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

(11) **EP 1 382 698 B2**

(12) **NOUVEAU FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**
Après la procédure d'opposition

(45) Date de publication et mention de la décision concernant l'opposition:
09.01.2013 Bulletin 2013/02

(45) Mention de la délivrance du brevet:
26.05.2004 Bulletin 2004/22

(21) Numéro de dépôt: **03356108.5**

(22) Date de dépôt: **09.07.2003**

(51) Int Cl.:
C22C 21/12 *(2006.01)* ***C22C 21/16*** *(2006.01)*
C22C 21/18 *(2006.01)*

(54) Produit corroyé en alliage Al-Cu-Mg pour élément de structure d'avion

Knetprodukt aus Al-Cu-Mg-Legierung für das Strukturbauteil eines Flugzeugs

Wrought product in Al-Cu-Mg alloy for aircraft structural element

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

(30) Priorité: **11.07.2002 FR 0208737**

(43) Date de publication de la demande:
21.01.2004 Bulletin 2004/04

(73) Titulaire: **Constellium France**
75008 Paris (FR)

(72) Inventeurs:
- **Warner, Timothy**
  Ravenswood, WV 26164 (US)
- **Dif, Ronan**
  38590 Saint Etienne de Saint Geoirs (FR)
- **Bes, Bernard**
  38180 Seyssins (FR)
- **Ribes, Hervé**
  63500 Issoire (FR)

(74) Mandataire: **Butruille, Jean-Remi Pierre Marie et al**
Constellium CRV
Service Propriété Industrielle
Parc Economique Centr'Alp
725, rue Aristide Bergès, BP 27
38341 Voreppe Cedex (FR)

(56) Documents cités:
EP-A- 0 473 122
EP-A- 0 731 185
EP-A- 1 045 043
GB-A- 1 133 113
JP-A- 03 236 441
US-A- 3 333 990
US-A- 3 826 688

EP 1 382 698 B2

Description

Domaine de l'invention

[0001] L'invention concerne des éléments de structure d'avion, notamment des tôles pour fuselage d'avions commerciaux de grande capacité, réalisés à partir de produits laminés, filés ou forgés en alliage AlCuMg à l'état traité par mise en solution, trempe et écrouissage à froid, et présentant, par rapport aux produits de l'art antérieur utilisés pour la même application, un compromis amélioré entre les différentes propriétés d'emploi requises.

Etat de la technique

[0002] Le fuselage d'avions commerciaux de grande capacité est typiquement constitué d'une peau en tôles en alliage de type AlCuMg, ainsi que de raidisseurs longitudinaux et de cadres circonférentiels. On utilise le plus souvent un alliage de type 2024 qui a, selon la désignation de l'Aluminum Association ou la norme EN 573-3 la composition chimique suivante (% en poids) :
Si < 0,5 Fe < 0,5 Cu : 3,8 - 4,9 Mg : 1,2 - 1,8 Mn : 0,3 - 0,9 Cr < 0,10 Zn < 0,25 Ti < 0,15.

[0003] On utilise également des variantes de cet alliage. On demande à ces éléments structuraux un compromis entre plusieurs propriétés telles que : la résistance mécanique (i.e. les caractéristiques mécaniques statiques), la tolérance aux dommages (ténacité et vitesse de fissuration en fatigue), la résistance à la fatigue (notamment oligocyclique), la résistance aux différentes formes de corrosion, l'aptitude à la mise en forme. Dans certains cas, notamment pour les avions supersoniques, la résistance au fluage peut être critique.

[0004] Dans le but d'améliorer le compromis entre les différentes propriétés requises, notamment la résistance mécanique et la ténacité, diverses solutions alternatives ont été proposées. Boeing a développé l'alliage 2034 de composition :
Si < 0,10 Fe < 0,12 Cu: 4,2 - 4,8 Mg: 1,3 - 1,9 Mn: 0,8 - 1,3 Cr < 0,05 Zn < 0,20 Ti < 0,15 Zr : 0,08 - 0,15

[0005] Cet alliage a fait l'objet du brevet EP 0 031 605 (= US 4 336 075). Il présente, par rapport au 2024 à l'état T351, une meilleure limite d'élasticité spécifique due à l'augmentation de la teneur en manganèse et à l'ajout d'un autre antirecristallisant (Zr), ainsi qu'une ténacité et une résistance à la fatigue améliorées.

[0006] Le brevet US 5 652 063 (Alcoa) concerne un élément de structure d'avion réalisé à partir d'un alliage de composition (% en poids) :
Cu : 4,85 - 5,3 Mg: 0,51 - 1,0 Mn : 0,4 - 0,8 Ag: 0,2 - 0,8 Si < 0,1 Fe < 0,1 Zr < 0,25 avec Cu/Mg compris entre 5 et 9.
La tôle de cet alliage à l'état T8 présente une limite d'élasticité > 77 ksi (531 MPa). L'alliage est particulièrement destiné aux avions supersoniques.

[0007] Le brevet EP 0 473 122 (= US 5 213 639) d'Alcoa décrit un alliage, enregistré à l'Aluminum Association comme 2524, de composition : Si < 0,10 Fe < 0,12 Cu : 3,8 - 4,5 Mg : 1,2 - 1,8 Mn : 0,3 - 0,9 pouvant contenir éventuellement un autre antirecristallisant (Zr, V, Hf, Cr, Ag ou Sc). Cet alliage est destiné plus particulièrement aux tôles minces pour fuselage et présente une ténacité et une résistance à la propagation de fissures améliorées par rapport au 2024.

[0008] La demande de brevet EP 0 731 185 de la demanderesse concerne un alliage, enregistré ultérieurement sous le n° 2024A, de composition : Si < 0,25 Fe < 0,25 Cu : 3,5 - 5 Mg : 1 - 2 Mn < 0,55 avec la relation : 0 < Mn - 2Fe < 0,2
Les tôles épaisses en cet alliage présentent à la fois une ténacité améliorée et un niveau réduit de contraintes résiduelles, sans perte sur les autres propriétés.

[0009] Le brevet US 5 593 516 (Reynolds) concerne un alliage pour applications aéronautiques contenant de 2,5 à 5,5% Cu et 0,1 à 2,3% Mg, dans lequel les teneurs en Cu et Mg sont maintenues en dessous de leur limite de solubilité dans l'aluminium, et sont liées par les équations :

$$Cu_{max} = 5{,}59 - 0{,}91\ Mg \quad \text{et} \quad Cu_{min} = 4{,}59 - 0{,}91 Mg$$

L'alliage peut contenir également : Zr < 0,20% V < 0,20% Mn < 0,80% Ti < 0,05% Fe < 0,15% Si < 0,10%.

[0010] Les brevets US 5 376 192 et US 5 512 112, issus de la même demande initiale, concernent des alliages de ce type contenant de 0,1 à 1% d'argent. On peut remarquer que l'utilisation d'argent dans ce type d'alliage conduit à

une augmentation du coût d'élaboration et des difficultés pour le recyclage des chutes de fabrication.

[0011] La demande de brevet EP 1 170 394 A2 (Alcoa) décrit quatre alliages de type AlCu qui ont, respectivement, la composition

Cu 4,08 , Mn 0,29 , Mg 1,36 , Zr 0,12, Fe 0,02, Si 0,01;
Cu 4,33 , Mn 0,30, Mg 1,38 , Zr 0,10, Fe 0,01 , Si 0,00 ;
Cu 4,09, Mn 0,58 , Mg 1,35 , Zr 0,11 , Fe 0,02 , Si 0,01 ; et
Cu 4,22 , Mn 0,66 , Mg 1,32 , Zr 0,10, Fe 0,01 , Si 0,01.

Le brevet enseigne comment transformer ces produits en tôles présentant une structure à grains allongés, dans laquelle les grains montrent un rapport de longueur sur épaisseur supérieur à 4. En respectant à la fois une microstructure et une texture bien spécifiques, ce produit a de bonnes caractéristiques de résistance mécanique et de tolérance aux dommages. Un des inconvénients de ces alliages est d'être basé sur un aluminium de grande pureté (très faible teneur en silicium et fer), qui est cher. Un autre brevet du même demandeur, US 5,630,889, divulgue une tôle à l'état T6 ou T8 en alliage AlCuMg contenant :

Cu 4,66, Mg 0,81, Mn 0,62, Fe 0,06, Si 0,04, Zn 0,36 %.

Un ajout d'argent améliore les propriétés de cet alliage. Toutefois, l'argent est un élément coûteux, et il limite les possibilités de recyclage des produits ainsi obtenus ainsi que de leurs chutes de production, ce qui contribue à augmenter encore plus le coût de revient desdits produits.

[0012] La présente invention a pour but d'obtenir des éléments de structure d'avion, et notamment des éléments de fuselage, en alliage AlCuMg, présentant, par rapport à l'art antérieur, une tolérance aux dommages améliorée, une résistance mécanique au moins égale, une résistance à la corrosion améliorée, et ceci sans recourir à des éléments d'addition coûteux et gênants pour le recyclage.

Objet de l'invention

[0013] L'invention a pour objet un produit corroyé, notamment un produit laminé, filé ou forgé, en alliage de composition (% en poids) :

Cu 3,80 - 4,30, Mg 1,25 - 1,45, Mn 0,20 - 0,50, Zn 0,40 - 0,70, Zr $\leq$ 0,05, Fe < 0,15, Si < 0,15, Ag < 0,01

autres éléments < 0,05 chacun et < 0,15 au total, reste Al,

le dit produit pouvant être traité par mise en solution, trempe, et écrouissage à froid, avec une déformation permanente comprise entre 0,5 % et 15 %, préférentiellement entre 1 % et 5 %, et encore plus préférentiellement entre 1,5 % et 3,5 %. L'écrouissage à froid peut être obtenu par traction contrôlée et/ou transformation à froid, par exemple laminage ou étirage.

[0014] L'invention a également pour objet un élément de structure pour construction aéronautique, notamment un élément de fuselage d'aéronef, fabriqué à partir d'un tel produit corroyé, et notamment à partir d'un tel produit laminé.

Description de l'invention

[0015] Sauf mention contraire, toutes les indications relatives à la composition chimique des alliages sont exprimées en pourcent massique. Par conséquent, dans une expression mathématique, « 0,4 Zn » signifie : 0,4 fois la teneur en zinc, exprimée en pourcent massique ; cela s'applique mutatis mutandis aux autres éléments chimiques. La désignation des alliages suit les règles de The Aluminum Association. Les états métallurgiques sont définis dans la norme européenne EN 515. Sauf mention contraire, les caractéristiques mécaniques statiques, c'est-à-dire la résistance à la rupture R_m, la limite élastique $R_{p0,2}$, et l'allongement à la rupture A, sont déterminées par un essai de traction selon la norme EN 10002-1. Le terme « produit filé » inclut les produits dits « étirés », c'est-à-dire des produits qui sont élaborés par filage suivi d'un étirage.

[0016] Dans les alliages AlCuMg de l'art antérieur les plus performants pour la fabrication d'éléments de structure de fuselage d'avion, un bon niveau de ténacité est obtenu en spécifiant des niveaux très bas en fer et en silicium, et en limitant les teneurs en cuivre et en magnésium pour faciliter la mise en solution des particules intermétalliques grossières. Pour obtenir un niveau suffisant de résistance mécanique, l'homme de métier est enclin à maintenir une teneur significative en manganèse, puisque celui-ci contribue au durcissement de l'alliage. La quasi-totalité des alliages de la série 2xxx ne contiennent pas plus que 0,25 % de zinc.

[0017] La teneur en cuivre de l'alliage selon l'invention est comprise entre 3,80 et 4,30 %, et de préférence entre 4,05 et 4,30 % ; elle se situe donc dans la moitié basse de l'intervalle de teneur de l'alliage 2024, de manière à limiter la fraction volumique résiduelle de particules grossières au cuivre. Pour la même raison, l'intervalle de la teneur en magnésium, qui doit être comprise entre 1,25 et 1,45 % et de préférence entre 1,28 et 1,42 %, est décalé vers le bas par rapport à celui du 2024. La teneur en manganèse est maintenue entre 0,20 et 0,50 %, de préférence entre 0,30 et 0,50,

et encore plus préférentiellement entre 0,35 et 0,48 %. La mise en oeuvre de l'invention ne nécessite pas d'ajout significatif de zirconium à une teneur supérieure à 0,05 %.

[0018] La présente invention nécessite un contrôle soigneux de la teneur en zinc, l'alliage étant déchargé en cuivre, magnésium et manganèse. La teneur en zinc doit être comprise entre 0,40 et 0,70 %, et préférentiellement entre 0,50 et 0,70 %. Dans un mode de réalisation avantageux, lorsque les teneurs en cuivre, magnésium et manganèse sont inférieures à, respectivement, 4,20 %, 1,38 % et 0,42 %, il est préférable que la teneur en zinc soit au moins égale à (1,2Cu - 0,3Mg + 0,3Mn - 3,75).

[0019] Selon les constatations de la demanderesse, ce déchargement de la teneur en cuivre, magnésium et manganèse et l'ajout d'une quantité exactement contrôlée de zinc conduit, en utilisant des procédés de mise en oeuvre appropriés, à des tôles qui ont approximativement la même résistance mécanique, mais une meilleure tolérance aux dommages par rapport aux tôles qui ne contiennent pas cet ajout de zinc, à une formabilité au moins aussi bonne, et à une meilleure résistance à la corrosion.

[0020] Les teneurs en silicium et en fer sont maintenues chacune en dessous de 0,15%, et de préférence en dessous de 0,10%, pour avoir une bonne ténacité. L'homme du métier sait que la diminution de la teneur en fer et silicium améliore la tolérance aux dommages des alliages AlCuMg et AlZnMgCu utilisés en construction aéronautique (voir l'article de J.T. Staley, « Microstructure and Toughness of High Strength Aluminium Alloys », paru dans « Properties Related to Fracture Toughness », ASTM STP605, ASTM, 1976, pp. 71-103). Toutefois, ce n'est que dans des cas très particuliers (en fonction du type d'alliage et de l'application visée) que le gain en tolérance aux dommages lié à l'utilisation d'un aluminium contenant moins de 0,06 % de fer et silicium chacun est suffisamment important pour pouvoir être valorisé. La mise en oeuvre de la présente invention n'exige pas que la teneur en fer et silicium soit inférieure à 0,06% chacun, car dans l'intervalle de composition sélectionné, la tolérance aux dommages est très bonne.

[0021] Enfin, contrairement aux alliages décrits dans les brevets US 5 376 192, US 5 512 112 et US 5 593 516, l'alliage ne contient aucune addition d'argent, ni d'un autre élément susceptible d'augmenter le coût de production de l'alliage et de polluer les autres alliages produits sur le même site par recyclage des chutes de fabrication.

[0022] Le procédé de fabrication préféré comporte la coulée de plaques, dans le cas où le produit à fabriquer est une tôle laminée, ou de billettes dans le cas où il s'agit d'un profilé filé ou d'une pièce forgée. La plaque ou la billette est scalpée, puis homogénéisée entre 450 et 500 °C. On effectue ensuite la transformation à chaud par laminage, filage ou forgeage, éventuellement complétée par une étape de transformation à froid. Le demi-produit laminé, filé ou forgé est ensuite mis en solution entre 480 et 505°C, de manière à ce que cette mise en solution soit aussi complète que possible, c'est-à-dire que le maximum de phases potentiellement solubles, notamment les précipités Al_2Cu et Al_2CuMg, soient effectivement remises en solution. La qualité de la mise en solution peut être appréciée par analyse enthalpique différentielle (AED) en mesurant l'énergie spécifique à l'aide de l'aire du pic sur le thermogramme. Cette énergie spécifique doit être, de préférence, inférieure à 2 J/g.

[0023] Puis on procède à la trempe à l'eau froide, et ensuite à un écrouissage à froid conduisant à un allongement permanent compris entre 0,5 % et 15%. Cet écrouissage à froid peut être une traction contrôlée avec un allongement permanent compris entre 1 et 5 % amenant le produit à un état T351. On préfère une traction contrôlée avec un allongement permanent compris entre 1,5 % et 3,5 %. Ce peut être aussi une transformation à froid par laminage dans le cas des tôles ou par étirage dans le cas des profilés, avec un allongement permanent pouvant aller jusqu'à 15%, amenant le produit à l'état T39, ou à l'état T3951 si on combine le laminage ou l'étirage avec la traction. Le produit subit enfin un vieillissement naturel à température ambiante. La microstructure finale est en général largement recristallisée, avec des grains relativement fins et assez équiaxes.

[0024] Le produit selon la présente invention se prête bien pour l'utilisation en tant qu'élément de structure d'aéronef, par exemple en tant qu'élément de peau de fuselage, et notamment comme élément pour la tôle de revêtement (peau) de fuselage. Ces tôles, de préférence plaquées, sont d'une épaisseur comprise entre 1 et 16 mm, et présentent une bonne résistance à la corrosion intergranulaire ainsi qu'à la corrosion sur assemblage riveté. Elles présentent une résistance à la rupture au sens L et / ou sens TL supérieure à 430 MPa, et préférentiellement supérieure à 440 MPa, et une limite d'élasticité en sens L et / ou TL supérieure à 300 MPa, et préférentiellement supérieure à 320 MPa. Elles présentent une bonne formabilité (allongement à rupture au sens L et / ou TL supérieur à 19 % et préférentiellement supérieur à 20 %), et une tolérance aux dommages Kr, calculée à partir d'une courbe R obtenue selon ASTM E 561 pour une valeur Δa_{eff} de 60 mm, supérieure à 165 MPa$\sqrt{m}$ dans les sens T-L et L-T, supérieure à 180 MPa$\sqrt{m}$ dans le sens L-T, ainsi qu'une vitesse de propagation de fissures da/dN, déterminée selon la norme ASTM E 647 dans le sens T-L ou L-T pour une valeur ΔK de 50 MPa$\sqrt{m}$, inférieure à $2{,}5.10^{-2}$ mm / cycle (et préférentiellement inférieure à $2{,}0\ 10^{-2}$ mm / cycle) et un rapport de charges R=0,1. Ce type de compromis de propriétés est particulièrement adéquat pour le revêtement de fuselage. La tôle selon l'invention peut être une tôle plaquée d'au moins une face avec un alliage de la série 1xxx, et préférentiellement avec un alliage sélectionné dans le groupe constitué par les alliages 1050, 1070, 1300 et 1145.

[0025] Compte tenu du fait que le rivetage est le mode d'assemblage le plus fréquemment utilisé pour des peaux de fuselage, on préfère pour l'application comme revêtement de fuselage des tôles plaquées selon l'invention qui résistent

particulièrement bien à la corrosion par couplage galvanique dans un assemblage riveté. Plus particulièrement, on préfère des tôles plaquées qui montrent un courant de corrosion galvanique inférieur à 4μA/cm^2, et préférentiellement inférieur à 2,5μA/cm^2, pour une exposition allant jusqu'à 200 heures, pendant des essais de corrosion dans un assemblage riveté, en plaçant l'alliage d'âme dans un solution non désaérée contenant 0,06 M de NaCl et l'alliage de placage dans une solution à 0,02 M de $AlCl_3$ désaérée par barbotage d'azote.

[0026] Dans les exemples qui suivent on décrit à titre d'illustration des modes de réalisation avantageux de l'invention. Ces exemples n'ont pas de caractère limitatif.

Exemples

Exemple 1

[0027] On a élaboré quatre alliages N0, N1, N2 et N3, la composition chimique de N0, N1 et N2 étant conforme à l'invention. Le métal liquide a été traité d'abord dans le four de maintien par injection de gaz à l'aide d'un rotor de type connu sous la marque IRMA, et puis dans une poche de type connu sous la marque Alpur. L'affinage a été fait en ligne, c'est-à-dire entre le four de maintien et la poche Alpur, avec du fil AT5B (0,7 kg/t pour N0, N1 et N3, 0,3 kg/t pour N2). On a coulée des plaques de 3,0 m de long et de section 1450 mm x 377 mm (sauf pour N3 : section 1450 x 446 mm). Elles ont été détendues pendant 10h à 350°C.

[0028] Des plaques en alliage 2024 selon l'art antérieur (références E et F) ont également été élaborés selon le même procédé.

[0029] Les compositions chimiques des alliages N0, N1, N2, N3, E et F, mesurées sur un pion de spectrométrie prélevé dans le chenal de coulée, sont rassemblées dans le tableau 1 :

Tableau 1 :

Composition chimique							
Alliage	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Cr
N0	0,03	0,08	4,16	0,41	1,35	0,59*	0,001
N1	0,03	0,08	4,00	0,40	1,22	0,63	
N2	0,03	0,07	3,98	0,39	1,32	0,59	
N3	0,06	0,07	4,14	0,43	1,26	1,28 *	
E	0,06	0,19	4,14	0,51	1,36	0,11	0,007
F	0,06	0,16	4,15	0,51	1,38	0,12	0,014
Placage 1050	0,14	0,25	0,003	0,029	0,001	0,017	
* analyse chimique effectuée sur solutions							

[0030] Dans tous les cas, le placage en alliage 1050 correspond à environ 2 % de l'épaisseur.

[0031] Pour les alliages selon l'art antérieur (alliages E et F), les plaques ont été réchauffées aux alentours de 450°C, puis laminées à chaud au laminoir réversible jusqu'à une épaisseur d'environ 20 mm. Les bandes ainsi obtenues ont été laminées sur un laminoir tandem à trois cages jusqu'à une épaisseur finale voisine de 5 mm, puis bobinées (à des températures de 320°C et 260°C, respectivement pour les alliages F et E). Dans le cas de l'alliage F, la bobine ainsi obtenue a été laminée à froid jusqu'à une épaisseur de 3,2 mm. Des tôles ont été découpées, mise en solution en four à bain de sel à une température de 498,5°C pendant une durée de 30 min (tôle E d'épaisseur 5 mm) ou 25 min (tôle F d'épaisseur 3,2 mm), puis parachevées (défripage suivi d'une traction contrôlée avec un allongement permanent compris entre 1.5 et 3%).

[0032] S'agissant des alliages selon l'invention, la plaque N0 a subi le cycle d'homogénéisation suivant :
8h à 495°C + 12h à 500°C (valeurs nominales)
alors que les alliages N1, N2 et N3 ont subi une homogénéisation de 12 h à 500 °C.

[0033] Après un réchauffage (environ 18 h entre 425 et 445 °C), les plaques ont été laminées à chaud (température d'entrée : 413 °C) jusqu'à une épaisseur d'environ 90 mm. La bande N0 ainsi obtenue a été coupée en deux dans le sens perpendiculaire à la direction de laminage. On a ainsi obtenu deux bandes, repérées N01 et N02. Ces bandes ont été laminées sur un laminoir à chaud tandem 3 cages jusqu'à une épaisseur finale de 6 mm (température de bobinage environ 320 - 325 °C).

[0034] Une plaque de l'alliage N1 et N3 et une plaque de l'alliage N3 ont été laminées à chaud à 5.5 mm avant d'être

laminées à froid à l'épaisseur finale de 3.2 mm, et une autre plaque de l'alliage N1 a été laminée à chaud à 4.5 mm avant d'être laminée à froid à l'épaisseur finale de 1.6 mm.

[0035] Une plaque de l'alliage N2 a été laminée à chaud à l'épaisseur finale de 6 mm (température de bobinage tandem 270°C).

[0036] La bobine N01 n'a pas subi d'autre passe de laminage, tandis que la bobine N02 a été laminée à froid jusqu'à une épaisseur finale de 3,2 mm.

[0037] Les tôles une fois débitées ont été mises en solution dans un four à bain de sel (épaisseur 6 mm : 60 minutes à 500 °C ; épaisseur 3,2 mm : 40 minutes à 500 °C ; épaisseur 1 ,6 mm : 30 minutes à 500 °C) suivie d'une trempe à l'eau à environ 23 °C. Après trempe, les tôles ont subi un défripage et une traction avec un allongement permanent cumulé compris entre 1,5 et 3,5 %. Le temps d'attente entre trempe et défripage ne dépassait pas 6 heures.

[0038] On a mesuré la résistance à la rupture R_m (en MPa), la limite d'élasticité conventionnelle à 0,2% d'allongement $R_{p0,2}$ (en MPa) et l'allongement à la rupture A (en %) par un essai de traction selon EN 10002-1.

[0039] Les résultats des mesures des caractéristiques mécaniques statiques à l'état T351 sont présentés dans le tableau 2 :

Tableau 2 :

Caractéristiques mécaniques statiques							
Tôle	Ep [mm]	Sens L			Sens TL		
		R_m[MPa]	$R_{p0,2}$ [MPa]	A [%]	R_m [MPa]	$R_{p0,2}$ [MPa]	A [%]
N01	6,0	442	336	22,8	442	323	23,5
N02	3,2	456	353	20,3	449	318	24,7
N1	1,6	455	359	20,2	434	298	21,8
N1	3,2	460	360	19,3	438	308	22,3
N2	6	471	384	19,8	462	343	19,9
N3	3,2	453	360	21,3	443	317	24,2
E	5,0	Non mesuré			456	341	17.7
F	3,2				454	318	19.2

[0040] L'aptitude à la mise en forme caractérisée par la ductilité en traction (valeur de l'allongement A) semble meilleure pour l'alliage selon l'invention, et ce, pour les deux épaisseurs considérées. La formabilité des tôles d'épaisseur supérieure à 4mm a été également caractérisée à l'aide de l'essai LDH (Limit Dome Height) sur des formats de 500 mm x 500 mm à l'état T351. Les résultats suivants ont été obtenus :

Tôle N01 (ép. 6 mm)	LDH = 81 mm
Tôle E (ép. 5 mm)	LDH = 75 mm

Cela confirme la meilleure aptitude à la mise en forme de l'alliage selon l'invention.

[0041] La tolérance au dommage a été caractérisé de plusieurs façons. La courbe R a été mesurée selon la norme ASTM E 561 sur des éprouvettes de type CCT, de largeur W = 760 mm, 2a0 = 253 mm, e = épaisseur de la tôle, avec un pilotage en déplacement de piston et une vitesse de traction de 1 mm/min, en utilisant un montage anti-voilage en acier. Les éprouvettes étaient prélevées au sens T-L et au sens L-T. On a calculé la valeur de K_r [MPa$\sqrt{m}$] pour différentes valeurs de Δa_{eff} [mm].

[0042] Les résultats sont indiqués dans le tableau 3 :

Tableau 3 :

Résultats de l'essai de courbe R								
Tôle	Ep [mm]	sens	K_r [MPa√m] pour une valeur Δa_{eff} de					
			10 mm	20 mm	30 mm	40 mm	50 mm	60 mm
N02	3,2	T-L	81	108	129	148	164	180
N01	6,0	T-L	77	105	127	144	159	173
N1	1,6	T-L	102	123	138	152	164	175
N1	3,2	T-L	85	110	130	147	161	175
N2	6	T-L	89	117	137	153	167	179
N3	3,2	T-L	91	119	139	155	168	181
F	3,2	T-L	82	107	125	139	151	162
E	5,0	T-L	83	105	120	132	142	151
N2	3,2	L-T	84	119	145	166	184	199
N1	6,0	L-T	90	122	145	163	179	193
N1	1,6	L-T	92	118	138	157	174	191
N1	3,2	L-T	88	119	142	162	179	196
N2	6	L-T	87	121	145	164	180	194
N3	3,3	L-T	93	125	148	168	184	199
E	5,0	L-T	104	126	141	154	165	174

[0043] On constate que pour des fortes valeurs de Δa_{eff} [mm], le produit selon l'invention dépasse le produit standard en alliage 2024.

[0044] Le produit selon l'invention présente donc une meilleure résistance à la rupture dans le cas d'un panneau fissuré.

[0045] La vitesse de fissuration da/dN (en mm/cycle) pour différents niveaux de ΔK (exprimés en MPa√m) a été déterminée selon la norme ASTM E 647 sur des éprouvettes de type CCT prélevées dans le sens T-L et dans le sens L-T, de largeur W = 400 mm, 2ao = 4 mm, e = épaisseur de la tôle, dans des conditions de R = 0,1 et avec une contrainte maximale de 120 MPa et un dispositif anti-voilage pour les éprouvettes d'épaisseur inférieure à 3,2 mm. Les résultats sont indiqués dans le tableau 4.

Tableau 4 :

Résultats de l'essai de vitesse de propagation							
Tôle	Ep [mm]	sens	da/dN [mm / cycle] pour ΔK[MPa√m] de				
			10	20	30	40	50
N02	3,2	T-L	$1,5\ 10^{-4}$	$6,5\ 10^{-4}$	$1,5\ 10^{-3}$	$0,4\ 10^{-2}$	$1,0\ 10^{-2}$
N01	6,0	T-L	$1,5\ 10^{-4}$	$9,3\ 10^{-4}$	$1,8\ 10^{-3}$	$0,6\ 10^{-2}$	$1,4\ 10^{-2}$
N1	1.6	T-L	$1.6\ 10^{-4}$	$4.6\ 10^{-4}$	$1.4\ 10^{-3}$	$0.4\ 10^{-2}$	$1.0\ 10^{-2}$
N1	3.2	T-L	$1.8\ 10^{-4}$	$7.2\ 10^{-4}$	$1.6\ 10^{-3}$	$0.4\ 10^{-2}$	$1.0\ 10^{-2}$
N2	6	T-L	$2.1\ 10^{-4}$	$8.7\ 10^{-4}$	$2.3\ 10^{-3}$	$0.6\ 10^{-2}$	$1.6\ 10^{-2}$
N3	3.2	T-L	$1.6\ 10^{-4}$	$7.0\ 10^{-4}$	$1.4\ 10^{-3}$	$0.4\ 10^{-2}$	$0.8\ 10^{-2}$
F	3,2	T-L	$1,4\ 10^{-4}$	$8,2\ 10^{-4}$	$3,2\ 10^{-3}$	$1,0\ 10^{-2}$	$2,9\ 10^{-2}$
E	5,0	T-L	$1,9\ 10^{-4}$	$14,0\ 10^{-4}$	$6,1\ 10^{-3}$	$1,9\ 10^{-2}$	$4,4\ 10^{-2}$
N02	3,2	L-T	$1,5\ 10^{-4}$	$5,4\ 10^{-4}$	$1,8\ 10^{-3}$	$0,5\ 10^{-2}$	$1,4\ 10^{-2}$

(suite)

Résultats de l'essai de vitesse de propagation							
Tôle	Ep [mm]	sens	da/dN [mm / cycle] pour ΔK[MPa$\sqrt{m}$] de				
			10	20	30	40	50
N01	6,0	L-T	$1,8\ 10^{-4}$	$8,8\ 10^{-4}$	$1,4\ 10^{-3}$	$0,5\ 10^{-2}$	$1,1\ 10^{-2}$
N1	1.6	L-T	$1.2\ 10^{-4}$	$4.42\ 10^{-4}$	$1.2\ 10^{-3}$	$0.3\ 10^{-2}$	$0.8\ 10^{-2}$
N1	3.2	L-T	$1.7\ 10^{-4}$	$4.9\ 10^{-4}$	$1.8\ 10^{-3}$	$0.6\ 10^{-2}$	$1.6\ 10^{-2}$
N2	6	L-T	$1.9\ 10^{-4}$	$10.4\ 10^{-4}$	$2.5\ 10^{-3}$	$0.7\ 10^{-2}$	$1.3\ 10^{-2}$
N3	3.2	L-T	$1.66\ 10^{-4}$	$5.1\ 10^{-4}$	$1.6\ 10^{-3}$	$0.4\ 10^{-2}$	$1.0\ 10^{-2}$
E	5,0	L-T	$1,5\ 10^{-4}$	$7,6\ 10^{-4}$	$2,4\ 10^{-3}$	$0,8\ 10^{-2}$	$2,2\ 10^{-2}$

[0046] On constate que les tôles de 2024, notamment pour $\Delta K \geq 20$ MPa$\sqrt{m}$, présentent une vitesse de fissuration deux à trois fois plus élevée que pour le produit selon l'invention. Ce dernier permet donc des intervalles d'inspection plus longs (à masse de structure donnée) ou bien des allègements de la structure à intervalle d'inspection fixé.

[0047] En ce qui concerne les courbes R et les valeurs de ΔK, il convient de noter que les valeurs les plus significatives vis à vis du comportement de la structure réelle d'un aéronef se situent dans le domaine compris entre 15 et 60 MPa$\sqrt{m}$.

[0048] En effet, les contraintes de fatigue dans une peau de fuselage sont généralement de l'ordre de 50 à 100 MPa, pour des défauts détectables de l'ordre de 20 à 50 mm, sachant que $K = \sigma \sqrt{(\pi a)}$, où σ est la contrainte et le paramètre a signifie la taille du défaut.

[0049] Pour un espacement entre raidisseurs supérieur à 100 mm, les valeurs de K à rupture pour une charge limite supérieure à 200 MPa sont supérieures à environ 120 MPa$\sqrt{m}$ pour les courbes R décrites, avec des K apparents (K_r) supérieurs à environ 110 MPa$\sqrt{m}$. Ceci signifie que la portion dimensionnante de la courbe R est constituée de points correspondant à une avancée de fissure statique Δa_{eff} de plus de 20 mm.

[0050] On a également caractérisé la résistance à la corrosion des tôles. On constate que l'alliage selon l'invention montre intrinsèquement, c'est-à-dire après déplacage par usinage, une résistance à la corrosion intergranulaire, mesurée selon la norme ASTM G 110, sensiblement comparable à celle du 2024 de référence.

[0051] Sur des tôles plaquées, la mesure du potentiel de corrosion dans l'âme et dans le placage selon la norme ASTM G 69 a donné les résultats donnés dans le tableau 5 ci-après. Ces résultats ne montrent pas de différence significative en ce qui concerne l'écart de potentiel entre âme et placage (caractéristique du pouvoir de protection cathodique d'un placage). Cela est surprenant dans la mesure où, conformément aux données publiées (voir notamment « ASM Handbook », 9th Edition, Volume 13, « Corrosion », page 584, figure 5), l'ajout de zinc dans un alliage d'aluminium diminue significativement le potentiel de corrosion, ce qui aurait dû avoir comme effet de limiter l'écart de potentiel entre âme et placage de l'alliage selon l'invention.

Tableau 5 :

Potentiels [mV/ECS] et écarts de potentiel [mV]				
Tôle	Ep [mm]	Potentiel de l'âme [mV/ECS]	Potentiel du placage [mV/ECS]	Ecart de potentiel [mV]
N02	3.2	-620	-768	148
N01	6.0	-611	-801	190
N1	1.6	-634	-772	138
N1	3.2	-632	-775	143
N2	6	-636	-770	134
N3	3.2	-636	-755	119
E	5.0	-609	-775	166

[0052] En revanche, et de façon surprenante, on constate que lors d'un essai de corrosion par couplage galvanique dans un assemblage riveté, le produit selon l'invention se comporte de façon significativement meilleure. Selon les

constatations de la demanderesse, cet essai, qui a été décrit par exemple dans le brevet EP 0 623 462 B1, est particulièrement pertinent pour évaluer l'aptitude de tôles plaquées à l'usage en construction aéronautique. L'essai consiste à mesurer le courant qui s'établit naturellement entre l'anode (alliage de placage placé dans une cellule contenant une solution de $AlCl_3$ (0,02 M, désaérée par barbotage d'azote)) et la cathode (alliage d'âme placée dans une cellule contenant une solution de NaCl (0,06 M, aérée)), un pont salin assurant le contact électrolytique entre les deux cellules. Les deux éléments (placage et âme) ont la même surface (2,54 cm^2). On enregistre les densités de courant de couplage pendant toute la durée de l'essai. On observe que le courant atteint un plateau après environ 55 heures et n'évolue pratiquement plus pendant la durée des essais (200 h ou 15 jours, selon l'échantillon). Les résultats sont résumés dans le tableau 6.

Tableau 6 :

Simulation électrochimique de l'assemblage				
	Tôle N2	Tôle N1	Tôle F	Tôle E
Courant plateau après 55 heures [$\mu A/cm^2$]	1,6	1,2	2,8	2,4
Perte de masse mesurée [mg/cm^2] après 5 jours d'essai	1,06	0,79	1,57	Non mesurée

[0053] A titre de comparaison, les exemples décrits dans le fascicule de brevet EP 0 623 462 B1 donnent pour l'alliage standard 2024 plaqué avec un alliage 1070 un courant plateau de 3,1 $\mu A/cm^2$.

[0054] On constate que le produit selon l'invention (N1 et N2) présente un courant de corrosion et une perte de masse beaucoup plus faibles que le produit standard selon l'art antérieur. Pour certaines applications, par exemple des éléments structuraux pour aéronef, cela procure un avantage très significatif en termes de durée de vie.

Exemple 2

[0055] A partir de tôles laminées à chaud et éventuellement à froid (état F) de l'alliage selon l'invention (voir exemple 1), on a élaboré plusieurs autres états métallurgiques sous forme de format de dimensions 600 mm (sens L) x 160 mm (sens TL) x épaisseur. Les tôles brutes de laminage d'épaisseur 3,2 mm (brut de laminage à froid) ou 6,0 mm (brut de laminage à chaud) ont été soumises à une mise en solution suivie d'une trempe, une maturation et une traction contrôlée, comme indiqué dans le Tableau 7 :

Tableau 7 :

Conditions d'élaboration des tôles de l'exemple 2				
Repère	Epaisseur [mm]	Durée de mise en solution à 500°C [min]	Durée de maturation	Traction contrôlée
N0A	3,2	30	< 2 h	2%
N0B	3,2	30	< 2 h	4%
N0C	3,2	30	< 2 h	6%
N0D	3,2	30	24 h	2%
N0E	3,2	30	24 h	6%
N0F	6,0	40	< 2 h	2%
N0G	6,0	40	< 2 h	4%
N0H	6,0	40	< 2 h	6%
N0I	6,0	40	24 h	2%
N0J	6,0	40	24 h	6%

[0056] Les repères se terminant par A, D, F et I correspondent à des états T351. Les différents échantillons ont été caractérisés par des essais de traction (sens L et TL) ainsi que par des essais de ténacité.

[0057] La ténacité a tout d'abord été évaluée dans les sens T-L et L-T à l'aide de la contrainte maximale R_e (en MPa) et de l'énergie d'écoulement E_{ec} selon l'essai Kahn. La contrainte Kahn est égale au rapport de la charge maximale F_{max} que peut supporter l'éprouvette sur la section de l'éprouvette (produit de l'épaisseur B par la largeur W). L'énergie d'écoulement est déterminée comme l'aire sous la courbe Force-Déplacement jusqu'à la force maximale F_{max} supportée

par l'éprouvette. L'essai est décrit dans l'article « Kahn-Type Tear Test and Crack Toughness of Aluminum Alloy Sheet », paru dans la revue Materials Research & Standards, Avril 1964, p. 151- 155. L'éprouvette utilisée pour l'essai de ténacité Kahn est décrite, par exemple, dans le « Metals Handbook », 8th Edition, vol. 1, American Society for Metals, pp. 241-242.

[0058] La ténacité a également été abordée pour les tôles d'épaisseur 6mm, à l'aide d'un essai de type courbe R, dans le sens T-L, mais sur des éprouvettes de taille plus restreinte que celle décrite dans l'exemple 1. On a utilisé des eprouvettes de type CT, de largeur W = 127 mm, a_0 = 38.5 mm, e = épaisseur de la tôle, avec un pilotage en déplacement de piston et une vitesse de traction de 1 mm/min.

[0059] Les différents résultats sont donnés dans les tableaux 8 et 9 ci-après.

Tableau 8 :

Caractéristiques mécaniques statiques								
Repère	Maturation	Traction	Caractéristiques statiques sens L			Caractéristiques statiques sens TL		
			R_m [MPa]	$R_{p0,2}$ [MPa]	A [%]	R_m [MPa]	$R_{p0,2}$ [MPa]	A [%]
N0A	< 2h	2%	450	345	21.6	444	307	23.7
N0B	< 2h	4%	456	369	21.4	448	322	21.1
N0C	< 2h	6%	464	394	17.6	453	339	18.2
N0D	24h	2%	457	351	22.1	449	313	23.2
N0E	24h	6%	473	413	18.7	464	352	18.6
N0F	< 2h	2%	433	334	22.5	432	297	21.5
N0G	< 2h	4%	437	353	22.3	436	308	21.1
N0H	< 2h	6%	443	375	19.5	443	324	20.9
N0I	24h	2%	440	338	24.1	443	308	23.1
N0J	24h	6%	459	399	20.2	460	347	18.6

Tableau 9 :

Caractéristiques de ténacité						
Repère	Maturation	Traction	Essai sur éprouvette « Kahn »		Essai de courbe R sur éprouvette CT127	
			R_e [MPa] / E_{ec} [J]		Sens T-L	
			Sens T-L	Sens L-T	K_{app} [MPa√m]	K_{eff}[MPa√m]
N0A	< 2h	2%	163/15,0	166/15,4	Non mesuré	
N0B	< 2h	4%	164/13,3	169/13,7	Non mesuré	
N0C	< 2h	6%	167/12,3	172/12,9	Non mesuré	
N0D	24h	2%	164/14,3	168/15,5	Non mesuré	
N0E	24h	6%	172/12,0	176/12,4	Non mesuré	
N0F	< 2h	2%	160/29,0	163/30,7	99,3	149,2
N0G	< 2h	4%	165/28,4	166/27,8	99,9	137,6
N0H	< 2h	6%	167/25,5	167/25,1	93,8	125,5
N0I	24h	2%	165/30,0	165/28,9	99,6	149,3
N0J	24h	6%	172/24,0	172/24,2	101,1	137,1

Exemple 3 :

[0060] Des tôles élaborées selon l'exemple 2 ont été soumis à un écrouissage de 5 % (par traction contrôlée) après la trempe. Les tableaux 10 et 11 montrent les résultats des caractérisations.

Tableau 10 :

Caractéristiques mécaniques statiques							
Tôle	Ep [mm]	Sens L			Sens TL		
		Rm [MPa]	$R_{p0,2}$ [MPa]	A [%]	Rm [MPa]	$R_{p0,2}$ [MPa]	A [%]
N1	1.6	468	404	20.1	456	341	20.6
N1	3.2	472	408	18.2	464	348	19.3
N2	6	488	422	19.1	475	368	20.2

Tableau 11 :

Résultats de l'essai de courbe R sur tôles fractionnées 5%								
Tôle	Ep [mm]	Sens	K_r [MPa√m] pour une valeur Δa_{eff} de					
			10mm	20mm	30mm	40mm	50mm	60mm
N1	1.6	T-L	66	91	112	130	148	164
N1	3.2	T-L	96	124	144	160	173	186
N2	6	T-L	84	111	131	147	161	173
N1	1.6	L-T	86	111	132	152	171	189
N1	3.2	L-T	101	133	157	178	195	212
N2	6	L-T	82	112	136	157	175	192

Revendications

1. Produit corroyé, notamment laminé, filé ou forgé, en alliage de type AlCuMg, **caractérisé en ce qu'**il comporte (% en poids) :
   Cu 3,80 - 4,30 , Mg 1,25 - 1,45 , Mn 0,20 - 0,50 , Zn 0,40 - 0,70, Fe < 0,15, Si < 0,15, Zr ≤ 0,05, Ag < 0,01
   autres éléments < 0,05 chacun et < 0,15 au total, reste Al.

2. Produit selon la revendication 1, dans lequel Cu 4,05 - 4,30.

3. Produit selon la revendication 1 ou 2, dans lequel Mg 1,28 -1,42.

4. Produit selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel Mn 0,30 - 0,50 et préférentiellement Mn 0,35 - 0,48.

5. Produit selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel Zn 0,50 - 0,70.

6. Produit selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel Fe < 0,10.

7. Produit selon l'une quelconque des revendication 1 à 6, dans lequel Si < 0,10.

8. Produit selon la revendication 1, dans lequel
   Cu < 4,20, Mg < 1,38, Mn < 0,42, Zn ≥ (1,2 Cu - 0,3 Mg + 0,3 Mn - 3,75).

9. Produit selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, **caractérisé en ce qu'**il a été mis en solution, trempé et écroui à froid avec une déformation permanente comprise entre 0,5 % et 15 %, préférentiellement comprise entre 1 % et 5 %, et encore plus préférentiellement entre 1,5 % et 3,5 %.

10. Produit selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, caractérisé en que ledit produit est une tôle avec une épaisseur compris entre 1 et 16 mm.

11. Produit selon l'une quelconque des revendication 1 à 10, **caractérisée en ce que** ladite tôle est une tôle plaquée d'au moins une face avec un alliage de la série 1xxx, et préférentiellement avec un alliage sélectionné dans le groupe constitué par les alliages 1050, 1070, 1300 et 1145.

12. Produit selon l'une quelconque des revendication 1 à 11, **caractérisé en ce que** sa résistance à la rupture au sens L et / ou sens TL est supérieure à 430 MPa, et préférentiellement supérieure à 440 MPa.

13. Produit selon l'une quelconque des revendications 1 à 12, **caractérisé en ce que** sa limite d'élasticité au sens L et / ou sens TL est supérieure à 300 MPa, et préférentiellement supérieure à 320 MPa.

14. Produit selon l'une quelconque des revendications 1 à 13, **caractérisé en ce que** son allongement à rupture au sens L et / ou sens TL est supérieur à 19 % et préférentiellement supérieur à 20 %.

15. Produit selon l'une quelconque des revendications 1 à 14, **caractérisé en ce que** sa tolérance aux dommages Kr, calculée à partir d'une courbe R obtenue selon ASTM E 561 pour une valeur Δa_{eff} de 60 mm, est supérieure à 165 MPa$\sqrt{m}$ dans les sens T-L et L-T.

16. Produit selon l'une quelconque des revendications 1 à 15, **caractérisé en ce que** sa tolérance aux dommages Kr, calculée à partir d'une courbe R obtenue selon ASTM E 561 pour une valeur Δa_{eff} de 60 mm, est supérieure à 180 MPa$\sqrt{m}$ dans le sens L-T.

17. Produit selon l'une quelconque des revendications 1 à 16, **caractérise en ce que** sa vitesse de propagation de fissures da/dn, déterminée selon la norme ASTM E 647 dans le sens T-L ou L-T pour un rapport de charge R=0,1 et une valeur ΔK de 50 MPa$\sqrt{m}$, est inférieure à 2,5 10^{-2} mm / cycle, et préférablement inférieure à 2,0 10^{-2} mm / cycle.

18. Tôle plaquée selon l'une quelconque des revendications 1 à 17, **caractérisé en ce que** le courant de corrosion galvanique est inférieur à 4μA/cm^2 pour une exposition allant jusqu'à 200 heures, pendant des essais de corrosion dans un assemblage riveté, en plaçant l'alliage d'âme dans une solution aérée contenant 0,06 M de NaCl et l'alliage de placage dans une solution à 0,02 M de $AlCl_3$ désaérée par barbotage d'azote.

19. Tôle plaquée selon la revendication 18, **caractérisée en ce que** ledit courant de corrosion galvanique est inférieur à 2,5μA/cm^2.

20. Elément de structure d'aéronef réalisé à partir d'au moins un produit selon l'une quelconque des revendications 1 à 19.

21. Elément de structure selon la revendication 20, **caractérisé en ce que** ledit élément de structure est un élément de peau de fuselage.

22. Procédé de fabrication d'un produit corroyé selon l'une des revendications 1 à 19, comprenant les étapes suivantes :

(a) coulée d'une plaque ou billette,
(b) homogénéisation entre 450 °C et 500 °C,
(c) transformation à chaud par filage, laminage ou forgeage,
(d) éventuellement une transformation à froid,
(e) mise en solution entre 480 °C et 505 °C,
(f) trempe,
(g) écrouissage à froid conduisant à une déformation permanente comprise entre 0,5 % et 15 %.

23. Procédé selon la revendication 22, dans lequel l'écrouissage est effectué de façon à conduire à une déformation permanente comprise entre 1 et 5 %, et préférentiellement entre 1,5 et 3,5 %.

Claims

1. A wrought product, such as a rolled, extruded or forged product, comprising an AlCuMg type alloy of the following composition (% by weight):

   Cu 3.80 - 4.30; Mg 1.25 - 1.45; Mn 0.20 - 0.50; Zn 0.40 - 0,70; Fe < 0.15; Si<0.15; Zr ≤ 0.05; Wag < 0.01
   other elements < 0.05 each and < 0.15 total,
   remainder Al.

2. Product according to claim 1, wherein Cu 4.05 - 4.30.

3. Product according to claims 1 or 2, wherein Mg 1.28 - 1.42.

4. Product according to any of claims 1 to 3, wherein Mn 0.30 - 0.50, and preferably Mn 0.35 - 0.48.

5. Product according to any of claims 1 to 4, wherein Zn 0.50 - 0,70.

6. Product according to any of claims 1 to 5, wherein Fe < 0.10.

7. Product according to any of claims 1 to 6, wherein Si < 0.10.

8. Product according to any of claims 1 to 7, wherein Cu < 4.20; Mg < 1.38; Mn < 0.42; and Zn ≥ (1.2Cu - 0.3Mg + 0.3Mn - 3.75).

9. Product according to any of claims 1 to 8, wherein said product has been treated with a solution heat treatment, quenching and cold strain-hardening with a permanent set between 0.5% and 15%, preferably between 1% and 5%, and still more preferably between 1.5% and 3.5%.

10. Product according to any of claims 1 to 9, wherein said product is a sheet or plate between 1 and 16 mm thick.

11. Product according to any of claims 1 to 10, wherein said sheet or plate is clad on at least one face thereof with an alloy in the 1 xxx series, and preferably with an alloy selected from the group consisting of the alloys 1100, 1070, 1300 and 1145.

12. Product according to any of claims 1 to 11, having an ultimate tensile strength in the L and/or TL direction that is more than 430 MPa, and preferably more than 440 MPa.

13. Product according to any of claims 1 to 12, having a yield stress in the L and/or TL direction that is more than 300 MPa, and preferably more than 320 MPa.

14. Product according to any of claims 1 to 13, having an elongation at failure in the L and/or TL direction that is greater than 19%, and preferably greater than 20%.

15. Product according to any of claims 1 to 14, having a damage tolerance Kr calculated from a R curve obtained according to ASTM E 561 for a value Δa_{eff} equal to 60 mm that is greater than 165 MPa$\sqrt{m}$ in the T-L and L-T directions.

16. Product according to any of claims 1 to 15, having a damage tolerance Kr calculated from a R curve obtained according to ASTM E 561 for a value Δa_{eff} equal to 60 mm that is greater than 180 MPa$\sqrt{m}$ in the L-T direction.

17. Product according to any of claims 1 to 16, having a crack propagation rate da/dN determined according to ASTM standard E 647 in the T-L or the L-T direction for a load ratio R = 0.1 and a value ΔK of 50 MPa$\sqrt{m}$, that is less than 2.5×10^{-2} mm/cycle, and preferably less than 2.0×10^{-2} mm/cycle.

18. A clad sheet or plate according to any of claims 1 to 17, wherein the galvanic corrosion current is smaller than 4 $\mu A/cm^2$ for an exposure of a riveted assembly to a corrosion test up to 200 hours, in which the cladding alloy is placed in a cell containing a solution of $AlCl_3$ (0.02 M, deaerated by nitrogen bubbling) and the core alloy placed in a cell containing a solution of NaCl (0.02 M, aerated).

19. Clad metal sheet or plate as claimed in claim 18, wherein said galvanic corrosion current is less than 2.5 $\mu A/cm^2$.

20. Aircraft structural member made from at least one product according to any of claims 1 to 19.

21. Structural element as claimed in claim 20, wherein said structural member is a member of the skin of a fuselage.

22. Method for the production of a wrought product according to any of claims 1 to 19, comprising:

(a) casting a plate or ingot,
(b) homogenizing between 450 and 500 °C,
(c) hot transforming by extruding, rolling or forging,
(d) optionally cold transforming,
(e) solution heat treating at a temperature of between 480 and 505 °C,
(f) quenching,
(g) cold working with a permanent set comprised between 0.5 and 15 %.

23. Method according to claim 22, wherein the cold working is done with a permanent set comprised between 1 and 5%, and preferably between 1.5 and 3.5 %.

Patentansprüche

1. Knetprodukt, insbesondere Walz-, Strangpress- oder Schmiedeprodukt aus AlCuMg-Legierung, **dadurch gekennzeichnet, dass** es enthält (Gew.-%):

Cu: 3,80 - 4,30 Mg: 1,25 - 1,45 Mn: 0,20 - 0,50 Zn: 0,40 - 0,70 Fe < 0,15 Si < 0,15 Zr $\leq$ 0,05 Ag < 0,01, weitere Elemente jeweils < 0,05 und insgesamt < 0,15, Rest Al.

2. Produkt nach Anspruch 1, mit Cu 4,05 - 4,30.

3. Produkt nach Anspruch 1 oder 2, mit Mg 1,28 - 1,42.

4. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 3, mit Mn 0,30 - 0,50 und bevorzugt Mn 0,35 - 0,48.

5. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 4, mit Zn 0,50 - 0,70.

6. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 5, mit Fe < 0,10.

7. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 6, mit Si < 0,10.

8. Produkt nach Anspruch 1, mit
Cu < 4,20 Mg < 1,38 Mn < 0,42 Zn $\geq$ (1,2 Cu - 0,3 Mg + 0,3 Mn - 3,75).

9. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 8, **dadurch gekennzeichnet, dass** es lösungsgeglüht, abgeschreckt und kaltverfestigt wurde mit einer bleibenden Verformung zwischen 0,5 und 15 %, bevorzugt zwischen 1 und 5 % und besonders bevorzugt zwischen 1,5 und 3,5 %.

10. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 9, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Produkt ein Blech ist mit einer Dicke zwischen 1 und 16 mm.

11. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 10, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Blech ein wenigstens einseitig mit einer Legierung der Serie 1xxx und bevorzugt mit einer aus der Gruppe der Legierungen 1050, 1070, 1300 und 1145 gewählten Legierung plattiertes Blech ist.

12. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 11, **dadurch gekennzeichnet, dass** seine Bruchfestigkeit in Längsrichtung und/oder Quer-Längsrichtung größer als 430 MPa und bevorzugt größer als 440 MPa ist.

13. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 12, **dadurch gekennzeichnet, dass** seine Elastizitätsgrenze in

Längsrichtung und/oder Quer-Längsrichtung größer als 300 MPa und bevorzugt größer als 320 M Pa ist.

14. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 13, **dadurch gekennzeichnet, dass** seine Bruchdehnung in Längsrichtung und/oder Quer-Längsrichtung größer als 19 % und bevorzugt größer als 20 % ist.

15. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 14, **dadurch gekennzeichnet, dass** seine Schadentoleranz Kr, berechnet aus einer nach ASTM E 561 bei einem Wert Δa_{eff} von 60 mm erhaltenen Kurve R, größer als 165 MPa$\sqrt{m}$ in Quer-Längsrichtung und Längs-Querrichtung ist.

16. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 15, **dadurch gekennzeichnet, dass** seine Schadentoleranz Kr, berechnet aus einer nach ASTM E 561 bei einem Wert Δa_{eff} von 60 mm erhaltenen Kurve R, größer als 180 MPa$\sqrt{m}$ in Längs-Querrichtung ist.

17. Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 16, **dadurch gekennzeichnet, dass** seine Rissausbreitungsgeschwindigkeit da/dn, ermittelt nach der Norm ASTM E 647 in Quer-Längsrichtung oder Längs-Querrichtung bei einem Lastverhältnis R = 0,1 und einem Wert ΔK von 50 MPa$\sqrt{m}$, kleiner als 2,5 10^{-2} mm / Zyklus und bevorzugt kleiner als 2,0 10^{-2} mm / Zyklus ist.

18. Plattiertes Blech nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 17, **dadurch gekennzeichnet, dass** der galvanische Korrosionsstrom geringer ist als 4μA/cm^2 bei einer Expositionszeit von bis zu 200 Stunden während Korrosionsprüfungen in einer Nietverbindung, bei denen die Kernlegierung in eine belüftete Lösung mit 0,06 M NaCl und die Plattierungslegierung in eine durch Stickstoffspülung entlüftete Lösung mit 0,02 M $AlCl_3$ eingebracht wird.

19. Plattiertes Blech nach Anspruch 18, **dadurch gekennzeichnet, dass** der galvanische Korrosionsstrom geringer ist als 2,5μA/cm^2.

20. Strukturbauteil für ein Luftfahrzeug, hergestellt aus mindestens einem Produkt nach irgendeinem der Ansprüche 1 bis 19.

21. Strukturbauteil nach Anspruch 20, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Strukturbauteil ein Rumpfhautbauteil ist.

22. Verfahren zur Herstellung eines Knetproduktes nach einem der Ansprüche 1 bis 19 mit folgenden Schritten:

(a) Gießen einer Platte oder eines Pressbarrens
(b) Homogenisierung zwischen 450°C und 500°C
(c) Warmumformung durch Strangpressen, Walzen oder Schmieden
(d) eventuell eine Kaltumformung
(e) Lösungsglühen zwischen 480°C und 505°C
(f) Abschrecken
(g) Kaltverfestigung, bei der eine bleibende Verformung zwischen 0,5 % und 15 % entsteht.

23. Verfahren nach Anspruch 22, bei dem die Kaltverfestigung so durchgeführt wird, dass eine bleibende Verformung zwischen 1 und 5 % und bevorzugt zwischen 1,5 und 3,5 % entsteht.

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

- EP 0031605 A **[0005]**
- US 4336075 A **[0005]**
- US 5652063 A **[0006]**
- EP 0473122 A **[0007]**
- US 5213639 A **[0007]**
- EP 0731185 A **[0008]**
- US 5593516 A **[0009] [0021]**
- US 5376192 A **[0010] [0021]**
- US 5512112 A **[0010] [0021]**
- EP 1170394 A2 **[0011]**
- US 5630889 A **[0011]**
- EP 0623462 B1 **[0052] [0053]**

Littérature non-brevet citée dans la description

- Microstructure and Toughness of High Strength Aluminium Alloys. **J.T. STALEY.** Properties Related to Fracture Toughness. ASTM, 1976, 71-103 **[0020]**
- Corrosion. ASM Handbook. vol. 13, 584 **[0051]**
- Kahn-Type Tear Test and Crack Toughness of Aluminum Alloy Sheet. *Materials Research & Standards,* Avril 1964, 151-155 **[0057]**
- Metals Handbook. American Society for Metals, vol. 1, 241-242 **[0057]**