

(19)



Europäisches Patentamt  
European Patent Office  
Office européen des brevets



(11)

**EP 0 717 784 B1**

(12)

**FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

(45) Date de publication et mention  
de la délivrance du brevet:

**16.09.1998 Bulletin 1998/38**

(21) Numéro de dépôt: **95920993.3**

(22) Date de dépôt: **29.05.1995**

(51) Int Cl.<sup>6</sup>: **C22C 21/04, C22F 1/043**

(86) Numéro de dépôt international:  
**PCT/FR95/00693**

(87) Numéro de publication internationale:  
**WO 95/34691 (21.12.1995 Gazette 1995/54)**

(54) **TOLE D'ALLIAGE ALUMINIUM-SILICIUM DESTINEE A LA CONSTRUCTION MECANIQUE,  
AERONAUTIQUE ET SPATIALE**

**BLECH AUS EINER ALUMINIUM-SILIZIUM-LEGIERUNG FUER MACHINEN- ODER  
FLUGZEUGBAU UND DIE RAUMFAHRT**

**ALUMINIUM-SILICON ALLOY SHEET FOR MECHANICAL, AIRCRAFT AND SPACE  
APPLICATIONS**

(84) Etats contractants désignés:  
**AT CH DE GB IT LI**

(30) Priorité: **13.06.1994 FR 9407405**

(43) Date de publication de la demande:  
**26.06.1996 Bulletin 1996/26**

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

(72) Inventeurs:

- **SAINFORT, Pierre  
F-38000 Grenoble (FR)**
- **BECHET, Denis  
F-38120 Saint-Egrève (FR)**

(74) Mandataire: **Mougeot, Jean-Claude et al  
PECHINEY  
28, rue de Bonnel  
69433 Lyon Cedex 03 (FR)**

(56) Documents cités:

**US-A- 3 400 057 US-A- 4 897 124**

- **DATABASE WPI Section Ch, Week 9321 Derwent  
Publications Ltd., London, GB; Class M23, AN  
93-172140 & JP-A-05 104 281 (KOBE STEEL LTD)  
, 27 Avril 1993**
- **CHEMICAL ABSTRACTS, vol. 113, no. 24, 10  
Décembre 1990 Columbus, Ohio, US; abstract  
no. 216442, DOMOTO, OSAMU ET AL  
'Aluminum-silicon alloy ingots having  
fine-grained structure'**
- **FONDERIE, vol. 32, no. 363, Janvier 1977 PARIS  
FR, pages 13-17, S. JACOB 'MODIFICATION DE  
L'A-S7 G06 PAR LE SODIUM, L'ANTIMOINE ET  
LE STRONTIUM'**

**EP 0 717 784 B1**

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la date de publication de la mention de la délivrance du brevet européen, toute personne peut faire opposition au brevet européen délivré, auprès de l'Office européen des brevets. L'opposition doit être formée par écrit et motivée. Elle n'est réputée formée qu'après paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

**Description****DOMAINE DE L'INVENTION**

5 L'invention concerne le domaine des tôles en alliages d'aluminium à moyenne et haute résistance utilisées dans la construction mécanique, aéronautique et spatiale et dans l'armement.

**ART ANTERIEUR**

10 Depuis de nombreuses années, on utilise dans la construction aéronautique et spatiale des alliages d'aluminium à haute résistance, essentiellement des alliages Al-Cu de la série 2000 (selon la désignation de l'Aluminum Association aux USA), par exemple les alliages 2014, 2019 et 2024, et des alliages Al-Zn-Mg et Al-Zn-Mg-Cu de la série 7000, par exemple les alliages 7020 et 7075.

15 Le choix d'un alliage et d'une gamme de transformation, en particulier de traitement thermique, résulte d'un compromis souvent délicat entre diverses propriétés d'emploi telles que les caractéristiques mécaniques statiques (résistance à la rupture, limite élastique, module d'élasticité, allongement), la résistance à la fatigue, importante pour des avions soumis à des cycles répétés de décollage-atterrissage, la tenacité, c'est-à-dire la résistance à la propagation de fissures, et la corrosion sous tension. Il faut en plus tenir compte de l'aptitude de l'alliage à être coulé, laminé et traité thermiquement dans de bonnes conditions, de sa densité et éventuellement de sa soudabilité.

20 Depuis plus de trente ans, des progrès continus ont été accomplis pour améliorer les propriétés des alliages 2000 et 7000 utilisés en tôles minces pour le fuselage des avions et en tôles moyennes et épaisses pour les voilures ou les réservoirs cryogéniques des lanceurs et missiles, dans le but, en particulier, d'alléger les structures sans compromettre les autres propriétés.

25 Un pas important dans l'allégement a été accompli avec le développement des alliages aluminium-lithium. Ainsi, un alliage 8090 à 2,6% de lithium conduit à un module spécifique (rapport du module d'élasticité à la densité) supérieur d'environ 20% à celui du 2024 et de 24% à celui du 7075. Les alliages à plus forte teneur en cuivre et à plus faible teneur en lithium, comme le 2095, ont été aussi développés à cause de leur bon compromis entre la densité, le module d'élasticité et la soudabilité. Dans ce cas, le gain sur le module spécifique est d'environ 12% par rapport au 2219. Cependant, ces alliages restent encore peu utilisés, essentiellement en raison de leur coût de fabrication élevé.

30

**OBJET DE L'INVENTION**

35 La demanderesse, poursuivant ses recherches d'alliages pour alléger les structures des avions, s'est aperçu qu'une autre catégorie d'alliages utilisés habituellement sous forme moulée, les alliages Al-Si de la série 4000, permettait non seulement d'améliorer de manière sensible, entre 3 et 10%, le module spécifique par rapport aux alliages 2000 et 7000, mais présentait aussi un faisceau de propriétés en matière de tenacité, résistance à la fatigue et corrosion sous tension répondant aux exigences sévères de la construction aéronautique, sans poser de problème difficile à la coulée, au laminage et au traitement thermique. De plus, ces alliages présentent une soudabilité bien meilleure que la plupart des 2000 et 7000, et au moins équivalente aux alliages de ces séries spécialement dédiés au soudage, 40 comme les alliages 2219 et 7020. Ils présentent enfin une résistance à la température bien meilleure que celle de la plupart des alliages 2000 et 7000, et au moins équivalente à celle d'alliages de ces séries spécialement étudiés pour leur tenue en température, tels que les alliages 2019 et 2618.

45 Les alliages Al-Si sont utilisés très largement pour la fabrication de pièces moulées. Ils présentent cependant, sous cette forme, des propriétés de résistance mécanique, de fatigue et de tenacité bien inférieures à celles des alliages 2000 et 7000 corroyés et transformés utilisés en pièces de structure. Dans de rares cas, ils peuvent être utilisés sous forme laminée, notamment pour la couverture de tôles plaquées destinées à la fabrication d'échangeurs thermiques brasés. On utilise ainsi, par exemple, les alliages 4343, 4104, 4045 et 4047, les propriétés recherchées dans ce cas étant essentiellement une température de fusion faible et une bonne mouillabilité.

50 Les alliages Al-Si peuvent également être filés sous forme de barres ou profilés qui, en raison de leur bonne résistance à l'usure et la température, sont utilisés dans des pièces mécaniques telles que bielles, maîtres-cylindres de freins, arbres de transmission, paliers et divers composants de moteurs et de compresseurs. Un des alliages utilisés à cette fin est le 4032.

55 Le brevet français FR 2291284 décrit la fabrication de tôles en alliage AlSi contenant de 4 à 15% de Si par coulée continue entre deux cylindres refroidis. Ce mode de coulée est destiné à accroître l'allongement à la rupture, et donc la formabilité. Il ne s'agit pas de tôles à haute résistance utilisables dans des applications structurales, puisque les tôles sont simplement recuites et les limites élastiques exemplifiées ne dépassent pas 220 MPa.

Mais jamais personne jusqu'à présent n'a eu l'idée d'élaborer, grâce à un choix judicieux de la composition et une gamme de traitement thermique appropriée, des tôles en alliages Al-Si à haute résistance mécanique utilisables pour

des applications structurales, notamment en construction mécanique, navale ou aéronautique, par assemblages mécaniques ou soudés.

L'invention a ainsi pour objet des tôles traitées thermiquement par mise en solution, trempe et éventuellement revenu de manière à obtenir une limite élastique  $R_{0,2}$  supérieure à 320 MPa, destinées à la construction mécanique, navale, aéronautique ou spatiale en alliage de composition suivante (en poids):

Si	6,5 à 11%
Mg	0,5 à 1,0%
Cu	< 0,8%
Fe	< 0,3%
Mn	< 0,5% et/ou Cr < 0,5%
Sr	0,008 à 0,025%
Ti	< 0,02%

le total des autres éléments étant inférieur à 0,2%, le reste étant l'aluminium.

La teneur en silicium est, de préférence, comprise entre 6,5 et 8%, correspondant à celle de l'alliage AS7G.

Un autre objet de l'invention est l'utilisation de tôles notamment moyennes ou épaisses de cet alliage pour les intrados d'ailerons d'avions, de tôles notamment minces pour le revêtement de fuselages d'avions, de tôles pour la fabrication de réservoirs cryogéniques de fusées, de planchers et bennes de véhicules industriels et de coques ou superstructures de bateaux.

Un autre objet de l'invention est le procédé de fabrication de tôles selon la revendication 9.

## DESCRIPTION DE L'INVENTION

Les tôles selon l'invention ont des teneurs en silicium correspondant globalement aux domaines des alliages AS7G et AS9G selon la norme française NF A 57-702 ou les désignations A 357 et A 359 de l'Aluminum Association.

Le magnésium ne doit pas dépasser 1% pour éviter la formation de composé intermétallique  $Mg_2Si$  insoluble. Le cuivre doit être limité à 0,8% pour éviter la formation de phases insolubles  $Mg_2Si$  et Q (AlMgSiCu). Cette teneur permet également de limiter la sensibilité à la corrosion intergranulaire.

Le fer est également limité à 0,3%, et de préférence à 0,08%, comme il l'est dans les alliages 7000 pour tôles fortes, lorsqu'on a besoin d'une bonne ténacité et/ou d'un bon allongement. La présence de titane est liée à l'affinage des plaques au titane, identique à celui qui est pratiqué pour les alliages actuels à moyenne et haute résistance.

Comme cela se fait habituellement pour les alliages de moulage de qualité, il est nécessaire de modifier l'alliage pour éviter la formation de silicium primaire et obtenir une structure eutectique fibrée finement dispersée. Pour cette opération, le strontium est préférable au sodium qui pourrait engendrer une fragilité à chaud à la transformation.

Les tôles selon l'invention peuvent être obtenues par coulée verticale de plaques, un laminage à chaud jusqu'à 6 mm, éventuellement un laminage à froid dans le cas de tôles minces, une mise en solution entre 545 et 555°C, une trempe à l'eau froide, une maturation à température ambiante et/ou un revenu entre 6 et 24 h à une température comprise entre 150 et 195°C.

On peut faire précéder le laminage à chaud d'une homogénéisation entre 530 et 550°C d'une durée inférieure à 20 h, suffisamment courte pour éviter une globulisation de l'eutectique fibreux et une coalescence marquée des dispersoïdes au manganèse et/ou au chrome, lorsque l'alliage en contient. En l'absence d'homogénéisation, on obtient à l'état final une microstructure eutectique très fine et non globulisée, qui a un effet favorable sur la ténacité.

On peut ainsi obtenir à l'état T6 une limite élastique supérieure à 320 et même 340 MPa, un allongement supérieur à 6 % dans le sens TL et 9% dans le sens L, et une ténacité, mesurée par le facteur critique d'intensité de contraintes  $K_{Ic}$ , supérieure à 20 MPaVm.

Dans ces conditions, l'alliage est soudable par des procédés conventionnels TIG ou MIG, continus ou pulsés, selon qu'il s'agit d'une tôle mince ou épaisse, et sa densité est toujours inférieure à celle des alliages 2000 et 7000 traditionnels ainsi qu'aux alliages Al-Li à teneur en lithium inférieure à 1%

## EXEMPLES

### Exemple 1: tôle homogénéisée

On a élaboré par coulée verticale des plaques de section 380 x 120 mm d'alliage de composition suivante (en poids):

Si	6,77%
Mg	0,59%
Cu	0,24%
Fe	0,06%
Mn	0,31%
Sr	0,016%
Ti	0,01%

le total des autres éléments étant inférieur à 0,2% et le reste étant de l'aluminium.

L'alliage a été homogénéisé à 550°C pendant 8h, après une montée en température de 4h, réchauffé pendant 2 h à 500°C, puis laminé à chaud jusqu'à 20 mm d'épaisseur sur un laminoir réversible. Des tôles découpées ont été mises en solution 2 h à 550°C, trempées à l'eau et soumises à un revenu de 8h à 175°C, soit un état T651 selon les désignations de l'Aluminum Association.

L'alliage a une densité de 2,678 et on a mesuré sur la tôle par la méthode de la boucle d'hystérésis en traction, un module d'élasticité E de 74100 MPa, soit un module spécifique de 27670 MPa, à comparer avec les valeurs respectives de 2,770, 72500 MPa et 26175 MPa pour une tôle de même épaisseur en alliage 2024 à l'état T351, soit une augmentation de 5,7% du module spécifique. Cette augmentation est supérieure de plus de 9% par rapport à l'alliage 2219 pour construction soudée.

Les caractéristiques mécaniques, comparées à celles d'une tôle en 2024 T351, sont les suivantes:

alliage	sens	R <sub>0,2</sub> MPa	R <sub>m</sub> MPa	A %	sens	K <sub>1c</sub> MPavm
invention	L	358	386	9,4	L-T	20
"	TL	350	386	6,6	T-L	19
2024	L	350	485	18,0	L-T	35
"	TL	345	489	17,1	T-L	32

## Exemple 2: tôle non homogénéisée

Avec le même alliage que dans l'exemple 1, on réalise les mêmes opérations, sauf que la plaque ne subit pas d'homogénéisation avant le réchauffage précédant le laminage à chaud. On mesure sur la tôle de 20 mm d'épaisseur un module d'élasticité de 74170 MPa, soit une augmentation de 5,7% du module spécifique par rapport au 2024 T351.

Les caractéristiques mécaniques mesurées sur la tôle de 20 mm sont les suivantes:

sens	R <sub>0,2</sub> MPa	R <sub>m</sub> MPa	A %	sens	K <sub>1c</sub> MPavm
L	359	384	10,0	L-T	22,1
TL	346	383	6,9	T-L	19,1

On constate que l'absence d'homogénéisation a un effet favorable sur l'allongement et sur la tenacité. Un examen micrographique comparé montre que la taille moyenne des particules au silicium, qui était de l'ordre de 7 microns pour la tôle homogénéisée, devient inférieure à 4 microns pour la tôle non homogénéisée.

## Revendications

1. Tôle en alliage d'aluminium à haute résistance traitée thermiquement par mise en solution, trempe et éventuellement revenu, pour obtenir une limite élastique R<sub>0,2</sub> supérieure à 320 MPa, destinée à la construction mécanique, navale, aéronautique ou spatiale, de composition (en poids):

Si	6,5 à 11%
Mg	0,5 à 1,0%
Cu	< 0,8%
Fe	< 0,3%
Mn	< 0,5% et/ou Cr: < 0,5%

(suite)

Sr	0,008 à 0,025%
Ti	<0,02%
total autres éléments	< 0,2%
balance aluminium.	

2. Tôle selon la revendication 1, caractérisée en ce que la teneur en Si est comprise entre 6,5 et 8%.
3. Tôle selon l'une des revendications 1 et 2, caractérisée en ce que la teneur en fer est inférieure à 0,08%.
4. Utilisation de tôles selon l'une des revendications 1 à 3 pour la fabrication d'intrados d'ailes d'avions.
5. Utilisation de tôles selon l'une des revendications 1 à 3 pour le revêtement de fuselage d'avions.
6. Utilisation de tôles selon l'une des revendications 1 à 3 pour la fabrication de réservoirs cryogéniques de fusées.
7. Utilisation de tôles selon l'une des revendications 1 à 3 pour la fabrication de planchers ou de bennes de véhicules industriels.
8. Utilisation de tôles selon l'une des revendications 1 à 3 pour la construction de coques et superstructures de bateaux.
9. Procédé de fabrication de tôles selon l'une des revendications 1 à 3, comportant les étapes suivantes:
  - coulée d'une plaque,
  - réchauffage entre 480 et 520°C
  - laminage à chaud et éventuellement à froid,
  - mise en solution entre 545 et 555°C,
  - trempe à l'eau froide
  - et maturation et/ou revenu.
10. Procédé selon la revendication 9, caractérisé en ce qu'il comporte, avant le réchauffage, une homogénéisation entre 530 et 550°C d'une durée inférieure à 20 h.
11. Procédé selon l'une des revendications 9 et 10, caractérisé en ce qu'il comporte un revenu de 6h à 24 h entre 150 et à 195°C.

## Patentansprüche

1. Blech aus hochfester Aluminiumlegierung, das durch Lösungsglühen, Abschrecken und eventuell Warmauslagerung warmbehandelt wird, um eine Dehngrenze  $R_{0,2}$  von über 320 Pa zu erreichen, zur Verwendung im Maschinenbau, Schiffbau, in der Luftfahrt- oder Raumfahrttechnik, mit folgender Zusammensetzung (in Masse-%) :

Si	6,5 bis 11 %
Mg	0,5 bis 1,0 %
Cu	< 0,8 %
Fe	< 0,3 %
Mn	< 0,5 % und/oder Cr : < 0,5 %
Sr	0,008 bis 0,025 %
Ti	< 0,02 %
Weitere Elemente insgesamt	< 0,2 %
Aluminiumwaage.	

2. Blech nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Si-Gehalt 6,5 bis 8 % beträgt.

3. Blech nach einem der Ansprüche 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, daß der Eisengehalt weniger als 0,08 % beträgt.
4. Verwendung von Blechen nach einem der Ansprüche 1 bis 3 zur Herstellung von Flügelunterseiten für Flugzeuge.
5. Verwendung von Blechen nach einem der Ansprüche 1 bis 3 zur Rumpfbeschichtung von Flugzeugen.
6. Verwendung von Blechen nach einem der Ansprüche 1 bis 3 zur Herstellung von Kryogentanks für Raketen.
7. Verwendung von Blechen nach einem der Ansprüche 1 bis 3 zur Herstellung von Böden oder Kübeln für Nutzfahrzeuge.
8. Verwendung von Blechen nach einem der Ansprüche 1 bis 3 zum Bau von Schiffsrümpfen und Schiffsaufbauten.
9. Verfahren zur Herstellung von Blechen nach einem der Ansprüche 1 bis 3 mit folgenden Schritten :
  - Gießen einer Platte
  - Aufwärmen bei 480 bis 520°C
  - Warm- und ggfs. Kaltwalzen
  - Lösungsglühen bei 545 bis 555°C
  - Abschrecken in kaltem Wasser und
  - Kalt- und/oder Warmauslagerung.
10. Verfahren nach Anspruch 9, dadurch gekennzeichnet, daß vor dem Aufwärmen eine Homogenisierung bei 530 bis 550°C während einer Dauer von weniger als 20 Std. durchgeführt wird.
11. Verfahren nach einem der Ansprüche 9 und 10, dadurch gekennzeichnet, daß eine Warmauslagerung von 6 bis 24 Std. bei 150 bis 195°C durchgeführt wird.

### Claims

1. High strength aluminum alloy sheet metal heat treated by solution heat treating, quenching and possibly ageing to obtain a yield strength  $R_{0.2}$  greater than 320 MPa, for use in mechanical construction, shipbuilding, and the aeronautic and space industries, with composition (by weight)

Si	6.5 to 11%
Mg	0.5 to 1.0%
Cu	< 0.8%
Fe	< 0.3%
Mn	< 0.5% and/or Cr: 0.5%
Sr	0.008 to 0.025%
Ti	< 0.02%
total other elements	0.2%
the remainder aluminum.	

2. Sheet metal according to claim 1, characterized in that the Si content is between 6.5 and 8%.
3. Sheet metal according to one of claims 1 and 2, characterized in that the iron content is less than 0.08%.
4. Use of sheet metal according to one of claims 1 to 3 for the manufacture of aircraft lower wing skins.
5. Use of sheet metal according to claims 1 to 3 for the skin of aircraft fuselages.
6. Use of sheet metal according to one of claims 1 to 3 for the manufacture of rocket cryogenic tanks.

## EP 0 717 784 B1

7. Use of sheet metal according to one of claims 1 to 3, for the manufacture of industrial vehicle floors or bins.

8. Use of sheet metal according to one of claims 1 to 3 for the manufacture of ship hulls and superstructures.

5 9. Process for manufacturing sheet metal according to one of claims 1 to 3, comprising the following steps:

- cast a slab
- reheat to between 480 and 520°C
- hot and possibly cold rolling
- 10 - solution heat treat between 545 and 555°C
- quench in cold water
- and natural and/or artificial ageing

15 10. Process according to claim 9, characterized in that it includes homogenization between 530 and 550°C for not more than 20 h, before reheating.

11. Process according to one of claims 9 and 10, characterized in that it comprises 6h to 24h of ageing at between 150 and 195°C.

20

25

30

35

40

45

50

55