The Iraqi Journal For Mechanical And Material Engineering, Vol.8, No.2, 2008

تحسين الاستقرارية الحرارية لسبائك الالمنيوم المستخدمة في صناعات الفضاء

د.محمد حمزة ، د.عبد الواحد كاظم راجح ، جميل حبيب غازي
Babylon University-Material College , Iraq

ABSTRACT

It is well established that Aluminum and its alloys are widely used in aerospace industries, for their good mechanical and physical properties. In addition, to reliable toughness and low density which is the prime importance factor in selecting materials for aerospace industries.

Duralumin (Al-4% Cu) is one of these important alloys and it is one of (2XXX) series where Copper is the major alloying element. However, in spite of its high strength, it has low thermal stability, which imposes limitations on Airplanes speeds, from which Air frame is made. This work represents an attempt to improve thermal stability.

Several techniques were adopted to evaluate the role of thermo-mechanical treatments and alloying elements. Results show an interesting behaviour and significant improvement in properties.

Keywords: Thermal Stability, Al Alloys, Aerospace Industries.

الخلاصة

احتل الالمنيوم وسبائكه مكانة واسعة في مجال صناعات الفضاء ويعود ذلك بالاساس الى خواصه الميكانيكية والفيزياوية الجيد، وامتلاكه قيمة عالية من (المقاومة/ الوزن) هذا المعيار يعتبر مقياساً لاختيار المواد المناسبة لصناعات الفضاء.

تعد سبيكة الديورالومين (Duralumin) (Al-4%Cu) احدى السبائك المهمة التي تعود الى سلسلة (2xxx) حيث النحاس عنصر السبك الاساسي فيها. وتمتاز هذه السبيكة بمقاومة عالية (High Strength) الا ان استقراريتها الحرارية (Thermal Stability) محدود مما تضع محدداً لسرعة الطائرات التي تصنع ابدانها (Air Frame) من هذه السبائك وبذا فقد جرت هذه الدراسة كمساهمة لتحسين الاستقرارية الحرارية لها. تبنى البحث بعض التقنيات لتقييم دور المعاملات الحرارية- الميكانيكية المزدوجة وعناصر السبك. واظهرت النتائج اهمية كبيرة في تطوير سلوك وخواص السبائك المستخدمة.

المقدمة

تتطلب صناعات الفضاء دائماً مواداً تتميز بخفة الوزن (Light Weight) والمقاومة العالية (High Strength) والاستقرارية الحرارية (Thermal Stability) لخواص الخدمة ومقاومة الكلل (Fatigue) والتآكل (Corrosion) [2، 1].

ان سبائك الالمنيوم ذات السلسة (2000) تتميز بخواص ميكانيكية جيدة، اضافة الى انخفاض كثافتها، وبالرغم من ذلك فان التطور بالصناعات الفضائية اوجد حاجة مستمرة الى سبائك اخف وزناً واستقرارية حرارية اعلى تؤهلها للخدمة في درجات حرارة اعلى من (150°C) ، وهذا يعني زيادة مدى عمر الطائرات والمركبات الفضائية وتحسين خواص الطيران وتقليل استهلاك الوقود [4، 3].

تعد سبيكة الديورالوين (Duralumin) من اوائل السبائك المستخدمة في صناعات الفضاء منذ الحرب العالمية

الأولى. وقد أُجريت بعد هذا التاريخ دراسات وبحوث عدة لتطوير ادائها. وحديثاً أُدخلت تحسينات جوهرية على تكوينها الكيمياوي نظراً لقلة استقراريتها الحرارية (Lack of Thermal Stability). إذ تتعرض لتدهور شديد في خواصها الميكانيكية (المقاومة) عند درجة حرارة (150°C) او اكثر. وهذه الحقيقة تعد المحدد الرئيسي لسرعة الطائرات التي تصنع ابدانها (Air Frame) من هذه السبيكة، اذ تبلغ هذه السرعة في قيمتها القصوى (2.2 Mach) [5].

يهدف البحث الحالي الى دراسة الاستقرارية الحرارية للسبائك ذات اساس (Al-Cu-Mg) باستخدام عناصر السبك والمعاملة الحرارية- الميكانيكية المزدوجة.

الجزء العملي

يتضمن الجدول (1) التكوين الكيمياوي للسبائك المستخدمة في البحث، اذ احتوت السبيكة A على العناصر (المنيوم، نحاس، مغنيسيوم) ، بينما احتوت السبيكة B على العناصر (المنيوم، نحاس، مغنيسيوم، سترونتيوم)، اما السبيكة C فالعناصر المحتوية عليها (المنيوم، نحاس، مغنيسيوم، سترنتيوم، فضة).

الجدول (1) يوضح التكوين الكيمياوي للسبائك

Composition / Alloy Code	Al (%wt)	Cu (%wt)	Mg (%wt)	Sr (%wt)	Ag (%wt)
A	Remainder	1	1	-	-
B	Remainder	1	1	0.1	-
C	Remainder	1	1	0.1	0.1

تمت عملية الصهر في مسخن خزفي كهربائي يعمل في مجال درجة حرارة (200-1100°C)، اما عملية الصب فتمت بقال معدني، ثم اجريت عملية تقطيع العينات على شكل اقراص بقطر في حدود (17) مليمتر وبسمك (6) مليمترات. بعدها اجريت عملية التنعيم والصقل.

اما المعاملة الحرارية-الميكانيكية المزدوجة فاجريت باستخدام فرن كهربائي نوع (Fisrac)، وجهاز تشكيل العينات بالضغط نوع (Phywe).

تضمنت المعاملات الحرارية- الميكانيكية المزدوجة الخطوات العملية الاتية:

1. المعاملة المحلولية للعينات، وجرت عند درجة حرارة (500°C) وبزمن ابقاء ساعة واحدة.
2. اخماد العينات بالماء بصورة سريعة جداً.
3. التعتيق الاولي، وجرى بتسخين العينات الى (150°C) ولزمن ابقاء (0.5) ساعة.
4. إجراء التشكيل الضغطي البارد بنسب مختلفة (2%, 4%, 6%).
5. التعتيق بدرجة حرارة (170, 200°C) ولأزمان تعتيق مختلفة إذ اشتملت على (0.5, 1.5, 2.5, 3.5, 4.5 hr).

ان الجدول (2) يبين ظروف المعاملة الحرارية – الميكانيكية المزدوجة.

الجدول (2): يوضح ظروف المعاملات الحرارية – الميكانيكية المزدوجة للعينات (A, B, C).

Alloy Code	Condition
A1, B1, C1	S.H.T. at 500°C for 1 hr. + W. Q. + Aging 0.5 hr. at 150°C + 2% C.W. + Aging at 170°C for different time.
A2, B2, C2	S.H.T. at 500°C for 1 hr. + W. Q. + Aging 0.5 hr. at 150°C + 4% C.W. + Aging at 170°C for different time.
A3, B3, C3	S.H.T. at 500°C for 1 hr. + W. Q. + Aging 0.5 hr. at 150°C + 6% C.W. + Aging at 170°C for different time.
A4, B4, C4	S.H.T. at 500°C for 1 hr. + W. Q. + Aging 0.5 hr. at 150°C + 2% C.W. + Aging at 200°C for different time.
A5, B5, C5	S.H.T. at 500°C for 1 hr. + W. Q. + Aging 0.5 hr. at 150°C + 4% C.W. + Aging at 200°C for different time.
A5, B5, C5	S.H.T. at 500°C for 1 hr. + W. Q. + Aging 0.5 hr. at 150°C + 6% C.W. + Aging at 200°C for different time.

S.H.T. = Solution Heat Treatment.

W.Q. = Water Quenching.

Hr. = Hour.

بعد انجاز هذه المعاملات تم قياس الصلادة بطريقة فيكرز (Vickers Hardness) للعينات المستخدمة في البحث بجهاز (Wolpert) للتعرف على الاستقرارية الحرارية، اذ استخدمت الصلادة كدالة للاستقرارية (ثبوت الصلادة مع الزمن عند درجة حرارة معينة).

النتائج والمناقشة

تضمنت المعاملات الحرارية – الميكانيكية تعتيقاً اولياً بدرجة حرارة معينة ولزمن محدد يتبعه تشكيل لدن تم تعتيق نهائي.

ان الشكل (1) يمثل علاقة الصلادة مع الزمن للمعاملة الحرارية- الميكانيكية المزدوجة المتضمنة تعتيق اولي بدرجة حرارة (150°C) لمدة (0.5) ساعة وتشكيل بنسبة (2%) وتعتيق نهائي بدرجة حرارة (170°C) فبينها الشكل (2). وان الشكل (3) يوضح العلاقة بين الصلادة والزمن عند اجراء تعتيق اولي بدرجة (150°C) لزمن (0.5) ساعة وتشكيل بنسبة (6%) ودرجة تعتيق (170°C) لأوقات مختلفة.

تظهر الاشكال (1)، (2) و(3) سلوكاً متشابهاً للسبيكتين (A) و(B) خلال المعاملات الحرارية – الميكانيكية المزدوجة. أما السبيكة (C3) فقد تميزت باستقرارية حرارية عالية وكما يظهر في الشكل (3).

ان سبب بلوغ هذه السبائك لقمة الصلادة بوقت مبكر يعود الى ان التعتيق الاولي لمدة (0.5) ساعة عند (150°C) سبب تأثيراً متبادل او تفاعل بين ذرات المذاب والانخلاعات (Solute- Dislocation Interaction) وحصل هذا سريعاً ويشبه هذا الاستنتاج ما توصل اليه باحثون آخرون [6]، وان التشكيل اللاحق سبب توليد انخلاعات جديدة وتفاعلت هذه الانخلاعات مع الذرات المنعقدة خلال التعتيق النهائي.

اما الشكل (4) فيمثل لعلاقة بين الصلادة والزمن للمعاملة الحرارية- الميكانيكية المزدوجة المتضمنة تعتيق اولي بدرجة (150°C) لمدة (0.5) ساعة وتشكيل بنسبة (2%) وتعتيق نهائي بدرجة (200°C) لأوقات مختلفة. بينما الشكل (5) يمثل نتائج العلاقة بين الصلادة والزمن للمعاملة المتضمنة تعتيق اولي لمدة (0.5) ساعة بدرجة (150°C) ونسبة تشكيل (4%) ودرجة حرارة (200°C) بأزمان مختلفة كتعتيق نهائي. أما علاقة الصلادة مع زمن التعتيق عند اجراء تعتيق اولي بدرجة (150°C) لمدة (0.5) ساعة وتشكيل بنسبة (6%) وتعتيق نهائي بدرجة حرارة (200°C) لأزمان مختلفة فيمثلها الشكل (6).

أظهرت الاشكال (4)، (5) و(6) فقداناً واضحاً بالاستقرارية الحرارية مع زيادة زمن التعتيق. والسبب في ذلك يرجع الى ان التعتيق النهائي بدرجة حرارة عالية (200°C) سرع من عملية الانتشار وبالتالي ظهور الاطوار المتوازنة S(Al2CuMg) وΩ(Al2CuMgAg). وبدا واضحاً تدهور الاستقرارية الحرارية للسبائك بعد مرور اكثر من (1.5) ساعة وذلك بسبب دخول السبائك مدى الافراط بالتعتيق (Over Aging).
من خلال الاشكال (4، 5، 6) يلاحظ ان التعتيق النهائي بدرجة حرارة (200°C) ادى الى تدني الاستقرارية الحرارية اضافة الى قيم الصلادة مقارنة بما هو عليه عند التعتيق النهائي بدرجة حرارة 170°C لكافة السبائك B, A وخاصة السبيكة (C).

الاستنتاجات

1. اظهرت المعاملات الحرارية – الميكانيكية المتضمنة تعتيقاً لمدة نصف ساعة عند (150°C) وتشكيلاً بارداً (6%) مع تعتيق نهائي بدرجة حرارة (170°C) لازمان مختلفة تفوقاً واضحاً للسبيكة (C) بالاستقرارية الحرارية العالية وقمة الصلادة مقارنة بالسبيكتين (A) و(B).

2. التعتيق النهائي بدرجة حرارة (200°C) يتسبب في تدني الاستقرارية الحرارية للنماذج المعاملة حرارياً وميكانيكياً.

المصادر

1. A. S. Russell: Aluminum Alloys. Mc Graw-Hill Companies, 2000.

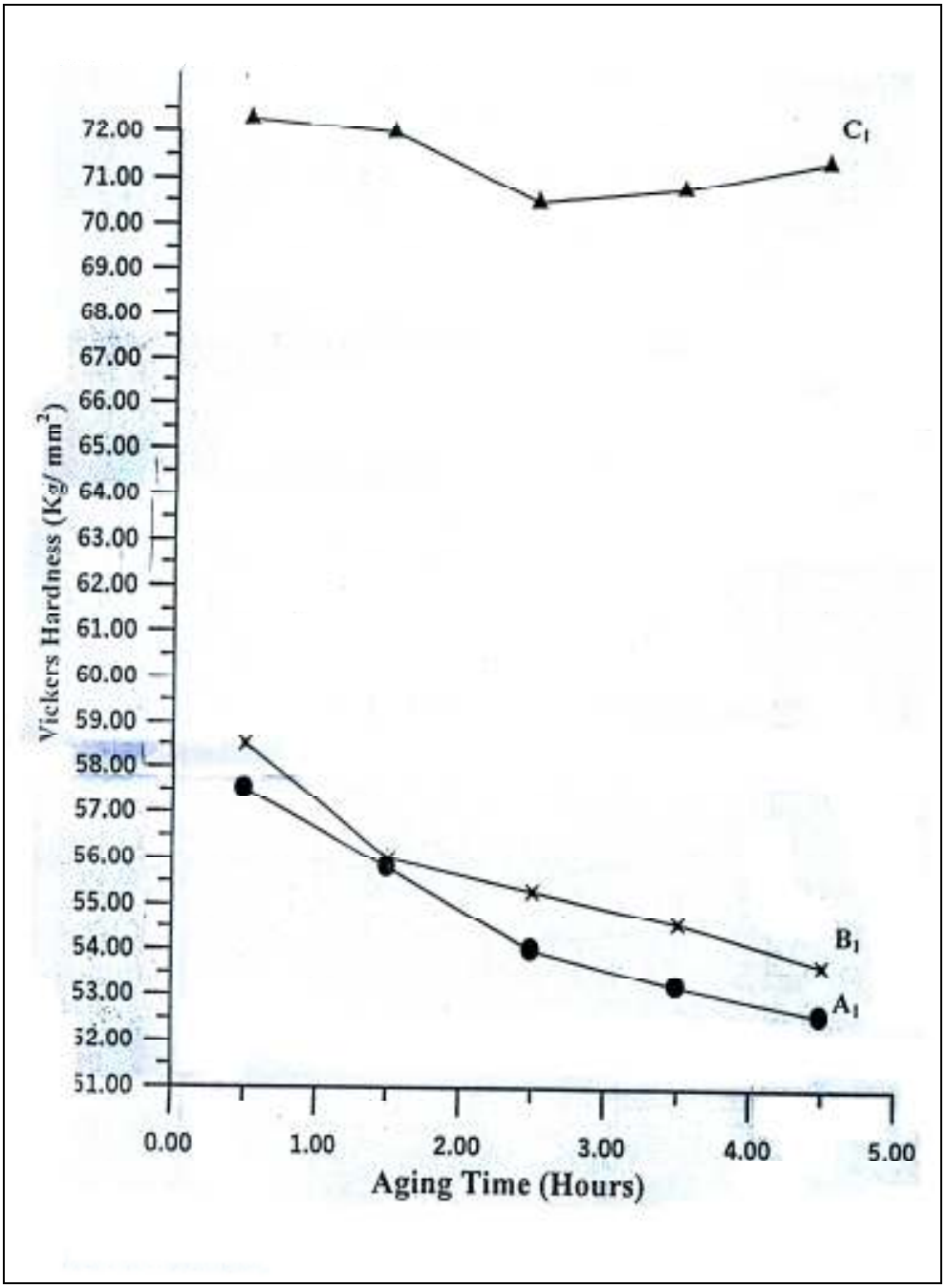
2. T. H. Sanders: Aluminum Alloys. Mc Graw-Hill Companies, 2000.

3. J.T. Staleyand John Liu: " Aluminum Alloys. For Aerostructures", Advanced Materials & processes, Vol. 152- No.4: PP5-17(1997).

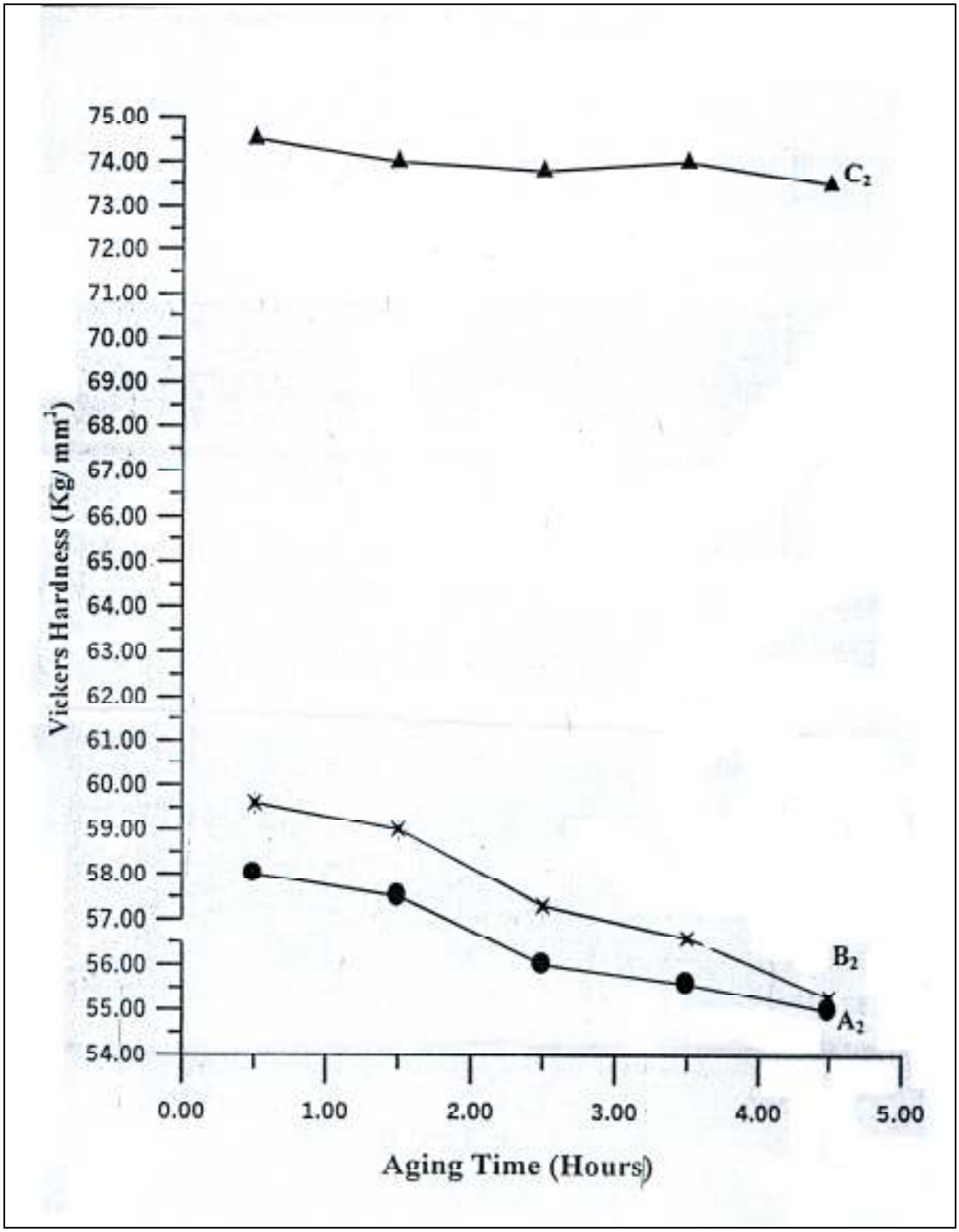
4. F. Sarioglue and F. O. Orhaner: "Effect of Prolonged at 130°C on fatigue Crack propagation of 2024 Al Alloys in three Orientations". Materials Science and Engineering A248:115-119 (1998).

5. F.A. Crane and J. A. Charls: Selection and use of Engineering Materials. Butter Worths Pub., 1987.

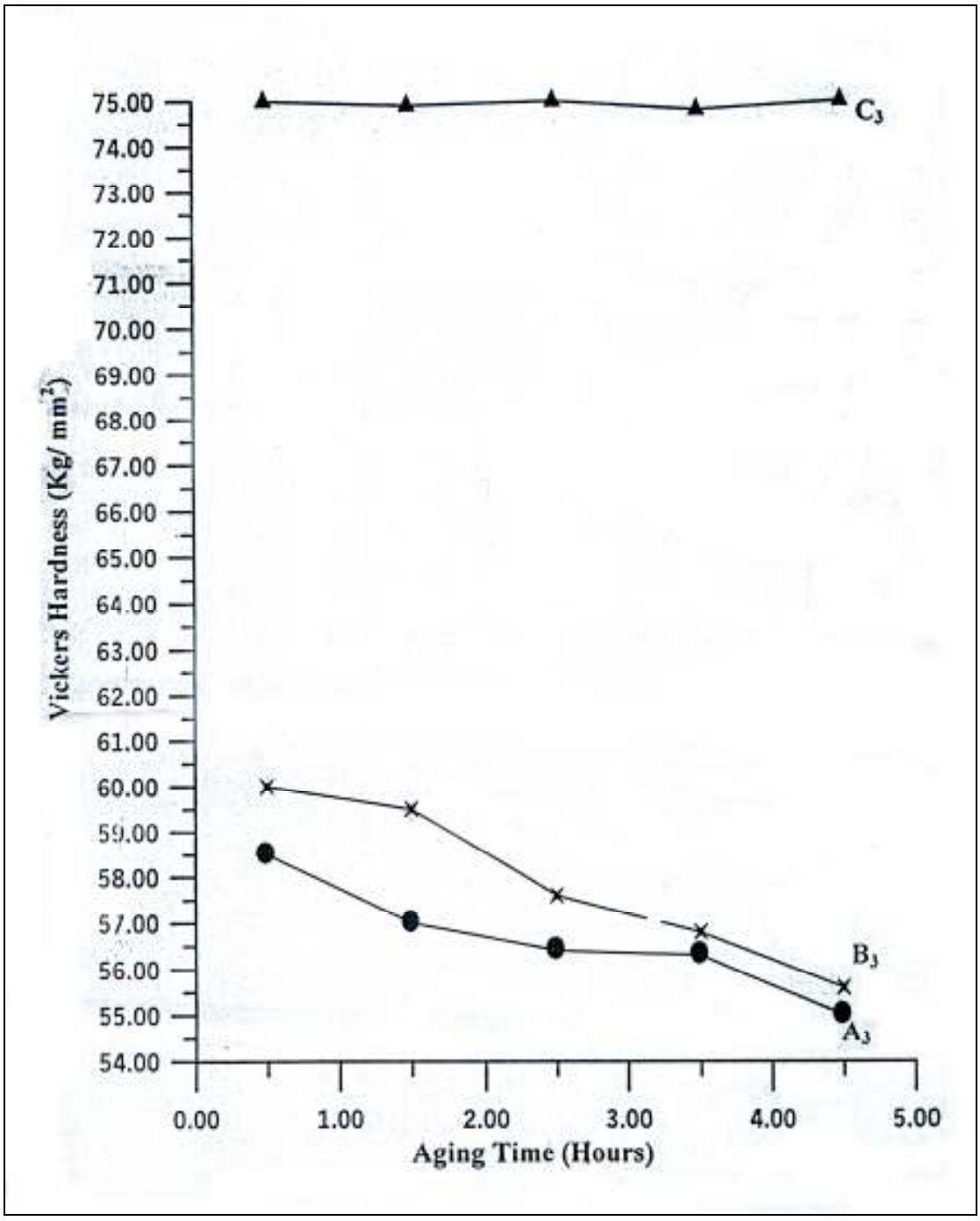
6. S. P. Ringer and K. Hono: "Evolution and Age Hardening in Aluminum Alloys (Atom Probe Field-Ion Microscopy and Transmission Electron Microscopy Studies)". Materials Characterization 44: 101-131 (2000).



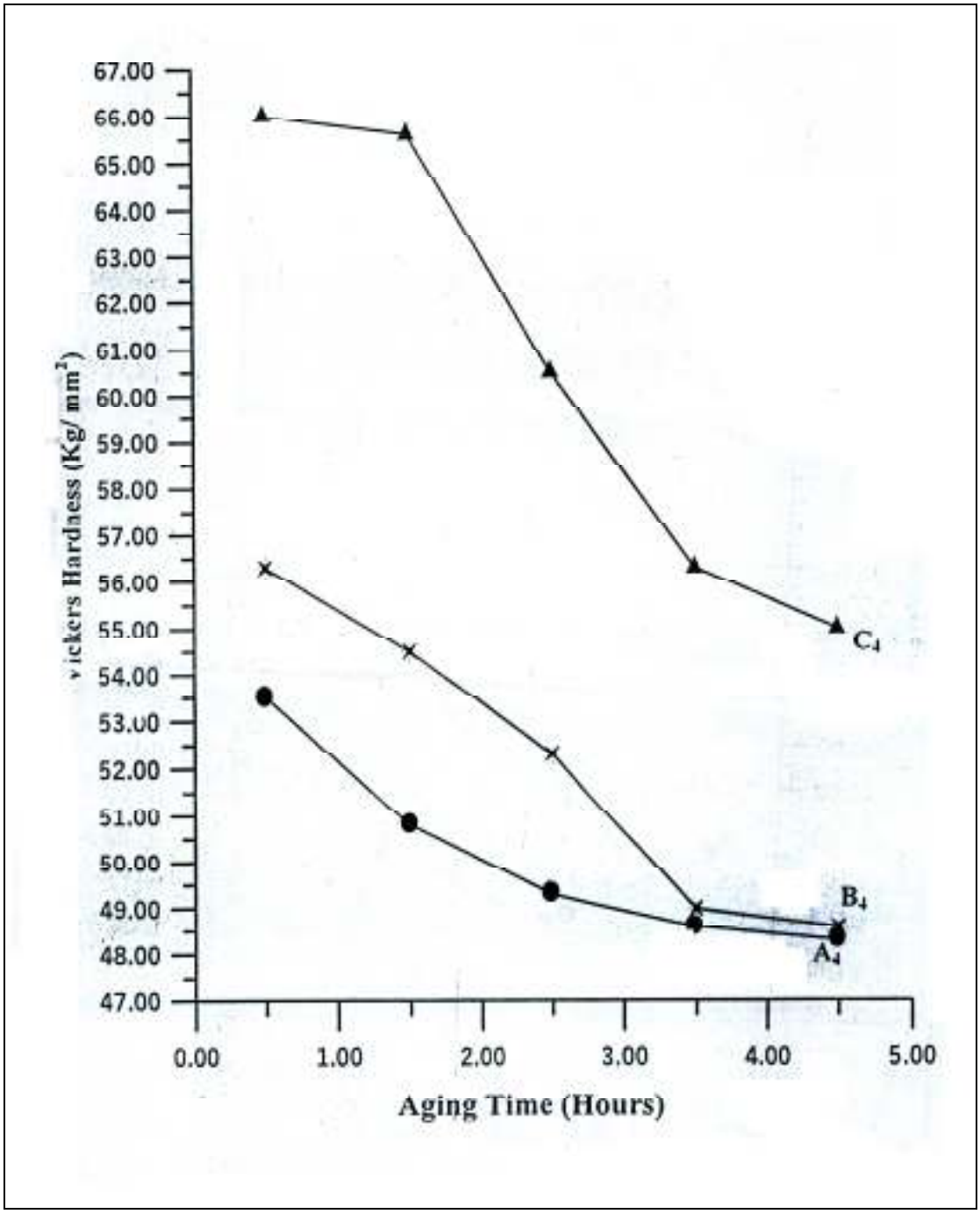
الشكل (1): علاقة (الصلادة – الزمن) للمعاملة الحرارية – الميكانيكية المزدوجة المتضمنة تعتيق اولي بدرجة 150°C وتشكيل بنسبة (2%) مع تعتيق نهائي بدرجة حرارة 170°C عند الحالة (C1, B1, A1).



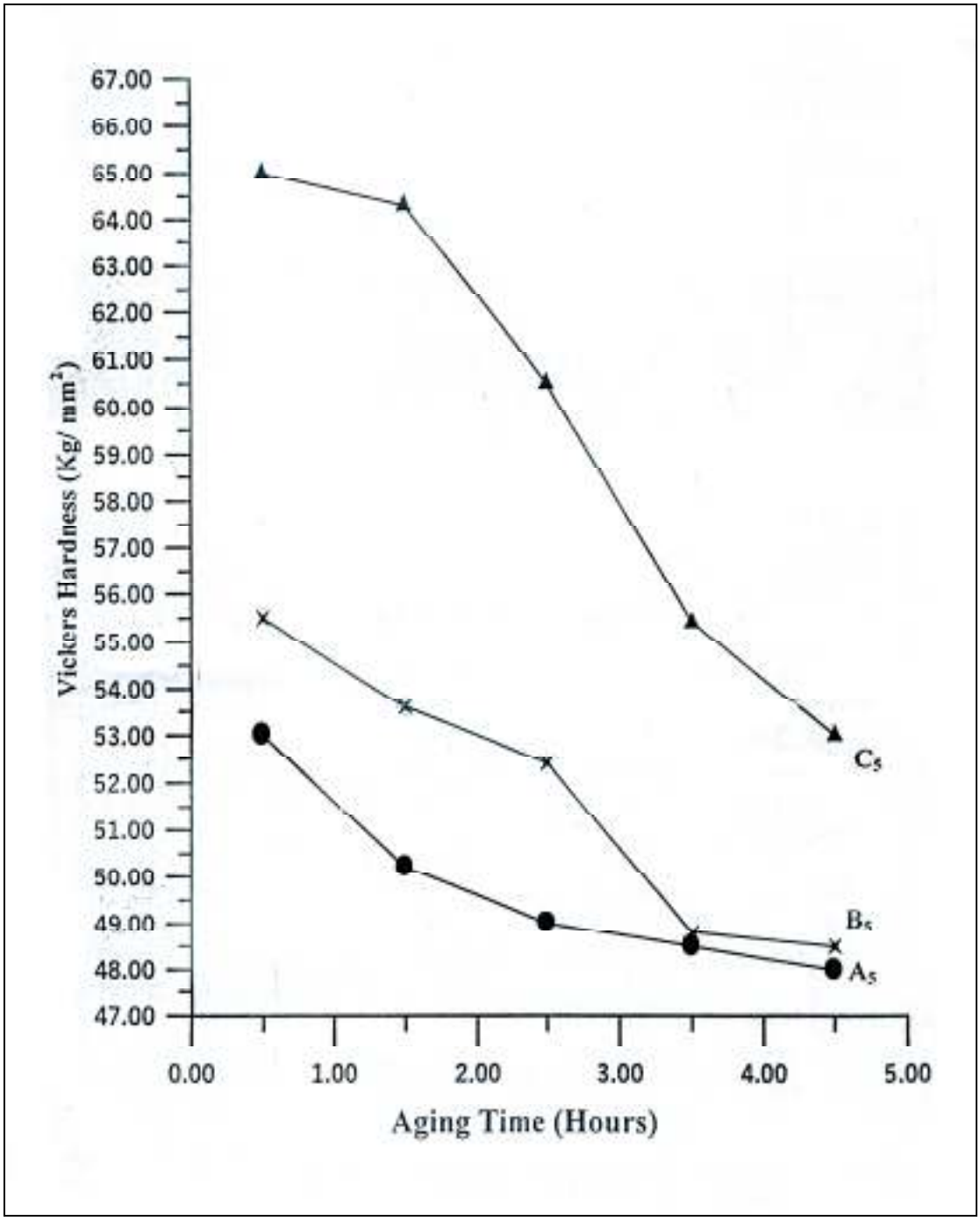
الشكل (2): علاقة (الصلادة – الزمن) للمعاملة الحرارية – الميكانيكية المزدوجة المتضمنة تعتيق اولي بدرجة 150°C وتشكيل بنسبة (4%) مع تعتيق نهائي بدرجة حرارة 170°C عند الحالة (C2, B2, A2).



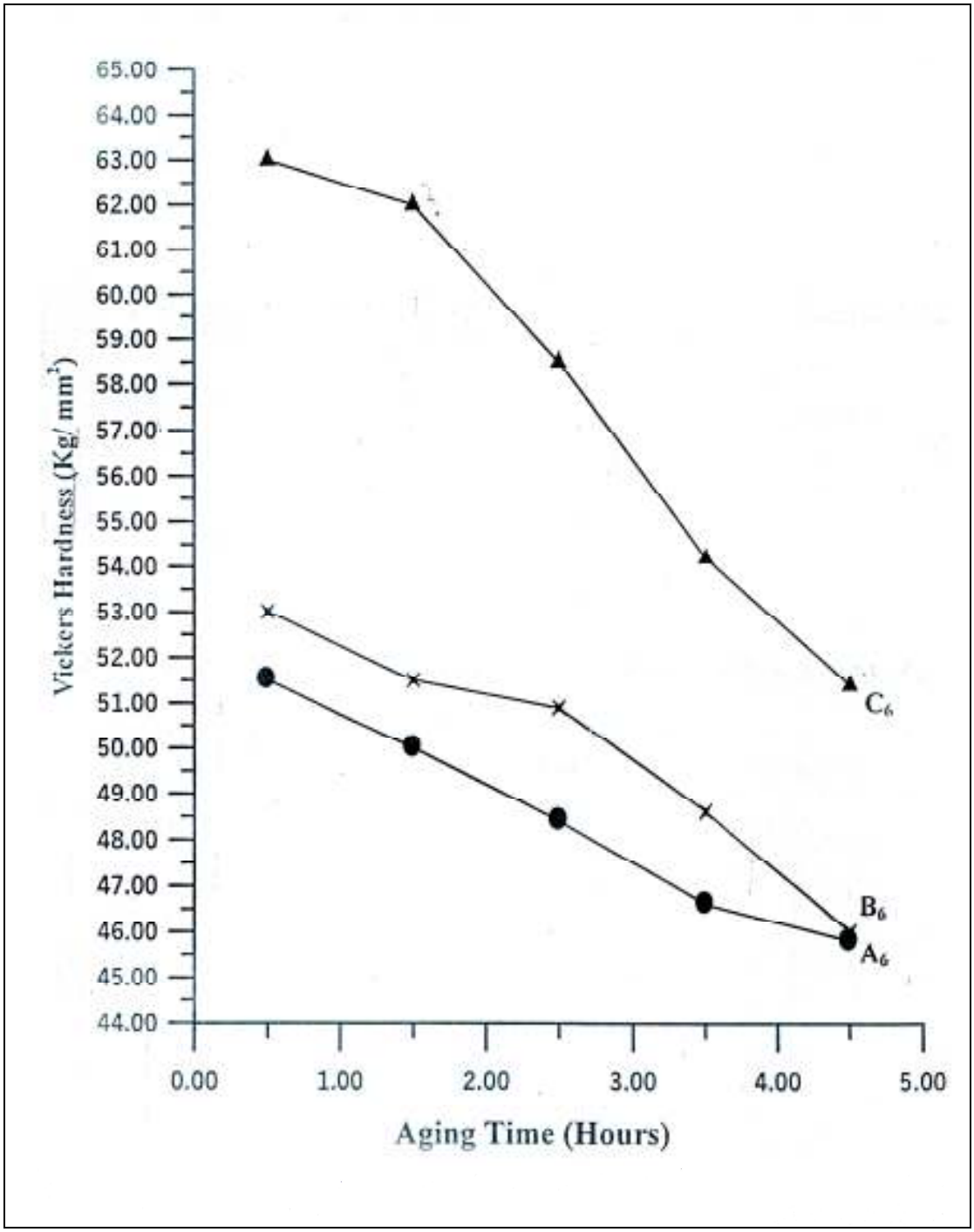
الشكل (3): علاقة (الصلادة – الزمن) للمعاملة الحرارية – الميكانيكية المزدوجة المتضمنة تعتيق اولي بدرجة 170°C عند الحالة (C3, B3, A3). وتشكيل بنسبة (6%) مع تعتيق نهائي بدرجة حرارة 150°C



الشكل (4): علاقة (الصلادة – الزمن) للمعاملة الحرارية – الميكانيكية المزدوجة المتضمنة تعتيق اولي بدرجة 150°C وتشكيل بنسبة (2%) مع تعتيق نهائي بدرجة حرارة 200°C عند الحالة (C4, B4, A4).



الشكل (5): علاقة (الصلادة – الزمن) للمعاملة الحرارية – الميكانيكية المزدوجة المتضمنة تعتيق اولي بدرجة 150°C وتشكيل بنسبة (4%) مع تعتيق نهائي بدرجة حرارة 200°C عند الحالة (C5, B5, A5).



الشكل (6): علاقة (الصلادة – الزمن) للمعاملة الحرارية – الميكانيكية المزدوجة المتضمنة تعتيق اولي بدرجة 150°C وتشكيل بنسبة (6%) مع تعتيق نهائي بدرجة حرارة 200°C عند الحالة (C6, B6, A6).