معامل شدة الإجهاد لبداية مستهل الكلل (Threshold) عند نسب الإجهاد السالبة.

مقارنة قيم مستهل الكلل مع نظريات التكهن بمستهل الكلل :

تم مقارنة النتائج التي تم الحصول عليها مع النظريات والعلاقات الموجودة للتكهن ببداية مستهل الكلل لنسب الإجهاد المختلفة . واهم هذه النظريات الخاصة بالتكهن بتأثير نسبة الإجهاد (R) على بداية مستهل الكلل للطور الأول والمقارنة معها هي كالاتي :

1- المقارنة مع نظرية التكهن للباحثين (Schmidt & Paris)

نسبة الإجهاد وقيمة مستهل الكلل لمجموعتين من القيم لنسب الإجهاد واحدة للقيم العالية لنسب الإجهاد (R) والأخرى للقيم الواطئة .

$$\Delta K_{th} = \Delta K_o (1 - R) \quad (2)$$

لنسب إجهاد واطئة يجب ان $(K_{min} \leq K_{cL})$ حيث ان (K_{cL}) هي قيمة مدى معامل شدة الإجهاد عندما يفتح الشق خلال جزء حمل الدورة . أما لنسب الإجهاد العالية فتصبح العلاقة كالاتي :

$$\Delta K_{th} = \Delta K_o = \text{Cons tan t}$$

لنسب إجهاد عالية ، حيث ان $(K_{min} \geq K_{CL})$ وان (ΔK_o) هو مدى شدة الإجهاد المؤثر لبداية مستهل الكتل والتي تقودنا إلى العلاقة الآتية :

$$\Delta K_o = K_{max} (1 - R) \quad (3)$$

والشكل (6) يبين نتائج المقارنة بين قيم بداية مستهل الكتل والتي تم الحصول عليها من الاختبارات ومعادلتى التكهن للباحثين (Schmidt & Paris) لقيم نسب الإجهاد العالية والواطئة والمتمثلة بالمعادلتين (3، 2) ويتبين من الشكل (6) بان قيمة مستهل الكتل عند نسبة إجهاد $(R=0.1)$ مطابقة تقريباً لما متوقع من المعادلة (2) بينما قيمة بداية مستهل الكتل عند نسبة إجهاد $(R=0.3)$ القيمة التي تم الحصول عليها أعلى من القيمة المتوقعة في نظرية التكهن بينما قيمة بداية مستهل الكتل التي تم الحصول عليها عند نسبة إجهاد $(R=0.5)$ هي اكثر تقارباً للقيمة المتوقعة من معادلة التكهن (3) . ولكن بصورة عامة نلاحظ من الشكل أدناه ان القيم التي تم الحصول عليها من الاختبارات لبداية مستهل الكتل (Threshold) هي في تطابق مقبول مقارنة بالقيم المستخرجة من معادلتى التكهن للباحثين (Schmidt & Paris) .

2- المقارنة مع نظرية التكهن للباحثين (Klensil & Lukas)

النظرية الثانية التي تهم نشوء مستهل الكتل وتصف تأثير نسبة الإجهاد (R) في قيمة بداية مستهل الكتل (ΔK_{th}) اقترحها الباحثان (Klensil & Lukas) والتي تستعمل بنطاق واسع في تحليل بيانات بداية مستهل الكتل والتي تعطى كالاتي :

$$\Delta K_{th} = \Delta K_{tho} (1 - R)^\gamma \quad (4)$$

حيث أن :

(γ) هي ثابت المعدن ويتم تعيينها مختبرياً وقيمتها مقدرة من قبل الباحثين (Paris & Erdogan) (1963) وكذلك مقدرة من قبل الباحث (Lindly) (1982) لتكون $(\gamma=0.6)$ للقيم الموجبة لنسب الإجهاد ولكن قيمها بصورة عامة تتراوح بين $(0-1)$. ومن الشكل (7) نلاحظ أن نتائج الاختبارات العملية لبداية مستهل الكتل عند نسب الإجهاد $(R=0.1, 0.3, 0.5)$ هي اقل من القيم المتوقعة من قبل نظرية (Klensil & Lukas) ولكنها في تطابق مقبول مع خط انهيار التكهن للمعادلة (4) .

3- المقارنة مع نظرية التكن للباحثين (Mecevely & Gregor)

أما النظرية الثالثة التي تصف العلاقة بين مدى معامل شدة الإجهاد (ΔK_{th}) ونسبة الإجهاد (R) فقد وضعها الباحثان (Mcevely & Gregor) وتعطى العلاقة كالاتي:

$$\Delta K_{th} = \left(\frac{1-R}{1+R} \right)^{\frac{1}{2}} \Delta K_{tho} \quad (5)$$

ومن الشكل (8) نلاحظ أن قيمة مستهل الكلل لنسب الإجهاد ($R = 0.3, 0.5$) هي أعلى من تلك التي يتم التكهّن بها من المعادلة (5) ولكنها بصورة عامة في تطابق مقبول .

4- المقارنة مع نظرية التكهّن للباحثين (Kaisand & Mowbray)

النظرية الرابعة التي تصف العلاقة بين نسبة الإجهاد (R) وقيمة بداية مستهل الكل (ΔK_{th}) مقترحة من قبل الباحثين (Kaisand & Mowbray) وهذه النظرية تستخدم نفس العلاقة السابقة المعادلة (5) للقيم الموجبة لنسبة الإجهاد (R) بينما للقيم السالبة تستخدم العلاقة التالية :

$$\Delta K_{th} = \frac{1-R}{1-R/3} \Delta K_o \quad (6)$$

والشكل (9) يبين مقارنة بين نتائج الاختبار لقيم بداية مستهل الكل (ΔK_{th}) عند نسب الإجهاد ($R = -1, 0, 0.1, 0.3, 0.5$) ويبين القيم المحسوبة من العلاقتين (6 ، 5) ويتبين من الشكل أعلاه عند نسبة إجهاد ($R = -1$) بان القيمة المستخرجة من الاختبار هي اقل من القيمة المتوقعة للمعادلة (6) بينما باقي القيم التي تمثل القيم الموجبة فهي أعلى أو مساوية لقيم التكهّن ولكن جميع القيم بصورة عامة في توافق مقبول مع نظرية التكهّن للباحثين (Kaisand & Mowbray) .

الاستنتاجات :

1- تقل قيمة مدى معامل شدة الإجهاد لبداية مستهل الكل (ΔK_{th}) تقل بازياد نسبة الإجهاد الموجبة (R) . بينما قيمة معامل شدة الإجهاد لبداية مستهل الكل للقيم السالبة لنسبة الإجهاد ($R = -1$) قد زادت وعليه يمكن القول أن الزيادة السالبة لنسب الإجهاد (R) تزداد قيمة مدى معامل شدة الإجهاد لمستهل الكل (ΔK_{th}) .

2- من قيم مدى معامل شدة الإجهاد لبداية مستهل الكلال (ΔK_{th}) لدى نسب الإجهاد المختلفة ($R = -1, 0, 0.1, 0.3, 0.5$) تم استنتاج علاقة رياضية للتكهن بعمر السبيكة عند أي نسبة إجهاد .

3- يتبين من خلال مقارنة نتائج اختبارات قيم مدى معامل شدة الإجهاد لبداية مستهل الكلال (ΔK_{th}) لنسب إجهاد مختلفة مع صيغ المعادلات المقترحة من قبل باحثين سابقين في تطبيق مقبول مع خط الانهيار لهذه الصيغ .

المصادر :

[1] Mann, J.Y., "Fatigue of Materials", an introductory text , London , Melbourne university press : xv , 155 p . (1976) .

2- ميكانيك المواد ، للمؤلف أيان جون هيران ، ترجمة الدكتور صباح محمد جميل ، مطابع جامعة الموصل ، الطبعة الثانية ، الجزء الثاني (1990) .

[3] Hudson , C.M. & Scardina , J.T ., " Effect of Stress Ratio on Fatigue Crack Growth in (7075 – t6) Aluminum – Alloy Sheet " , Engineering Fracture Mech . 1,429-466 (1969) .

[4] Davis , J.R " Metals Handbook " , Second Edition , Desk Edition , Prepared Under the Direction of the ASM International Handbook Committee , (1998) .

[5] W . Bulton , " Engineering Materials Technology " , Third Edition , Printed and Bound in Great Britain , (1998) .

[6] Purushothaman . S ., " Generalized Theory of Fatigue Crack Propagation " , ph . D. Thesis Columbia University , (1976) .

[7] Newman , J.C ., JV. " Analysis of Fatigue Crack Growth & Closur Near Threshold Condition for Large - Crack Behavior " , NASA / TM – 209133, April (1990) .

[8] Mackay , T . L ., " Fatigue Crack Propagation Rate at Low of Two Aluminum Sheet Alloy 2024 - T3 & 7075 – T5 , Materials and Reducibility Dough's Aircraft Company . Long Beach , CA 90846 , USA , Engineering Fracture Mechanics Volume , 11 , PP . 753 – 761 (1979) .

[9] Mohammed , R.A. " The Growth Fatigue Cracks in a Turbine Shaft Steel Under Mixed I & III , ph.D. TSU , January (1993) .

[10] Richard , W . Hertzberg . " Deformation & Fracture Mechanics of Engineering Materials " , Material Research Center , Lehigh University , Fourth Edition , (1995) .

الجدول (1): يبين التركيب الكيميائي لسبيكة الألمنيوم المستخدمة في الاختبار.

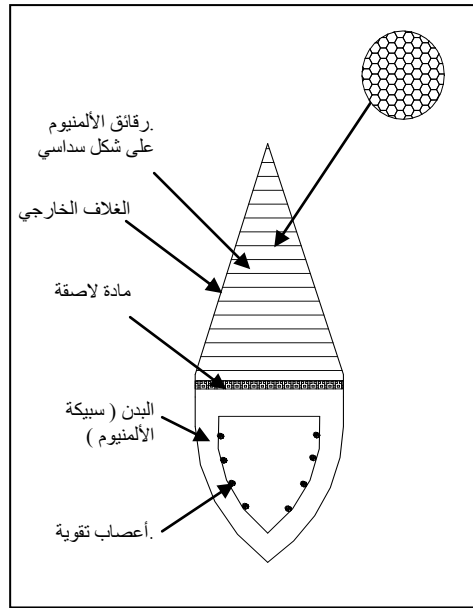
ELEMENT	Weight %
Si	0.21
Fe	0.32
Cu	0.20
Mn	0.20
Mg	0.53
Zn	0.026
Al	Rem.

الجدول (2): يبين الخواص الميكانيكية لسبيكة الألمنيوم نوع (6063-T832) والمطابقة لسبيكة الألمنيوم المختبرة.

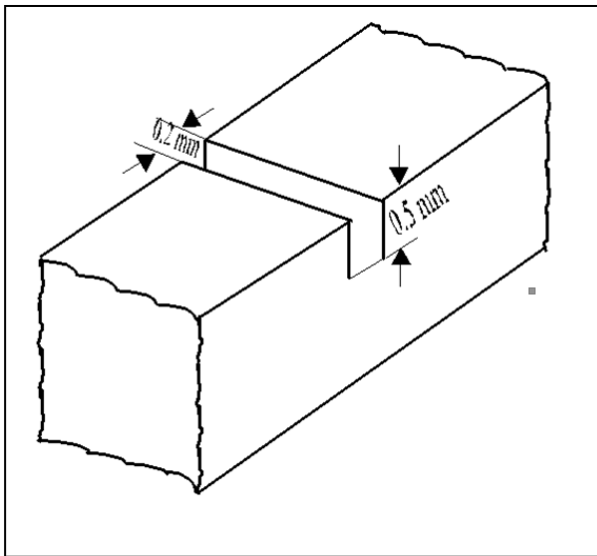
Alloy	σ_y MPa	σ_u MPa	% Elog.	τ_u MPa	HB	E GPa
6063-T832	270	290	12	185	95	69

جدول رقم (3): اختبارات مستهل الكتل (Threshold) لنسب أجهاد مختلفة

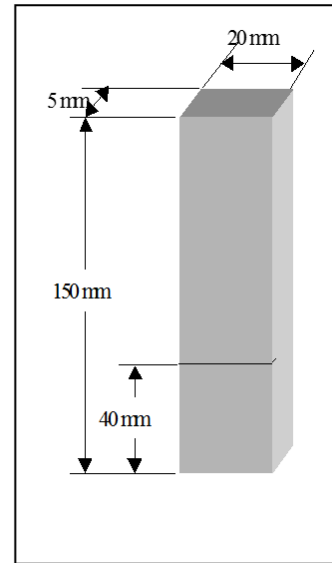
Specimen number	Max. Stress MPa	Min. Stress MPa	ΔKI (Mpa \sqrt{m})	Stress ratio (R)	Number of cycle to failure
HR1	165.69	0.0	7.0	0.0	1×10^5
HR2	161.86	0.0	6.25	0.0	1.5×10^5
HR3	138.08	0.0	5.83	0.0	3.9×10^5
HR4	124.27	0.0	5.25	0.0	9.9×10^5
HR5	110.46	0.0	4.66	0.0	1.6×10^6
HR6	96.65	0.0	4.06	0.0	3.6×10^6
HR7	82.84	0.0	3.5	0.0	1×10^7
HS1	193.31	27.61	7.0	0.1	1×10^5
HS2	138.08	13.80	5.25	0.1	4.2×10^5
HS3	110.46	6.90	4.32	0.1	1.4×10^6
HS4	89.42	5.39	3.5	0.1	5.1×10^6
HS5	77.32	2.76	3.15	0.1	1×10^7
HD1	234.73	69.04	7.0	0.3	5×10^4
HD2	179.50	55.23	5.25	0.3	3.1×10^5
HD3	151.88	48.32	4.32	0.3	6.8×10^5
HD4	124.27	41.42	3.5	0.3	2.2×10^6
HD5	104.94	30.37	3.15	0.3	5.1×10^6
HD6	82.84	20.17	2.62	0.3	1×10^7
HX1	331.39	165.69	7.0	0.5	2×10^4
HX2	248.54	124.27	5.25	0.5	1.2×10^5
HX3	165.69	82.89	3.5	0.5	4.1×10^5
HX4	146.36	71.80	3.15	0.5	8.2×10^5
HX5	124.27	62.13	2.62	0.5	1.7×10^6
HX6	102.18	52.49	2.21	0.5	1×10^7
HY1	207.12	-207.12	8.75	-1	2.8×10^4
HY2	165.69	-165.69	7.0	-1	3×10^5
HY3	138.08	-138.08	5.83	-1	8.5×10^5
HY4	124.27	-124.27	5.25	-1	1.4×10^6
HY5	110.46	-110.46	4.66	-1	1×10^7



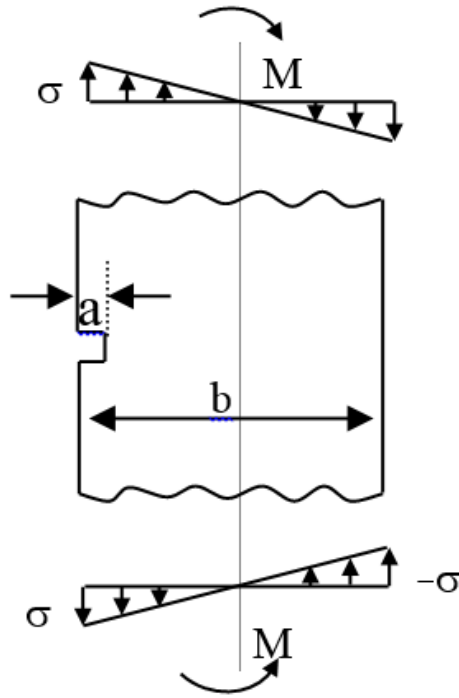
الشكل (1): مقطع عرضي في ريشة طائرة عمودية نوع (MI25) .



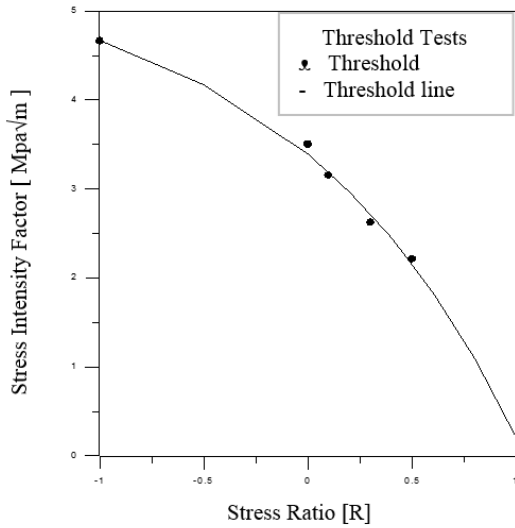
الشكل (2. b): يبين أبعاد الشق المعمول في النموذج المستخدم في الاختبار.



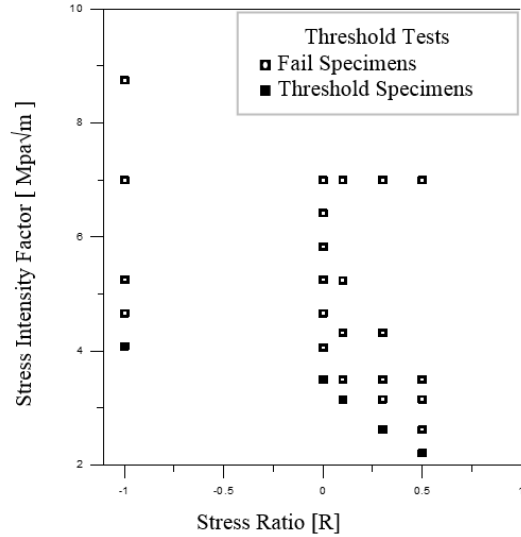
الشكل (2. a): يبين أبعاد النموذج المستخدم في الاختبار.



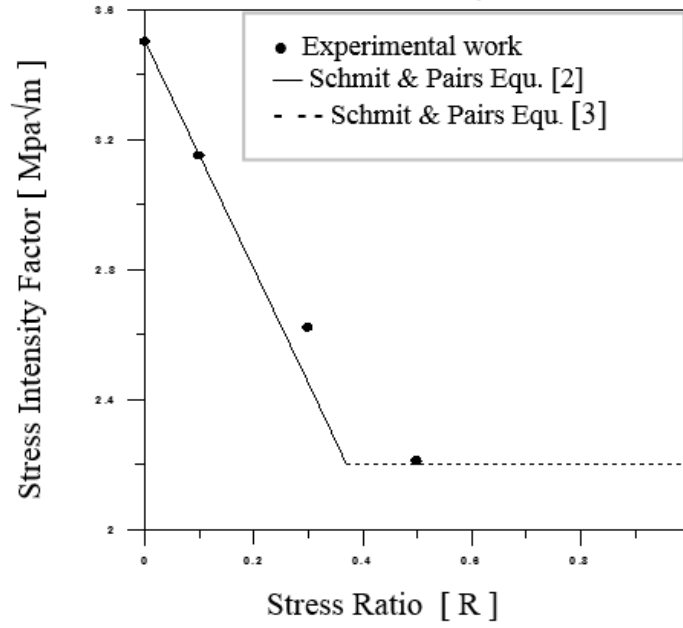
الشكل (3): يبين شكل النموذج المستخدم في المعايير.



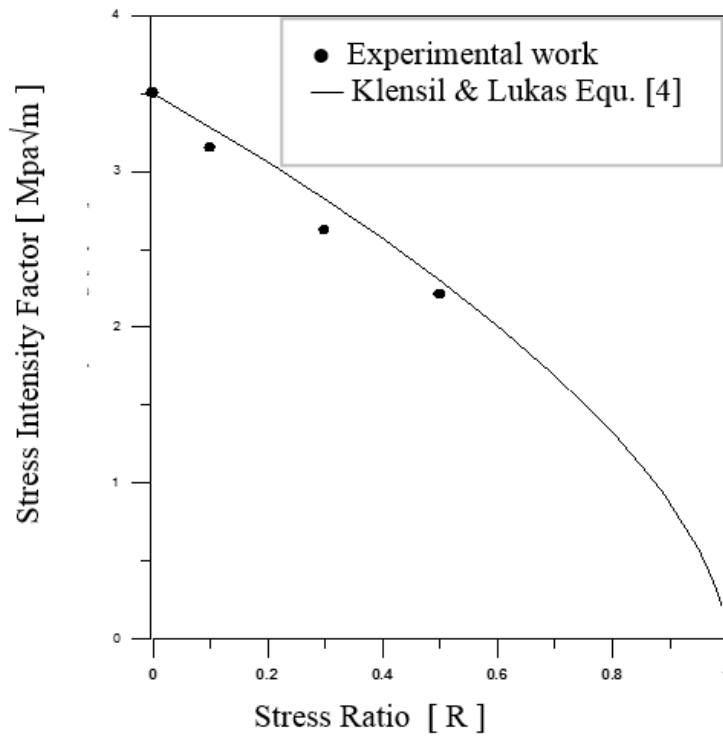
شكل (5) : العلاقة بين معامل شدة الإجهاد ونسبة الإجهاد عند بداية تشقق الكتل في الطور الأول لسبيكة الألمنيوم المختبرة.



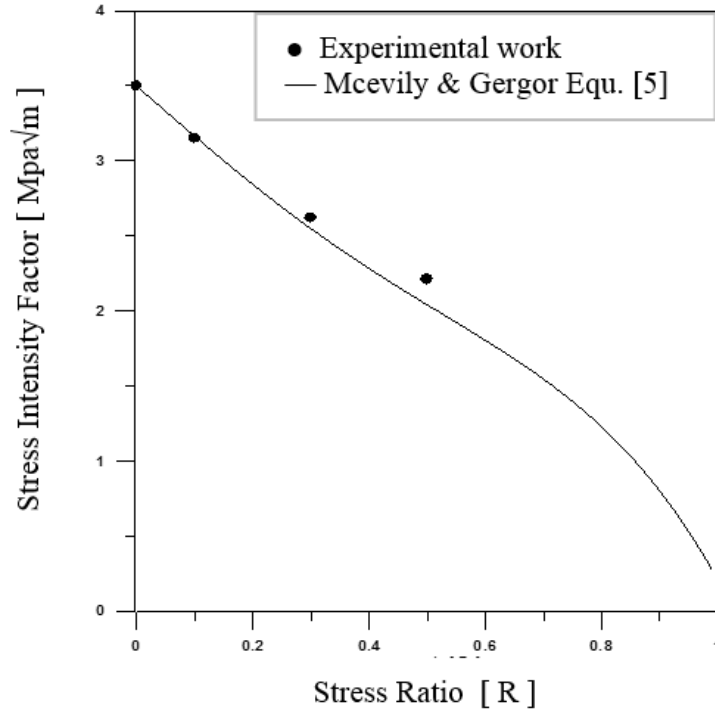
شكل (4) : تأثير نسبة أجهاد على سلوك بداية مستهل الكتل [Threshold] في اختبارات الطور الأول لنماذج ذو شق أولي .



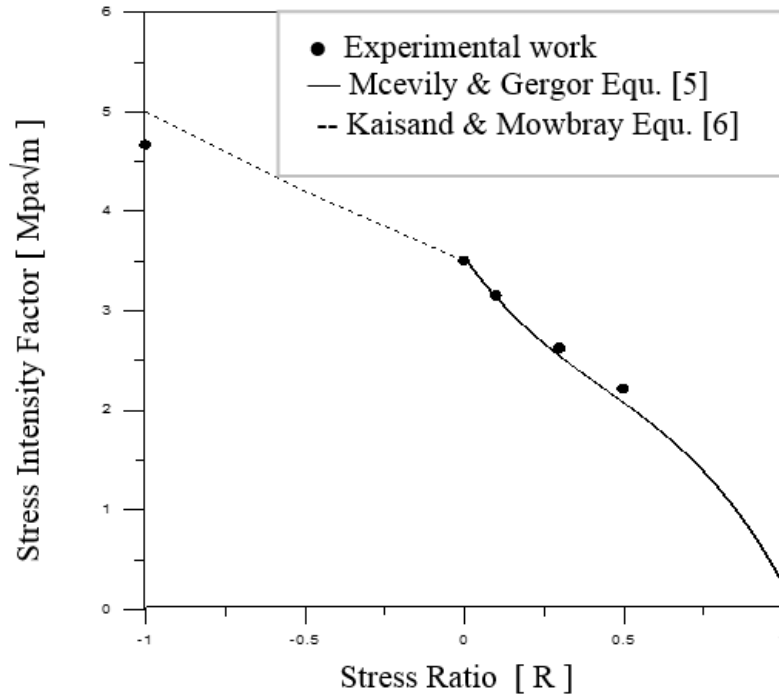
شكل (6) : مقارنة النتائج العملية لاختبارات بداية مستهل الكلال (Threshold) عند نسب إجهاد مختلفة مع نظرية التكهن بالانهيار للباحثان [Schmidt & Paris]



شكل (7) : مقارنة النتائج العملية لاختبارات بداية مستهل الكلال (Threshold) عند نسب إجهاد مختلفة مع نظرية التكهن بالانهيار للباحثان [Klensil & Lukas].



شكل (8) : مقارنة النتائج العملية لاختبارات بداية مستهل الكلال (Threshold) عند نسب إجهاد مختلفة مع نظرية التكهن بالانهيار الباحثان [Mcevily & Gregor].



شكل (9) : مقارنة النتائج العملية لاختبارات بداية مستهل الكلال (Threshold) عند نسب إجهاد مختلفة مع نظرية التكهن بالانهيار الباحثان [Kaisand & Mowbrag].