(19) Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets

(11) **EP 1 966 402 B1**

(12) **FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

(45) Date de publication et mention de la délivrance du brevet:
18.03.2009 Bulletin 2009/12

(21) Numéro de dépôt: **06841937.3**

(22) Date de dépôt: **14.12.2006**

(51) Int Cl.:
C22C 21/12 *(2006.01)*

(86) Numéro de dépôt international:
PCT/FR2006/002733

(87) Numéro de publication internationale:
WO 2007/080267 (19.07.2007 Gazette 2007/29)

(54) TOLE EN ALUMINIUM-CUIVRE-LITHIUM A HAUTE TENACITE POUR FUSELAGE D'AVION

BLECH AUS EINER HOCHFESTEN ALUMINIUMLEGIERUNG MIT KUPFER UND LITHIUM FÜR EINEN FLUGZEUGRUMPF

SHEET MADE OF HIGH-TOUGHNESS ALUMINIUM ALLOY CONTAINING COPPER AND LITHIUM FOR AN AIRCRAFT FUSELAGE

(84) Etats contractants désignés:
AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB GR HU IE IS IT LI LT LU LV MC NL PL PT RO SE SI SK TR

(30) Priorité: **20.12.2005 FR 0512931**

(43) Date de publication de la demande:
10.09.2008 Bulletin 2008/37

(73) Titulaire: **ALCAN RHENALU**
92400 Courbevoie (FR)

(72) Inventeurs:
- **BES, Bernard**
  F-38180 Seyssins (FR)
- **RIBES, Hervé**
  F-63000 Clermont Ferrand (FR)
- **SIGLI, Christophe**
  F-38000 Grenoble (FR)
- **WARNER, Timothy**
  F-38340 Voreppe (FR)

(74) Mandataire: **Fénot, Dominique et al**
Alcan France S.A.S.
Propriété Industrielle
217, cours Lafayette
69451 Lyon Cedex 06 (FR)

(56) Documents cités:
WO-A-89/01531 **WO-A-20/04106570**
US-A- 5 032 359

- **"International alloy designations and chemical composition limits for wrought aluminium and wrought aluminium alloys" REGISTRATION RECORD SERIES, ALUMINUM ASSOCIATION, WASHINGTON, DC, US, 2004, pages 1-26, XP002903949**

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la publication de la mention de la délivrance du brevet européen au Bulletin européen des brevets, toute personne peut faire opposition à ce brevet auprès de l'Office européen des brevets, conformément au règlement d'exécution. L'opposition n'est réputée formée qu'après le paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

EP 1 966 402 B1

Description

Domaine de l'invention

[0001] La présente invention concerne en général des produits en alliages d'aluminium et, plus particulièrement, de tels produits, leurs procédés de fabrication et d'utilisation, en particulier dans l'industrie, aérospatiale.

Etat de la technique

[0002] Un effort de recherche continu est réalisé afin de développer des matériaux qui puissent simultanément réduire le poids et augmenter l'efficacité des structures d'avions à hautes performances. Les alliages aluminium-lithium (AlLi) sont très intéressants à cet égard, car le lithium peut réduire la densité de l'aluminium de 3 % et augmenter le module d'élasticité de 6 % pour chaque pourcent en poids de lithium ajouté.

[0003] Les alliages AlLi ne sont cependant pas encore utilisés de manière intensive dans l'industrie aérospatiale en raison des défauts des alliages développés jusqu'à aujourd'hui, tels que par exemple une stabilité thermique inadéquate, une forte anisotropie et une ténacité inappropriée.

[0004] L'histoire du développement des alliages AlLi est décrite, par exemple, dans le chapitre « Alliages aluminium-lithium » : de l'ouvrage « Aluminium and Aluminium Alloys », (ASM Specialty Handbook, 1994). Les premiers alliages aluminïum-lithium (Al-Zn-Cu-Li) ont été introduits en Allemagne dans les années 20, et ont été suivis par l'introduction de l'alliage AA2020 (Al-Cu-Li-Mn-Cd) à la fin des années 50, et par l'introduction de l'alliage 1420 (Al-Mg-Li) en Union Soviétique, au milieu des années 60. Les seules applications industrielles de l'alliage AA2020 ont été les ailes et les stabilisateurs horizontaux des avions RA5C Vigilante. La composition classique de l'alliage AA2020 était (en pourcentage en poids) : Cu : 4,5, Li : 1,2, Mn : 0,5, Cd : 0,2. Parmi les raisons liées aux applications limitées de cet alliage, on peut souligner sa faible ténacité. Si l'on met de côté le rôle spécifique du Cd, l'une des raisons de ses propriétés limitées a été attribuée à l'utilisation du Mn dans cet alliage. En 1982, E.A. Starke a déclaré (dans « Metallurgical Transactions A. », Vol. 13A, p.2267) : « les dispersoïdes de plus grande taille riches en Mn peuvent également être néfastes à la ductilité, en provoquant des porosités ». Cette idée d'un effet néfaste du Mn a été largement reconnue par l'homme du métier. Par exemple, en 1991, Blackenship a déclaré (dans « Proceedings of the Sixth International Aluminium-Lithium Conférence », Garmisch-Partenkirchen, p.190), « Les dispersoïdes riches en manganèse créent des porosités et encouragent ainsi le processus de fracture ». Il a été suggéré que le zirconium soit utilisé à la place du manganèse comme agent de contrôle de la structure granulaire. Dans le même document, Blackenship déclare : « Le zirconium est l'élément de choix pour le contrôle de la structure granulaire dans les alliages Al-Li-X ».

[0005] Le développement des alliages AlLi s'est poursuivi dans les années 80, et a entraîné l'introduction des alliages commerciaux AA8090, AA2090 et AA2091. Tous ces alliages contenaient du zirconium à la place du manganèse.

[0006] Au début des années 90, une nouvelle gamme d'alliages AlLi contenant de l'argent, connus sous le nom de « Weldalite® », a été introduite. Ces alliages contenaient généralement moins de Li et présentaient une meilleure stabilité thermique. Le brevet US n°5 032 359 (Pickens, Martin Marietta) décrit des alliages contenant entre 2,0 et 9,8 % en poids d'un élément d'alliage composé de Cu, Mg, et de mélanges de ceux-ci, entre 0,01 et 2,0 % en poids de Ag, entre 0,2 et 4,1 % en poids de Li et entre 0,05 et 1,0 pourcent en poids d'un additif d'affinage de grain sélectionné parmi Zr, Cr, Mn, Ti, B, Hf, V, TiB_2 et des mélanges de ceux-ci. Il doit être noté que la liste des additifs d'affinage proposée par Pickens mélange en fait des éléments utilisés pour l'affinage de grain en fonderie (tel que le TiB2) et des éléments utilisés pour le contrôle de la structure du grain pendant les opérations de transformation, tels que le zirconium. Bien que Pickens indique que « bien qu'il faille se concentrer ici sur l'utilisation du zirconium pour l'affinage du grain, des affineurs de grain conventionnels tels que du Cr, du Mn, du Ti, du B, du Hf, du V, du TiB_2 et des mélanges de ceux-ci peuvent être utilisés », il apparaît clairement à partir de l'histoire du développement des alliages AlLi qu'un préjugé lié à l'utilisation de n'importe quel élément autre que le Zr pour le contrôle de la structure granulaire existe pour l'homme du métier. Ainsi, dans tous les exemples décrits par Pickens, le Zr est utilisé. On retrouve de même dans un alliage développé plus récemment (AA2050, voir aussi WO2004/106570), l'utilisation de zirconium pour l'affinage du grain, l'addition de manganèse permettant d'améliorer la ténacité.

[0007] Le document W02004/106570 A1 divulgue l'alliage suivant, en pourcentage de poids: Cu: 2,5-5,5 %, Li: 0,1-2,5 %, Mg: 0,2-1 %, Ag; 0,2-0,8 %, Mn: 0,2-0,8 %, Zr: jusqu'à 0,3 %, reste Al et impuretés inévitables.

[0008] On peut également citer l'alliage AA2297, qui contient du lithium, du cuivre et du manganèse, optionnellement du magnésium mais pas d'argent pour lequel le zirconium est également utilisé pour l'affinage du grain. US 5,234,662 divulgue une composition préférée de 1,6 % en poids de Li, 3 % en poids de Cu, 0,3% en poids de Mn et 0,12% en poids de Zr.

[0009] Les alliages AA2050 et AA2297 ont été principalement proposés pour des tôles épaisses, d'une épaisseur supérieure à 0,5 pouce (12,7 mm).

[0010] Une autre gamme d'alliages AlLi, contenant du Zn, a été décrite par exemple dans le brevet US n°4,961,792

et le brevet US n°5,066,342, et développée au début des années 90. La métallurgie de ces alliages ne peut être comparée avec la métallurgie des alliages « Weldalite® », car l'incorporation d'une quantité significative de zinc, et en particulier la combinaison du zinc et du magnésium, modifie complètement les propriétés de l'alliage, par exemple en termes de résistance mécanique et de résistance à la corrosion.

[0011] Afin d'utiliser les alliages AlLi pour des applications de fuselage, les alliages doivent offrir les mêmes performances, voire de meilleures performances, en termes de résistance mécanique, de tolérance aux dommages, que les alliages ne contenant pas de Li utilisés actuellement. En particulier, la résistance à la propagation des fissures est une question importante dans le cadre de ces applications, et cela explique pourquoi les alliages reconnus pour leur tolérance élevée aux dommages, tels que le AA2524 et le AA2056, sont traditionnellement utilisés. Parmi les autres propriétés souhaitables, on peut souligner la soudabilité et la résistance à la corrosion. En raison de la tendance croissante de réduction des opérations coûteuses de fixation mécanique dans l'industrie aérospatiale, des alliages soudables tels que le AA6013, le AA6056 ou le AA6156 sont introduits pour les panneaux de fuselage. La résistance élevée à la corrosion est également souhaitable afin de remplacer les produits plaqués par des produits nus, moins chers. Parmi les problèmes liés aux alliages AlLi connus, l'anisotropie de la limite d'élasticité qui, à son tour, détermine l'anisotropie des autres propriétés mécaniques, a été mentionnée plus haut. La faible limite d'élasticité au niveau des directions de test intermédiaires, comme par exemple à 45° par rapport à la direction de laminage, est la manifestation la plus évidente de l'anisotropie.

[0012] En ce qui concerne les propriétés de tolérance aux dommages, l'essai de courbe R est un moyen largement reconnu pour caractériser les propriétés de ténacité. La courbe R représente l'évolution du facteur d'intensité de contrainte effective critique pour la propagation de fissure en fonction de l'extension de fissure effective, sous une contrainte monotone croissante. Elle permet la détermination de la charge critique pour une rupture instable pour toute configuration pertinente à des structures d'aéronef fissurées. Les valeurs du facteur d'intensité de contrainte et de l'extension de fissure sont des valeurs effectives telles que définies dans la norme ASTM E561. L'analyse classique, généralement utilisée, des essais réalisés sur des panneaux à fissure centrale, donne un facteur d'intensité de contrainte apparent à la rupture (K_{app}). Cette valeur ne varie pas nécessairement de façon significative en fonction de la longueur de la courbe R. Cependant, la longueur de la courbe R - à savoir l'extension de fissure maximale de la courbe - est un paramètre important en soi pour la conception de fuselage, en particulier pour des panneaux comportant des raidisseurs fixés.

[0013] Il existe un besoin concernant un alliage en Al-Cu-Li de résistance mécanique élevée, ne présentant pas d'anisotropie, de haute ténacité et en particulier d'extension de fissure élevée avant une rupture instable, de résistance à la corrosion élevée, de faible densité (c'est-à-dire inférieure à environ 2,70 g/cm^3), pour des applications aéronautiques et en particulier pour des applications de tôle de fuselage.

Objet de l'invention

[0014] Un premier objet de l'invention est un alliage à base d'aluminium comprenant 2,1 à 2,8 % en poids de Cu, 1,1 à 1,7 % en poids de Li, 0,1 à 0,8 % en poids de Ag, 0,2 à 0,6 % en poids de Mg, 0,2 à 0,6 % en poids de Mn, une quantité de Fe et de Si inférieure ou égale à 0,1 % en poids chacun, balance Al et des impuretés inévitables à une teneur inférieure ou égale à 0,05% en poids chacune et 0,15% en poids au total, l'alliage étant sensiblement exempt de zirconium, ce qui signifie que la teneur en zirconium est inférieure à 0,04% en poids.

[0015] Un autre objet de l'invention est un procédé de fabrication d'une tôle en alliage d'aluminium possédant une résistance et une ténacité élevées, dans lequel :

(a) on coule une plaque comprenant 2,1 à 2,8 % en poids de Cu, 1,1 à 1,7 % en poids de Li, 0,1 à 0,8 % en poids de Ag, 0,2 à 0,6 % en poids de Mg, 0,2 à 0,6 % en poids de Mn, une quantité de Fe et de Si inférieure ou égale à 0,1 % en poids chacun, balance Al et des impuretés inévitables à une teneur inférieure ou égale à 0,05% en poids chacune et 0,15% en poids au total, l'alliage étant sensiblement exempt de zirconium, ce qui signifie que la teneur en zirconium est inférieure à 0,04% en poids,
(b) on homogénéise ladite plaque à 480 à 520°C pendant 5 à 60 heures,
(c) on lamine à chaud et optionnellement à froid ladite plaque en une tôle, avec une température initiale de laminage de 450 à 490°C,
(d) on met en solution ladite tôle à 480 à 520°C pendant 15 minutes à.4 heures,
(e) on trempe ladite tôle,
(f) on tractionne de façon contrôlée ladite tôle avec une déformation permanente de 1 à 5 %,
(g) on réalise un revenu de ladite tôle par chauffage à 140 à 170°C pendant 5 à 80 heures.

[0016] Encore un autre objet de l'invention est un produit laminé, filé ou forgé comprenant un alliage selon l'invention.

[0017] Encore un autre objet de l'invention est un élément de structure destiné à la construction aéronautique comprenant un produit selon l'invention.

[0018] Description des figures

[0019] Les figures 1 à 5 concernent certains aspects de l'invention décrits ici. Celles-ci sont illustratives et ne sont en aucun cas limitatives.

Figure 1 : Courbe R dans le sens T-L (éprouvette CCT760)
Figure 2 Courbe R dans le sens L-T (éprouvette CCT760)
Figure 3 : Evolution de la vitesse de fissuration dans le sens T-L lorsque l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte varie.
Figure 4 : Evolution de la vitesse de fissuration dans le sens L-T lorsque l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte varie.
Figure 5 : Evolution relative de $R_{p0,2}$ en fonction de l'orientation par rapport à la direction de laminage.

Description de l'invention

a) définitions

[0020] Sauf mention contraire, toutes les indications concernant la composition chimique des alliages sont exprimées comme un pourcentage en poids basé sur le poids total de l'alliage. La désignation des alliages se fait en conformité avec les règlements de The Aluminium Association, connus de l'homme du métier. Les définitions des états métallurgiques sont indiquées dans la norme européenne EN 515.

[0021] Sauf mention contraire, les caractéristiques mécaniques statiques, en d'autres termes la résistance à la rupture ultime R_m, la limite d'élasticité en traction $R_{p0,2}$ et l'allongement à la rupture A, sont déterminées par un essai de traction selon la norme EN 10002-1, l'emplacement auquel les pièces sont prises et leur sens étant définis par la norme EN 485-1.

[0022] La vitesse de fissuration (en utilisant le test da/dN - ΔK) est déterminée selon la norme ASTM E 647.

[0023] Une courbe donnant le facteur d'intensité de contrainte effectif en fonction de l'extension de fissure effective, connue comme la courbe R, est déterminée selon la norme ASTM E 561. Le facteur d'intensité de contrainte critique K_c, en d'autres termes le facteur d'intensité qui rend la fissure instable, est calculé à partir de la courbe R. Le facteur d'intensité de contrainte K_{co} est également calculé en attribuant la longueur de fissure initiale au commencement de la charge monotone, à la charge critique. Ces deux valeurs sont calculées pour une éprouvette de la forme requise. K_{app} représente le facteur K_{CO} correspondant à l'éprouvette qui a été utilisée pour effectuer l'essai de courbe R. K_{eff} représente le facteur K_C correspondant à l'éprouvette qui a été utilisée pour effectuer l'essai de courbe R. $\Delta a_{eff(max)}$ représente l'extension de fissure du dernier point de la courbe R, valide selon la norme ASTM E561.

[0024] Le dernier point est obtenu soit au moment de la rupture brutale de l'éprouvette, soit éventuellement au moment où la contrainte sur le ligament non fissuré excède en moyenne la limite d'élasticité du matériau.

[0025] Sauf mention contraire, la taille de fissure à la fin du stade de pré-fissurage par fatigue est W/3 pour des éprouvettes du type M(T), dans laquelle W est la largeur de l'éprouvette telle que définie dans la norme ASTM E561.

[0026] Il faut remarquer que la largeur de l'éprouvette utilisée dans un essai de ténacité peut avoir une influence substantielle sur la courbe R mesurée dans l'essai. Les tôles de fuselage étant de grands panneaux, seuls les résultats de ténacité obtenus sur échantillons suffisamment larges, tels que des échantillons ayant une largeur supérieure ou égale à 400 mm, sont jugés significatifs pour l'évaluation de la ténacité. Pour cette raison, seuls les échantillons d'essai CCT760, qui avaient une largeur de 760 mm, ont été utilisés pour l'évaluation de la ténacité. La longueur de fissure initiale est 2ao = 253 mm.

[0027] On appelle ici « élément de structure » ou.« élément structural » d'une construction mécanique une pièce mécanique dont la défaillance est susceptible de mettre en danger la sécurité de ladite construction, de ses utilisateurs, des ses usagers ou d'autrui.

[0028] Pour un avion, ces éléments de structure comprennent notamment les éléments qui composent le fuselage (tels que la peau de fuselage (fuselage skin en anglais), les raidisseurs ou lisses de fuselage (stringers), les cloisons étanches (bulkheads), les cadres de fuselage (circumferential frames), les ailes (tels que la peau de voilure (wing skin), les raidisseurs (stringers ou stiffeners), les nervures (ribs) et longerons (spars)) et l'empennage composé notamment de stabilisateurs horizontaux et verticaux (horizontal or vertical stabilisers), ainsi que les profilés de plancher (floor beams), les rails de sièges (seat tracks) et les portes.

[0029] Par « tôle », on veut dire ici un produit laminé n'excédant pas 12,7 mm ou 0,5 pouce d'épaisseur.

b) Description détaillée de l'invention

[0030] L'alliage aluminium-cuivre-lithium-argent-magnésium-manganèse selon un mode de réalisation de l'invention a de manière avantageuse la composition suivante :

Tableau 1: Gammes de composition d'alliages selon l'invention (% en poids, le reste étant du Al)

	Cu	Li	Ag	Mg	Mn
Large	2, 1 à 2,8	1,1 à 1,7	0,1 à 0,8	0,2 à 0,6	0,2 à 0,6
Préférée	2,2 à 2,6	1,2 à 1,6	0,2 à 0,6	0,3 à 0,5	0,2 à 0,5
La plus préférée	2,3 à 2,5	1,3 à 1,5	0,2 à 0,4	0,3 à 0,4	0,3 à 0,4

[0031] l'alliage étant sensiblement exempt de zirconium. Par « sensiblement exempt de zirconium », il faut comprendre que la teneur en zirconium doit être inférieure à 0,04 % en poids, de manière préférée inférieure à 0,03 % en poids, et de manière encore plus préférée inférieure à 0,01 % en poids.

[0032] D'une manière inattendue, les inventeurs ont découvert que la faible teneur en zirconium permettait d'améliorer la ténacité des alliages Al-Cu-Li-Ag-Mg-Mn; en particulier, la longueur de la courbe R est augmentée de manière significative. L'utilisation de manganèse à la place du zirconium afin de contrôler la structure granulaire présente plusieurs avantages supplémentaires tels que l'obtention d'une structure recristallisée et de propriétés isotropes pour une épaisseur située entre 0,8 et 12,7 mm, ou entre 1/32 et 1/2 pouce.

[0033] Le fer et le silicium affectent généralement les propriétés de ténacité. La quantité de fer doit être limitée à 0,1 % en poids (de préférence à 0,05 % en poids) et la quantité de silicium doit être limitée à 0,1 % en poids (de préférence à 0,05 % en poids). Les impuretés inévitables doivent être limitées à 0,05 % en poids chacune et 0,15 % en poids au total. Si l'alliage ne comporte pas d'autre élément d'addition, le reste est constitué d'aluminium.

[0034] Les inventeurs ont découvert que si la teneur en cuivre est supérieure à 2,8 % ou même 2,6% ou même encore 2,5% en poids, les propriétés de ténacité peuvent dans certains cas chuter rapidement, tandis que, si la teneur en cuivre est inférieure à 2,1 % ou même 2,2% ou même encore 2,3% en poids, la résistance mécanique est trop faible.

[0035] En ce qui concerne la teneur en lithium, une teneur en lithium supérieure à 1,7 % ou même 1,6% ou même encore 1,5% en poids entraîne des problèmes de stabilité thermique. Une teneur en lithium inférieure à 1,1 % ou même 1,2% ou même encore 1,3% en poids entraîne une résistance mécanique inadéquate et un gain inférieur en termes de densité.

[0036] Il a été découvert par les inventeurs que, si la teneur en argent est inférieure à 0,1 % ou même 0,2% en poids, la résistance mécanique obtenue ne satisfait pas les propriétés souhaitées. La teneur en argent doit cependant être maintenue au-dessous de 0,8 % ou même 0,6% ou même encore 0,4% en poids car une quantité d'argent élevée augmente la densité de l'alliage et également son coût.

[0037] L'alliage selon l'invention peut être utilisé pour fabriquer des produits extrudés, forgés ou laminés.

[0038] D'une manière avantageuse, l'alliage selon l'invention est utilisé pour fabriquer des tôles.

[0039] Les produits selon l'invention présentent une ténacité très élevée. Les inventeurs suspectent que l'absence de zirconium dans les produits selon l'invention est peut-être reliée à la performance en ténacité. Zr et Mn, qui peuvent tous deux être utilisés pour contrôler la structure granulaire, possèdent un comportement très différent. Pendant la solidification, Zr étant un élément péritectique est généralement enrichi au niveau du centre du grain et appauvri aux limites du grain, tandis que Mn, qui est un élément eutectique possédant un coefficient de partage proche de un, est distribué de manière beaucoup plus homogène. Le comportement différent de Zr et Mn pendant la solidification pourrait être lié à l'effet différent observé en termes de ténacité. L'obtention d'une structure recristallisée, favorisée ici par l'absence de zirconium, peut par ailleurs peut-être avoir un effet bénéfique intrinsèque sur la ténacité. D'une manière avantageuse, le taux de recristallisation des produits selon l'invention est supérieur à 80%.

[0040] Les inventeurs ont découvert que la température d'homogénéisation devait être de préférence située entre 480 et 520°C pendant 5 à 60 heures, et de manière encore plus préférée entre 490 et 510°C pendant 8 à 20 heures. Au cours de l'invention, les inventeurs ont observé que les températures d'homogénéisation supérieures à 520°C tendaient à réduire la performance de ténacité dans certains cas. Les inventeurs pensent qu'il existe une relation entre l'effet technique des conditions d'homogénéisation et le comportement lors de la solidification décrit précédemment.

[0041] Pour la fabrication des tôles, la température initiale de laminage à chaud est de préférence de 450 à 490°C.

[0042] Le laminage à chaud est de préférence réalisé pour obtenir une épaisseur comprise entre environ 4 et 12,7 mm. Pour une épaisseur d'approximativement 4 mm ou moins, une étape de laminage à froid peut être optionnellement ajoutée, si nécessaire. Dans le cas de fabrication de tôles, la tôle obtenue a une épaisseur comprise entre 0,8 et 12,7 mm, et l'invention est plus avantageuse pour des tôles de 1,6 à 9 mm d'épaisseur, et encore plus avantageuse pour des tôles de 2 à 7 mm d'épaisseur. Le produit selon l'invention est ensuite mis en solution, de préférence par traitement thermique entre 480 et 520°C pendant 15 min à 4 h, puis trempé avec de l'eau à température ambiante.

[0043] Le produit subit ensuite une traction contrôlée de 1 à 5 % et préférentiellement de 2 à 4 %. Si la traction est supérieure à 5 %, les propriétés mécaniques peuvent ne pas être suffisamment améliorées et on peut rencontrer des

difficultés industrielles telles qu'une mise en oeuvre élevée, ce qui augmenterait le coût du produit. Un revenu est réalisé à une température comprise entre 140 et 170°C pendant 5 à 80 h et, plus préférentiellement, entre 140 et 155°C pendant 20 à 80 h. Les températures de mise en solution les plus basses dans cette fourchette favorisent généralement une ténacité élevée. Dans un mode de réalisation de la présente invention comportant une étape de soudage du produit, l'étape de revenu est divisée en deux étapes : une étape de pré-revenu antérieure à une opération de soudage, et un traitement thermique final d'un élément structural soudé.

[0044] Les caractéristiques des tôles obtenues avec la présente invention comprennent au moins une des caractéristiques suivantes :

- la limite d'élasticité en traction $Rp_{0,2}$ dans le sens L est de préférence d'au moins 390 MPa ou même 400 MPa,
- la résistance à la rupture R_m dans le sens L est de préférence d'au moins 410 MPa ou même 420 MPa,
- La limite d'élasticité en traction $R_{p0,2}$ à 45° par rapport au sens du laminage est au moins égale à la limite d'élasticité en traction $R_{p0,2}$ dans le sens L-T.
- l'écart entre la limite d'élasticité en traction $R_{p0,2}$ à 45° par rapport au sens du laminage et la limite d'élasticité en traction $R_{p0,2}$ dans le sens TL défini par ($R_{p0,2}$ (TL) - $R_{p0,2}$ (45°))/ $R_{p0,2}$ (TL) est compris entre +5% et -5% et de préférence entre +3% et -3%.
- Les propriétés de ténacité utilisant des éprouvettes CCT760 (avec 2ao = 253 mm) sont telles que :
- K_{app} dans la direction T-L est de préférence d'au moins $100\ MPa\sqrt{m}$ et préférentiellement d'au moins $120\ MPa\sqrt{m}$;
- K_{app} dans la direction L-T est d'au moins $150\ MPa\sqrt{m}$ et préférentiellement d'au moins $160\ MPa\sqrt{m}$;
- K_{eff} dans la direction T-L est d'au moins $120\ MPa\sqrt{m}$ et préférentiellement d'au moins $150\ MPa\sqrt{m}$;
- K_{eff} dans la direction L-T est d'au moins $160\ MPa\sqrt{m}$ et préférentiellement d'au moins $220\ MPa\sqrt{m}$;
- $\Delta a_{eff(max)}$, l'extension de fissure du dernier point valide de la courbe R dans la direction T-L est de préférence d'au moins 60 mm et préférentiellement d'au moins 80 mm ;
- $\Delta a_{eff\ (max)}$, à partir de la courbe R dans la direction L-T, est de préférence d'au moins 60 mm et préférentiellement d'au moins 80 mm.

[0045] Les termes « résistance élevée », « haute ténacité », « extension de fissure élevée avant une fracture instable », « faible anisotropie » tels qu'utilisés ici se rapportent à des produits offrant les propriétés susmentionnées.

[0046] D'une manière avantageuse, le taux de recristallisation des tôles selon l'invention est supérieur à 80%.

[0047] La mise en forme des produits selon l'invention peut avantageusement être effectuée par étirage-formage (« stretch-forming »), emboutissage profond, pressage, fluotournage, laminage de profil ou pliage, ces techniques étant connues de l'homme du métier. Dans l'assemblage de pièces structurales, toutes les techniques connues et possibles de rivetage, de collage et de soudage appropriées pour des alliages en aluminium peuvent être utilisées, si souhaité. Les produits selon l'invention peuvent être fixés à des raidisseurs ou des cadres, par exemple par rivetage, collage ou soudage. Les inventeurs ont découvert que si le soudage est choisi, il peut être préférable d'utiliser des techniques de soudage à basse température, qui aident à assurer que la zone affectée thermiquement soit aussi limitée que possible. A cet égard, le soudage au laser et le soudage par friction-malaxage donnent souvent des résultats particulièrement satisfaisants.

[0048] Les produits selon l'invention, avant ou après mise en forme, peuvent avantageusement être soumis à un revenu pour conférer des propriétés mécaniques statiques améliorées. Ce revenu peut également être conduit de manière avantageuse sur un élément structural assemblé si souhaité. Les produits selon l'invention sont utilisés de manière préférée pour la fabrication d'éléments structuraux destinés à la construction aéronautique. Un élément structural, formé d'une tôle selon l'invention et de raidisseurs ou de cadres, ces raidisseurs ou cadres étant de préférence constitués de profils extrudés, peut être utilisé en particulier pour la fabrication de fuselage aéronautique de même que

toute autre utilisation où les présentes propriétés pourraient être avantageuses. Dans une réalisation avantageuse de l'invention, on réalise un panneau de fuselage comprenant au moins une tôle selon l'invention.

[0049] Les inventeurs ont découvert que les produits de l'invention offraient un compromis particulièrement favorable entre les propriétés mécaniques statiques, la haute ténacité et la densité. Pour des produits à faible densité connus, les tôles à haute résistance à la traction et à haute limite d'élasticité ont généralement une faible ténacité. Pour les tôles de l'invention, les propriétés de ténacité élevée, et en particulier la courbe R très longue, favorisent l'application industrielle aux pièces de fuselage d'aéronefs. Dans certaines réalisations avantageuses de l'invention, la densité des produits est inférieure à environ 2,69 g/cm^3 et préférentiellement inférieure à environ 2,66 g/cm^3.

[0050] Les produits de l'invention n'induisent généralement aucun problème particulier pendant des opérations ultérieures de traitement de surface classiquement utilisées en construction aéronautique, en particulier pour un polissage mécanique ou chimique, ou des traitements destinés à améliorer l'adhérence des revêtements de polymère.

[0051] La résistance à la corrosion intergranulaire des produites de l'invention est généralement élevée à titre d'exemple, on ne détecte en général que des piqûres lorsque le métal est soumis à un essai de corrosion. Dans un mode de réalisation préféré, une tôle de l'invention peut être utilisée sans être plaquée sur l'une ou l'autre face avec un alliage d'aluminium peu chargé en éléments d'alliage.

[0052] Ces aspects, ainsi que d'autres, de la présente invention sont expliqués plus en détail à l'aide de l'exemple illustratif et non limitatif suivant.

EXEMPLE

[0053] L'exemple de l'invention est référencé C. Les exemples B et D sont présentés à titre de comparaison. L'exemple A est un alliage AA2098 de référence. Les compositions chimiques des différents alliages testés sont fournies dans le tableau 2.

Tableau 2: Composition chimique (% en poids)

Référence de coulée	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Zr	Li	Ag	Ti
A (2098)	0,03	0,04	3,6	0,01	0,32	0,01	0,01	0,14	1,0	0,33	0,02
B	0,03	0,04	2,2	0,29	0,3	-	-	<0,01	1,4	-	0,02
C	0,03	0,03	2,4	0,29	0,3	-	-	<0,01	1,4	0,34	0,02
D	0,03	0,03	1,5	0,28	0,3	-	-	<0,01	1,4	-	0,03

[0054] La masse volumique des différents alliages testés est présentée dans le tableau 3. Les échantillons B à D présentent la plus faible masse volumique des différents matériaux testés.

Tableau 3: Masse volumique des alliages testés

Référence	Masse volumique (g/cm^3)
A (2098)	2,70
B	2,64
C	2,64
D	2,62

[0055] Les procédés utilisés pour la fabrication des différents échantillons sont présentés dans le tableau 4.

Tableau 4. Conditions dés étapes consécutives de transformation

	Référence A	Références B, C et D
Revenu	T8	T8
Relaxation des contraintes par chauffage	Oui	Oui
Homogénéisat ion	8h à 500°C + 36h à 526°C	12h à 500°C

(suite)

	Référence A	Références B, C et D
Température de début de laminage à chaud	485 °C	450 à 490°C
Laminage à chaud	Epaisseur > 4 mm	Epaisseur > 4 mm. Température de sortie du laminage à chaud < 280°C
Laminage à froid	Epaisseur < 4 mm	Epaisseur < 4 mm, recuit intermédiaire optionnel
Mise en solution	2 h à 521°C	1h à 500°C
Trempe	Eau à température ambiante	Eau à température ambiante
Traction contrôlée	1 à 5 % de déformation permanente	1 à 5 % de déformation permanente
Revenu	14h à 155°C (4,5 mm) 18h à 160°C (6,7 mm)	48h à 152°C

[0056] La structure granulaire des échantillons a été caractérisée à partir de l'observation microscopique des sections transversales après oxydation anodique, sous lumière polarisée ou après une attaque chromique. On a déterminé un taux de recristallisation. Le taux de recristallisation est défini comme la fraction de surface occupée par des grains recristallisés. Pour les échantillons B, C et D le taux de recristallisation était de 100%. Pour les échantillons A#1 et A#2, le taux de recristallisation était inférieur à 20%.

[0057] Les échantillons ont été testés mécaniquement afin de déterminer leurs propriétés mécaniques statiques ainsi que leur résistance à la propagation des fissures. La limite d'élasticité en traction, la résistance ultime et l'allongement à la rupture sont fournis dans le tableau 5.

Tableau 5: Propriétés mécaniques des échantillons

Echantillon	Epaisseur	Sens L			Sens TL			45°		
	(mm)	R_m (MPa)	$Rp_{0,2}$ (MPa)	A (%)	R_m (MPa)	$Rp_{0,2}$ (MPa)	A (%)	R_m (MPa)	$Rp_{0,2}$ (MPa)	A (%)
A#1	4,5	573	549	11,0	559	528	12,0			
A#2	6,7	559	537	11,3	553	529	10,9	494	459	15,3
B	5	409	373	14,2	396	344	13,2	398	348	14,0
C	5	439	414	14,0	434	386	11,9	433	387	13,1
D	5				295	228	15,8			

[0058] Les propriétés mécaniques statiques des échantillons selon l'invention sont comparables à celles d'un alliage classique de la gamme 2XXX tolérant aux dommages, et sont inférieures à celles des alliages à résistance élevée tels que le 7475 ou le 2098 (A). La résistance de l'alliage de comparaison B est inférieure à celle de l'alliage selon l'invention (C), ce qui est peut-être lié à l'absence d'argent dans l'alliage de comparaison B. Les inventeurs considèrent que la teneur en cuivre et la teneur en zirconium inférieures de l'échantillon selon l'invention expliquent la résistance plus faible comparativement à l'alliage 2098 (échantillon A).

[0059] L'anisotropie de l'échantillon C selon l'invention est très faible comme l'illustre la figure 5 qui représente l'évolution normalisée de la limite élastique en fonction de l'orientation. Ainsi la limite d'élasticité en traction à 45° est légèrement supérieure à la limite d'élasticité en traction dans le sens TL, l'écart entre ces valeurs, défini par $(Rp_{0,2}(TL) - Rp_{0,2}(45°))/Rp_{0,2}(TL)$ est ainsi de -0,3%. En comparaison, cet écart est de 13,2 % pour l'échantillon de référence A#2 (AA2098).

[0060] De plus, l'échantillon C selon l'invention présente des propriétés de ténacité élevées.

[0061] Les courbes R des échantillons A#1, B et C sont fournies sur les figures 1 et 2, pour les directions T-L et L-T, respectivement. La figure 1 montre clairement que l'extension de fissure du dernier point valide de la courbe R ($Aa_{eff(max)}$) est beaucoup plus grande pour l'échantillon C de l'invention que pour l'échantillon de référence A#1. Ce paramètre est au moins aussi critique que les valeurs K_{app} du fait que, comme expliqué dans la description de l'art antérieur, la longueur de la courbe R est un paramètre important pour la conception du fuselage. La figure 2 montre la même tendance, mais la différence est plus faible car la direction L-T donne intrinsèquement de meilleurs résultats. Le tableau 6 résume les

résultats des essais de ténacité.

Tableau 6: Résultats des essais de ténacité

		T-L (éprouvette de largeur 760 mm)		L-T (éprouvette de largeur 760 mm)	
Echantillon	Epaisseur [mm]	K_{app} (MPa√m)	K_{eff} (MPa√m)	K_{app} (MPa√m)	K_{eff} (MPa√m)
A# 1	4,5	154	174	148	188
A#2	6,7	103	112	123	143
B	5,0	143	209	161	232
C	5,0	143	200	172	247

[0062] Les résultats issus de la courbe R sont regroupés dans le tableau 7. L'extension de fissure du dernier point valide de la courbe R est supérieure pour l'échantillon C de l'invention que pour l'échantillon A#1 de référence. Les inventeurs considèrent que plusieurs raisons peuvent être proposées pour expliquer cette performance. D'une manière inattendue, l'absence de Zr peut contribuer, directement ou indirectement, de façon majeure aux performances en termes de ténacité.

Tableau 7. Données de résumé de la courbe R

Δa_{eff} [mm]		10	20	30	40	50	60	70	80
Kr (Direction T-L) $(MPa\sqrt{m})$	A#1	125	161						
	B	102	128	147	162	176	188	199	210
	C	101	130	150	166	179	190	200	209
Kr (Direction L-T) $[MPa\sqrt{m}]$	A#1	115	141	159	174	185			
	B	106	139	162	181	197	211	224	236
	C	123	154	177	196	212	227	241	254

[0063] Les figures 3 et 4 montrent l'évolution de la vitesse de fissuration dans l'orientation T-L et L-T, respectivement, lorsque l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte varie. La largeur de l'échantillon était de 400 mm (éprouvette CCT 400) et

[0064] R = 0,1. On n'observe pas de différence majeure entre les échantillons A, B et C. La vitesse de fissuration de l'échantillon C est du même ordre de grandeur que dans celle typiquement obtenue pour les alliages AA6156 et AA2056.

[0065] La résistance à la corrosion intergranulaire des échantillons A#1, B et C a été testée selon la norme ASTM G110. Pour tous les échantillons, on n'a détecté aucune corrosion intergranulaire. La résistance à la corrosion intergranulaire était ainsi élevée pour l'échantillon selon l'invention.

[0066] D'autres avantages, caractéristiques et modifications apparaîtront facilement à l'homme du métier. Par conséquent, l'invention dans ses plus larges aspects n'est pas limitée aux détails spécifiques, ni aux dispositifs représentatifs, montrés et décrits ici. Par conséquent, diverses modifications peuvent être effectuées sans sortir de la portée du concept inventif général tel que défini par les revendications annexées.

Revendications

1. Alliage à base d'aluminium comprenant 2,1 à 2,8 % en poids de Cu, 1,1 à 1,7 % en poids de Li, 0,1 à 0,8 % en poids de Ag, 0,2 à 0,6 % en poids de Mg, 0,2 à 0,6 % en poids de Mn, une quantité de Fe et de Si inférieure ou égale à 0,1 % en poids chacun, balance Al et des impuretés inévitables à une teneur inférieure ou égale à 0,05% en poids chacune et 0,15% en poids au total, l'alliage étant sensiblement exempt de zirconium, ce qui signifie que la teneur en zirconium est inférieure à 0,04% en poids.

2. Alliage d'aluminium selon la revendication 1, comprenant 2,2 à 2,6 % en poids de Cu, 1,2 à 1,6 % en poids de Li, 0,2 à 0,6 % en poids de Ag, 0,3 à 0,5 % en poids de Mg, 0,2 à 0,5 % en poids de Mn.

3. Alliage d'aluminium selon la revendication 1, comprenant 2,3 à 2,5 % en poids de Cu, 1,3 à 1,5 % en poids de Li,

0,2 à 0,4 % en poids de Ag, 0,3 à 0,4 % en poids de Mg, ·0,3 à 0,4 % en poids de Mn.

4. Alliage d'aluminium selon une quelconque des revendications 1 à 3 dans lequel la teneur en zirconium est inférieure à 0,03% en poids et de préférence inférieure à 0,01% en poids.

5. Produit laminé, extrudé ou forgé comprenant un alliage selon l'une quelconque des revendications 1 à 4.

6. Produit selon la revendication 5 dont le taux de recristallisation est supérieur à 80%.

7. Produit laminé selon la revendication 5 ou la revendication 6 dont l'épaisseur n'excède pas 12,7 mm.

8. Procédé de fabrication d'une tôle en alliage d'aluminium possédant une résistance et une ténacité élevées, dans lequel .

(a) on coule une plaque comprenant 2,1 à 2,8 % en poids de Cu, 1,1 à 1,7% en poids de Li, 0,1 à 0,8 % en poids de Ag, 0,2 à 0,6 % en poids de Mg, 0,2 à 0,6 % en poids de Mn, une quantité de Fe et de Si inférieure ou égale à 0,1 % en poids chacun, balance Al, et des impuretés inévitables à une teneur inférieure ou égale à 0,05% en poids chacune et 0,15% en poids au total, l'alliage étant sensiblement exempt de zirconium, ce qui signifie que la teneur en zirconium est inférieure à 0,04% en poids,
(b) on homogénéise ladite plaque à 480 à 520°C pendant 5 à 60 heures,
(c) on lamine à chaud et optionnellement à froid ladite plaque en une tôle, avec une température initiale de laminage de 450 à 490°C,
(d) on met en solution ladite tôle à 480 à 520°C pendant 15 minutes à 4 heures,
(e) on trempe ladite tôle,
(f) on tractionne de façon contrôlée ladite tôle avec une déformation permanente de 1 à 5 %,
(g) on réalise un revenu de ladite tôle par chauffage à 140 à 170°C pendant 5 à 80 heures.

9. Procédé selon la revendication 8 dans lequel l'épaisseur des tôles obtenues est comprise entre 0, 8 mm et 12,7 mm et de préférence entre 1,6 mm et 9 mm.

10. rôle susceptible d'être obtenue par le procédé de la revendication 8 ou de la revendication 9, comprenant

(a) une limite d'élasticité $R_{p0,2}$ dans le sens L d'au moins 390 MPa et de préférence d'au moins 400 MPa,et/ou
(b) un écart entre la limite d'élasticité en traction $R_{p0,2}$ à 45° par rapport au sens du laminage et la limite d'élasticité en traction $Rp_{0,2}$dans le sens TL défini par ($R_{p0,2}$ (TL) - $R_{p0,2}$ (45°))/ $R_{p0,2}$ (TL) compris entre +5% et -5% et de préférence entre +3% et -3%, et/ou

(c) une ténacité en contrainte plane K_{app}, mesurée sur des éprouvettes de type CCT760 (2ao = 253 mm), d'au moins $100\ MPa\sqrt{m}$ et de préférence d'au moins $120\ MPa\sqrt{m}$, dans le sens T-L, et/ou
(d) et une extension de fissure du dernier point valide de la courbe R $\Delta a_{eff(max)}$ dans la direction T-L d'au moins 60 mm et préférentiellement d'au moins 80 mm.

11. Panneau de fuselage d'aéronef comprenant au moins une tôle selon la revendication 10.

12. Elément de structure destiné à une construction aéronautique comprenant au moins un produit selon la revendication 6, 7 ou 10.

Claims

1. An aluminium alloy comprising 2.1 to 2.8 wt.% Cu, 1.1 to 1.7 wt.% Li, 0.1 to 0.8 wt.% Ag, 0.2 to 0.6 wt.% Mg, 0.2 to 0.6 wt.% Mn, a content of Fe and Si less or equal to 0.1 wt.% each, and a content of unavoidable impurities less than or equal to 0.05 wt.% each and 0.15 wt.% total, the alloy being substantially zirconium free, which means that the zirconium content is less than 0.04 wt.%.

2. An aluminium alloy according to claim 1, comprising 2.2 to 2.6 wt.% Cu, 1.2 to 1.6 wt.% Li, 0.2 to 0.6 wt.% Ag, 0.3

to 0.5 wt.% Mg, and 0.2 to 0.5 wt.% Mn.

3. An aluminium alloy according to claim 1 comprising 2.3 to 2.5 wt.% Cu, 1.3 to 1.5 wt.% Li, 0.2 to 0.4 wt.% Ag, 0.3 to 0.4 wt.% Mg, and 0.3 to 0.4 wt.% Mn.

4. An aluminium alloy according to any of claims 1 to 3 wherein zirconium is less than 0.03 wt.% and preferably less than 0.01 wt.%.

5. An extruded, rolled and/or forged product comprising an alloy according to any of claims 1 to 4.

6. A product according to claim 5 wherein the recrystallization rate is at least 80%.

7. A rolled product according to claim 5 or according to claim 6 wherein thickness does not exceed 12.7 mm..

8. A method for producing an aluminum alloy plate having high fracture toughness and strength, said method comprising:

(a) casting an ingot comprising 2.1 to 2.8 wt.% Cu, 1.1 to 1.7 wt.% Li, 0.1 to 0.8 wt.% Ag, 0.2 to 0.6 wt.% Mg, and 0.2 to 0.6 wt.% Mn, a content of Fe and Si less than or equal to 0.1 wt.% each, <balance Al> and a content of unavoidable impurities less than or equal to 0.05 wt.% each and 0.15 wt.% total, the alloy being substantially zirconium free, which means that the zirconium content is less than 0.04 wt.%,
(b) homogenizing said ingot at 480-520 °C for 5 to 60 hours,
(c) hot rolling said ingot to a slab, with an hot rolling initial temperature of 450-490 °C and optionally cold rolling said slabs,
(d) solution heat treating said slabs at 480-520 °C for 15 min. to 4h,
(e) quenching said slabs,
(f) stretching said slabs with a permanent set from 1 to 5%,
(g) aging said slab by heating at 140-170 °C for 5 to 80 hours.

9. A method according to claim 8, wherein the thickness of said slab is between 0.8 mm and 12.7 mm and preferably between 1.6 mm and 9 mm.

10. A slab obtainable by a method of claim 8 or 9, said rolled product comprising

(a) a tensile yield strength in the L-direction of at least 390 MPa, and preferably at least 400 MPa, and/or
(b) a difference between the tensile yield strength at 45° to the rolling direction and the tensile yield strength in the LT direction as defined by (TYS (TL) - TYS (45°))/ TYS (TL) between +5% and - 5% and preferably between +3% and -3%"
(c) a plane stress fracture toughness K_{app}, measured on CCT760 (2ao = 253 mm) specimens, of at least 100 MPa √m, and preferentially at least 120 MPa √m in the T-L direction, and/or
(d) a crack extension of the last valid point of the R-curve $\square_{aeff(max)}$, in the T-L direction of at least 60 mm, and preferentially at least 80 mm.

11. An aircraft fuselage panel comprising at least one slab according to claim 10.

12. A structural member for aeronautical construction comprising at least one product according to claim 6, 7 or 10.

Patentansprüche

1. Legierung auf Aluminiumbasis, bestehend aus 2,1 bis 2,8 Gew.-% Cu, 1,1 bis 1,7 Gew.-% Li, 0,1 bis 0,8 Gew.-% Ag, 0,2 bis 0,6 Gew.-% Mg, 0,2 bis 0,6 Gew.-% Mn, einer Menge an Fe und Si von jeweils max. 0,1 Gew.-%, Rest Al und unvermeidbare Verunreinigungen mit einem Anteil von jeweils max. 0,05 Gew.-% und insgesamt max. 0,15 Gew.-%, wobei die Legierung im Wesentlichen zirkoniumfrei ist, was bedeutet, dass der Gehalt an Zirkonium weniger als 0,04 Gew.-% beträgt.

2. Aluminiumlegierung nach Anspruch 1, bestehend aus 2,2 bis 2,6 Gew.-% Cu, 1,2 bis 1,6 Gew.-% Li, 0,2 bis 0,6 Gew.-% Ag, 0,3 bis 0,5 Gew.-% Mg, 0,2 bis 0,5 Gew.-% Mn.

3. Aluminiumlegierung nach Anspruch 1, bestehend aus 2,3 bis 2,5 Gew.-% Cu, 1,3 bis 1,5 Gew.-% Li, 0,2 bis 0,4 Gew.-% Ag, 0,3 bis 0,4 Gew.-% Mg, 0,3 bis 0,4 Gew.-% Mn.

4. Aluminiumlegierung nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 3, wobei der Gehalt an Zirkonium weniger als 0,03 Gew.-% und vorzugsweise weniger als 0,01 Gew.-% beträgt.

5. Walz-, Strangpress- oder Schmiedeerzeugnis, bestehend aus einer Legierung nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 4.

6. Erzeugnis nach Anspruch 5, dessen Rekristallisationsgrad mehr als 80 % beträgt.

7. Walzerzeugnis nach Anspruch 5 oder Anspruch 6, dessen Dicke 12,7 mm nicht übersteigt.

8. Verfahren zur Herstellung eines Blechs aus Aluminiumlegierung mit hoher Festigkeit und hoher Bruchzähigkeit, bei dem

(a) ein Walzbarren gegossen wird, bestehend aus 2,1 bis 2,8 Gew.-% Cu, 1,1 bis 1,7 Gew.-% Li, 0,1 bis 0,8 Gew.-% Ag, 0,2 bis 0,6 Gew.-% Mg, 0,2 bis 0,6 Gew.-% Mn, einer Menge an Fe und Si von jeweils max. 0,1 Gew.-%, Rest Aluminium und unvermeidbare Verunreinigungen mit einem Anteil von jeweils max. 0,05 Gew.-% und insgesamt max. 0,15 Gew.-%, wobei die Legierung im Wesentlichen zirkoniumfrei ist, was bedeutet, dass der Gehalt an Zirkonium weniger als 0,04 Gew.-% beträgt,
(b) der Walzbarren bei 480 bis 520°C für 5 bis 60 Stunden homogenisiert wird,
(c) der Walzbarren mit einer Walzanfangstemperatur von 450 bis 490°C zu einem Blech warmgewalzt und optional kaltgewalzt wird,
(d) das Blech bei 480 bis 520°C für 15 Minuten bis 4 Stunden lösungsgeglüht wird,
(e) das Blech abgeschreckt wird,
(f) das Blech mit 1 bis 5 % bleibender Verformung kontrolliert gereckt wird,
(g) das Blech durch Erwärmen auf 140 bis 170°C für 5 bis 80 Stunden warmausgelagert wird.

9. Verfahren nach Anspruch 8, bei dem die Dicke der erhaltenen Bleche zwischen 0,8 mm und 12,7 mm und vorzugsweise zwischen 1,6 und 9 mm liegt.

10. Blech, herstellbar durch das Verfahren des Anspruchs 8 oder des Anspruchs 9, aufweisend

(a) eine Dehngrenze $R_{p0,2}$ in L-Richtung (Längsrichtung) von mindestens 390 MPa und vorzugsweise mindestens 400 MPa, und/oder
(b) eine Differenz zwischen der Dehngrenze bei Zugbelastung $R_{p0,2}$ bei 45° zur Walzrichtung und der Dehngrenze bei Zugbelastung $R_{p0,2}$ in TL-Richtung (Quer-Längsrichtung), definiert durch $(R_{p0,2}(TL) - R_{p0,2}(45))/R_{p0,2}(TL)$, im Bereich zwischen +5% und -5% und vorzugsweise zwischen +3% und -3% und /oder
(c) eine Bruchzähigkeit bei ebener Spannung K_{app}, gemessen an Proben vom Typ CCT760 (2ao = 253 mm),

von mindestens $100\,MPa\sqrt{m}$ und vorzugsweise mindestens $120\,MPa\sqrt{m}$ in TL-Richtung, und/oder

(c) eine Rissverlängerung $\Delta a_{eff(max)}$ des letzten gültigen Messpunkts der R-Kurve in TL-Richtung von mindestens 60 mm und vorzugsweise mindestens 80 mm.

11. Rumpfhautfeld für ein Luftfahrzeug, bestehend aus mindestens einem Blech nach Anspruch 10.

12. Strukturelement für den Flugzeugbau, bestehend aus mindestens einem Erzeugnis nach Anspruch 6, 7 oder 10.

Figure 1

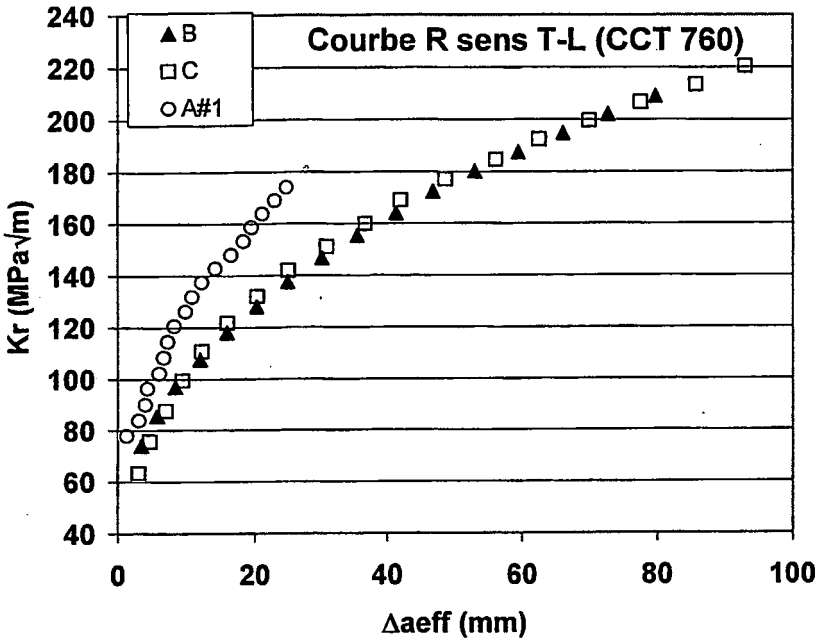


Figure 2

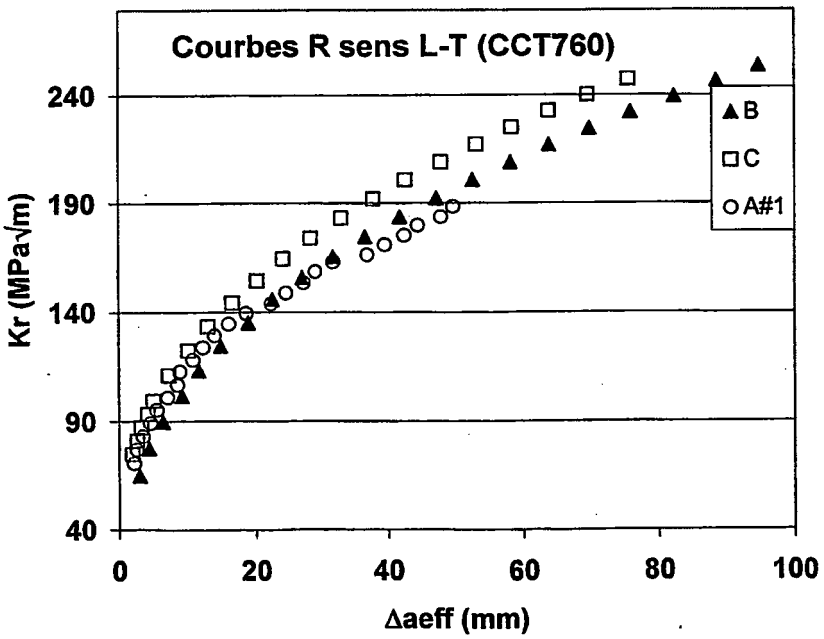


Figure 3

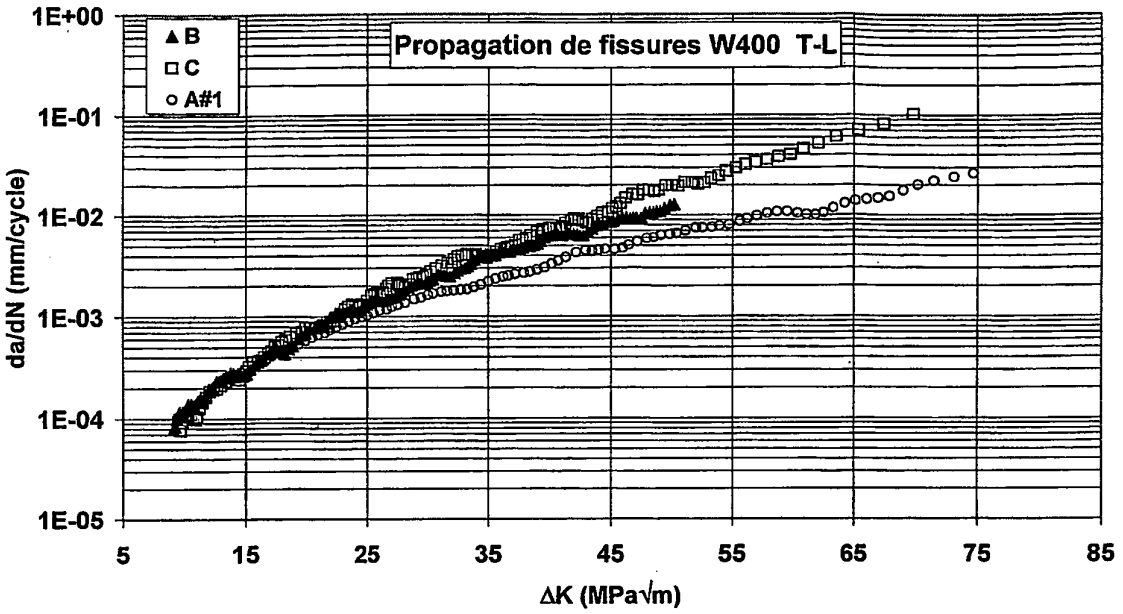


Figure 4

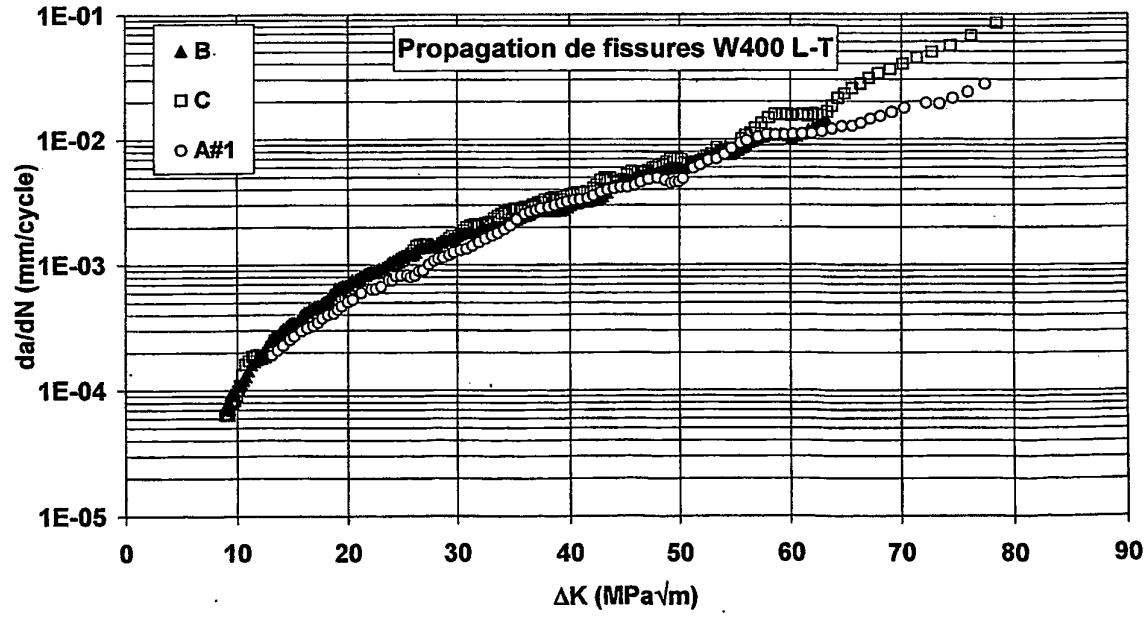
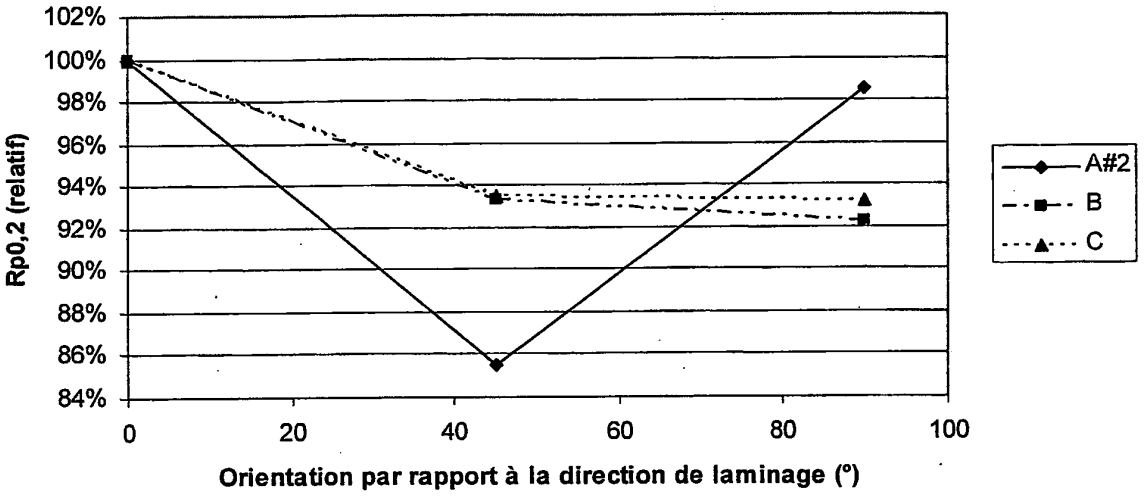


Figure 5


102%
100%
98%
96%
94%
92%
90%
88%
86%
84%
Rp0,2 (relatif)
0
20
40
60
80
100
Orientation par rapport à la direction de laminage (°)
A#2
B
C

RÉFÉRENCES CITÉES DANS LA DESCRIPTION

Cette liste de références citées par le demandeur vise uniquement à aider le lecteur et ne fait pas partie du document de brevet européen. Même si le plus grand soin a été accordé à sa conception, des erreurs ou des omissions ne peuvent être exclues et l'OEB décline toute responsabilité à cet égard.

Documents brevets cités dans la description

- US 5032359 A, Pickens, Martin Marietta **[0006]**
- WO 2004106570 A **[0006]**
- WO 2004106570 A1 **[0007]**
- US 5234662 A **[0008]**
- US 4961792 A **[0010]**
- US 5066342 A **[0010]**

Littérature non-brevet citée dans la description

- Alliages aluminium-lithium. Aluminium and Aluminium Alloys. ASM Specialty Handbook, 1994 **[0004]**
- *Metallurgical Transactions A.,* vol. 13A, 2267 **[0004]**