



(12) DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(43) Date de publication:  
29.01.1997 Bulletin 1997/05

(51) Int Cl.<sup>6</sup>: C22C 21/16

(21) Numéro de dépôt: 96401680.2

(22) Date de dépôt: 26.07.1996

(84) Etats contractants désignés:  
DE ES GB IT

(30) Priorité: 28.07.1995 FR 9509246

(71) Demandeur: AEROSPATIALE Société Nationale Industrielle  
75781 Paris Cédex 16 (FR)

(72) Inventeurs:

- Pons, Gilles  
75018 Paris (FR)
- Barbaux, Yann Philippe  
92380 Garches (FR)

(74) Mandataire: Poulin, Gérard et al  
Société de Protection des Inventions  
25, rue de Ponthieu  
75008 Paris (FR)

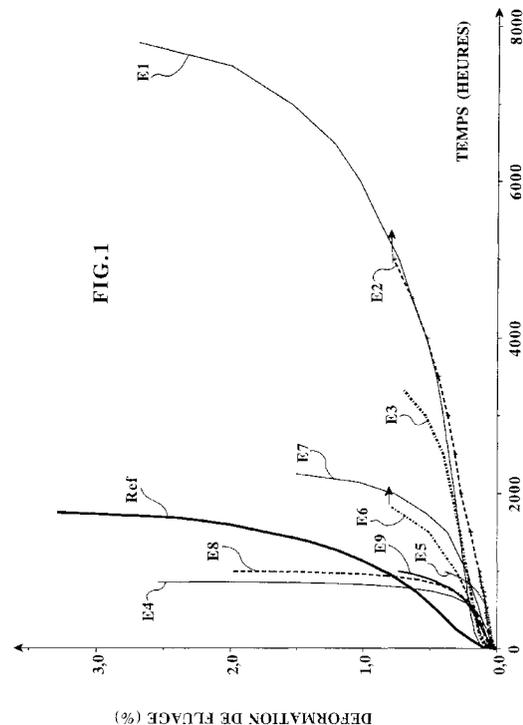
(54) **Elément de structure d'aéronef, et notamment d'avion supersonique, en alliage d'aluminium présentant une longue durée de vie, une bonne tolérance aux dommages et une bonne résistance à la corrosion sous contrainte**

(57) Un élément de structure d'aéronef, tel qu'un revêtement de fuselage ou de voilure d'avion supersonique, ou un cadre ou un renfort en contact avec ce revêtement, est réalisé dans un alliage d'aluminium qui contient, en poids, entre 2,00 et 3,00 % de cuivre, entre 1,40 et 1,90 % de magnésium, entre 0,20 et 0,70 % de manganèse, entre 0 et 0,30 % de fer, entre 0 et 0,30 % de nickel, entre 0 et 0,15 % de titane, au moins 0,05 % de silicium et entre 0 et 1,10 % d'argent. En outre la teneur T(Si) en silicium, la teneur T(Ag) en argent et la teneur T(Mg) en magnésium satisfont les relations :

$$0,40 \leq T(\text{Si}) + 0,4 T(\text{Ag}) \leq 0,60, \text{ et} \quad (1)$$

$$T(\text{Si}) + T(\text{Ag}) + 1,1 T(\text{Mg}) \leq 2,6 \quad (2)$$

La durée de vie sous contrainte (250 MPa) et en température (150°C) est ainsi très supérieure (E1,E3) à celle d'alliages traditionnels (Ref).



## Description

### Domaine technique

5 L'invention concerne un élément de structure d'aéronef réalisé dans un nouvel alliage à base d'aluminium, dont les caractéristiques originales lui procurent à la fois une bonne résistance à la corrosion sous contrainte et une durée de vie sous contrainte à température élevée sensiblement allongée ainsi qu'une tolérance aux dommages beaucoup plus élevée que les éléments comparables réalisés à l'aide d'alliages d'aluminium traditionnels.

10 Une application privilégiée de l'élément de structure conforme à l'invention concerne la réalisation des revêtements du fuselage et de la voilure d'un avion supersonique ainsi que la réalisation des cadres et raidisseurs associés à ces revêtements.

15 De façon plus générale, l'élément de structure selon l'invention peut être utilisé sur tout équipement d'un aéronef dont l'utilisation impose au moins 60000 heures de vol à une température comprise entre 100°C et 130°C environ. Dans ce contexte, l'élément de structure conforme à l'invention peut aussi être utilisé dans certaines zones chaudes des hélicoptères ainsi que sur les roues des avions.

### Etat de la technique

20 Lors du développement de l'avion supersonique Concorde, un nouvel alliage à base d'aluminium a été mis au point et développé. Cet alliage est appelé alliage AU2GN ou alliage 2618A (Al-2Cu-Mg-Ni). Dans sa formulation industrielle, il comprend aussi 0,20 % de silicium, 1,06 % de fer, et 0,09 % de titane, en poids.

25 La déformation au fluage de cet alliage 2618A, sous une contrainte de 150 MPa et à une température de 130°C autorise une durée de vol supersonique d'environ 15000 heures. Si cette durée de vol supersonique est conforme aux objectifs visés lors de l'élaboration du programme supersonique Concorde, elle est très insuffisante pour envisager le développement de nouveaux avions supersoniques sur la base d'un tel alliage.

30 En particulier, les futurs avions commerciaux supersoniques devront présenter une durée de vie comparable à celle des avions commerciaux subsoniques existants. Cela signifie qu'ils devront pouvoir voler au moins 80000 heures, dont environ 60000 en vol supersonique. Les éléments de structure les plus exposés à la température et travaillant à la traction, tels que le fuselage et les éléments formant l'intrados de la voilure devront donc être réalisés en un matériau dont la déformation au fluage soit inférieure à 0,1 après 120000 heures de vol (soit le double du temps de vol super-

35 sonique visé) à une température de 130°C et sous une contrainte de 150 MPa. Dans le document FR-A-2 279 852, il a été proposé une amélioration à l'alliage 2618 A, sous la forme d'un nouvel alliage d'aluminium généralement appelé alliage 2650 (Al-2Cu-Mg). Dans sa version industrielle, cet alliage comprend aussi 0,34 % de manganèse, 0,21 % de silicium, 0,20 % de fer, 0,21 % de nickel, 0,10 % de titane et 0,02 % de zirconium, en poids.

40 Par rapport à l'alliage 2618 A, l'alliage 2650 présente une tolérance aux dommages améliorée, c'est-à-dire qu'il présente une meilleure résistance à la propagation d'une fissure sous charge constante. En revanche, les caractéristiques de déformation au fluage à une température voisine de 130°C et sous une charge de 150 MPa restent pratiquement inchangées par rapport à celles de l'alliage 2618 A.

45 Parallèlement, un certain nombre d'études ont été menées sur la base de l'alliage 2618 A, afin d'analyser la résistance au fluage de cet alliage à différentes températures. On citera notamment à ce sujet l'article de H. MARTINOD et al. intitulé "Fluage de longue durée de l'alliage AU2GN", publié dans Mémoires Scientifiques Revue Métallurgique, LXVI, n° 4, 1969 et l'article de D. ADENIS et al. intitulé "Relation entre la résistance au fluage et la microstructure de l'AU2GN" dans Mémoires Scientifiques Revue Métallurgique, LXVI, n° 10, 1969.

50 Ces publications étudient notamment l'influence de la teneur en silicium de l'alliage 2618 A sur sa tenue au fluage de longue durée en température. L'article de Martinod et al. indique notamment qu'à 175°C, une teneur minimale de 0,15 % environ en silicium est nécessaire pour avoir une bonne résistance au fluage. Par ailleurs, l'article de D. ADENIS et al. observe qu'à une température de 130°C, des allongements de fluage très importants se produisent pour une teneur en silicium de 0,03 %, mais que ce phénomène disparaît lorsque la teneur en silicium est portée à 0,09 %. Toutefois, il est indiqué qu'une augmentation de la teneur en silicium au-delà de ce pourcentage est ensuite sans grande influence sur les allongements de fluage.

Dans le document FR-A-2 279 852, déjà cité et dont on a vu qu'il concerne l'alliage 2650, il est proposé notamment d'ajouter à l'alliage de 0 à 1 % d'argent. Toutefois, aucun effet procuré par cet additif n'est mentionné.

55 Par ailleurs, le document EP-A-0 224 016 propose un alliage à base d'aluminium et à forte teneur en cuivre, sensiblement différent des alliages 2618 A et 2650. Cet alliage contient moins de 0,10 % de silicium ainsi que 0,2 à 1,0 % d'argent. A 180°C et sous une contrainte de 250 MPa, une déformation sous fluage de 0,2 % est obtenue au bout de 500 heures.

**Exposé de l'invention**

L'invention a précisément pour objet un élément de structure d'aéronef réalisé dans un alliage à base d'aluminium dont les caractéristiques originales confèrent à cet élément une bonne résistance à la corrosion sous contrainte, une tolérance aux dommages élevée ainsi qu'une longue durée de vie, sans affecter les autres caractéristiques mécaniques de la structure.

L'invention a aussi pour objet un élément de structure d'aéronef réalisé dans un alliage à base d'aluminium limitant la déformation au fluage de l'élément à une valeur inférieure à 0,1 % après 120000 heures d'utilisation à une température de 130°C, sous une contrainte de 150 MPa.

L'invention a aussi pour objet un élément de structure d'aéronef réalisé dans un alliage à base d'aluminium insensible à la corrosion sous contrainte, c'est-à-dire présentant un seuil de non rupture à 30 jours dans un essai normalisé d'immersion-émersion alternées dans une solution à 3,5 % de NaCl, sous une contrainte de 250 MPa.

Le demandeur a découvert qu'en réalisant l'élément de structure dans un alliage d'aluminium dérivé de l'alliage 2650, contenant notamment du magnésium, du silicium et éventuellement de l'argent, les objectifs indiqués précédemment sont atteints à condition que les teneurs en silicium et en magnésium et la teneur éventuelle en argent soient conformes à deux relations données et que la teneur en zirconium soit inférieure ou égale à 0,05 %.

De façon plus précise, les objectifs précités sont atteints au moyen d'un élément de structure d'aéronef, réalisé dans un alliage à base d'aluminium contenant entre environ 2,00 et environ 3,00 % en poids de cuivre, entre environ 1,40 et environ 1,90 % en poids de magnésium, entre environ 0,20 et environ 0,70 % en poids de manganèse, entre 0 et environ 0,30 % en poids de fer, entre 0 et environ 0,30 % en poids de nickel, entre 0 et environ 0,15 % en poids de titane, au moins environ 0,05 % en poids de silicium, et entre 0 et environ 1,10 % en poids d'argent, caractérisé par le fait que la teneur T(Si) de l'alliage en silicium, la teneur T (Mg) de l'alliage en magnésium et la teneur T (Ag) de l'alliage en argent satisfont de plus les relations :

$$0,40 \leq T(\text{Si}) + 0,4 T(\text{Ag}) \leq 0,60, \quad (1)$$

et

$$T(\text{Si}) + T(\text{Ag}) + 1,1 T(\text{Mg}) \leq 2,6 \quad (2)$$

Selon une première forme de réalisation de l'invention, l'élément de structure d'aéronef est réalisé dans un alliage ne contenant pas d'argent et contenant entre environ 0,40 et environ 0,60 % en poids de silicium.

Selon une deuxième forme de réalisation de l'invention, l'élément de structure d'aéronef est réalisé dans un alliage contenant entre environ 0,20 et environ 0,40 % en poids de silicium et entre environ 0,40 et environ 0,60 % en poids d'argent.

Avantageusement, l'élément selon l'invention constitue un élément de revêtement ou un élément de cadre ou de raidisseur de revêtement sur un avion supersonique. Il est alors formé d'une tôle, d'un profilé extrudé, ou d'une pièce forgée ou matricée dans ledit alliage.

**Brève description des dessins**

On décrira à présent, à titre d'exemples non limitatifs, différentes formes de réalisation de l'invention, en se référant aux dessins annexés, dans lesquels :

- la figure 1 représente la déformation de fluage (en %) en fonction du temps (en heures) sous une contrainte de 250 MPa et à une température de 150 °C, pour un alliage 2618 A du type utilisé sur l'avion supersonique Concorde (courbe Ref), pour deux alliages conformes à l'invention (Courbes E1 et E3) et pour sept alliages comparatifs dérivés de l'alliage 2650 (Courbes E2 et E4 à E9) ;
- la figure 2 représente l'évolution de la contrainte (en MPa) en fonction du paramètre P de LARSON MILLER, pour une déformation de fluage de 0,1 % et à la rupture, d'une part pour un alliage 2618 A du type utilisé sur l'avion supersonique Concorde (droites C1 et C2) et d'autre part pour un alliage conforme à l'invention (droites C'1 et C'2) ;
- la figure 3 est un graphique illustrant les teneurs en silicium (en %) et en argent (en %) de deux alliages E1 et E3 conformes à l'invention et de sept alliages comparatifs E2 et E4 à E9 dérivés de l'alliage 2650, la zone hachurée correspondant aux alliages qui ne satisfont pas la relation (1) ;
- la figure 4 est un histogramme illustrant les durées de vie respectives des alliages E1 à E9 dans un essai normalisé de corrosion sous contrainte ;

- la figure 5 est un graphique illustrant les teneurs en magnésium (en %), et en (silicium + argent) (en %) de deux alliages E1 et E3 conformes à l'invention et de sept alliages comparatifs E2 et E4 à E9 dérivés de l'alliage 2650, la zone hachurée correspondant aux alliages qui ne satisfont pas la relation (2) ;
- la figure 6 représente, pour deux alliages E1 et E3 conformes à l'invention, l'évolution de la limite d'élasticité (en MPa), en fonction de la température (en °C) ; et
- la figure 7 représente, pour ces deux mêmes alliages E1 et E3 à 150°C, l'évolution de la limite d'élasticité (en MPa), en fonction de la durée de vieillissement (en heures).

**Exposé détaillé de formes de réalisation**

L'élément de structure d'aéronef conforme à l'invention constitue généralement soit un élément de revêtement de la voilure ou du fuselage d'un avion supersonique, soit une structure interne en contact direct avec cet élément de revêtement, tel qu'un cadre ou un raidisseur.

En outre, l'élément de structure selon l'invention est particulièrement adapté pour être utilisé dans les régions travaillant à la traction. Cela signifie que l'élément de structure selon l'invention est particulièrement adapté pour être utilisé sur l'intrados de la voilure et sur le fuselage. Cependant, un tel élément peut aussi être utilisé dans les régions qui ne travaillent pas à la traction, tels que l'extrados de la voilure, sans sortir du cadre de l'invention.

Par ailleurs, l'élément de structure selon l'invention peut aussi être utilisé dans les zones chaudes des aéronefs autres que les avions supersoniques. En particulier, l'élément de structure selon l'invention peut constituer un élément placé dans une zone chaude d'un hélicoptère, ou encore un élément de roue d'un aéronef de type quelconque.

Lorsqu'il s'agit d'un élément de revêtement, l'élément de structure selon l'invention est formé d'une tôle laminée. Lorsqu'il s'agit d'un élément de structure autre qu'un élément de revêtement, tel qu'un élément raidisseur ou un cadre, il est constitué par un profilé extrudé ou par une pièce forgée ou matricée.

Dans tous les cas, l'élément de structure d'aéronef conforme à l'invention est réalisé dans un alliage à base d'aluminium présentant des caractéristiques originales qui vont à présent être exposées.

Sur la base d'un alliage du type 2650 tel que décrit dans le document FR-A-2 279 852, le demandeur a découvert que seuls certains alliages de cette famille, ayant une teneur en magnésium inférieure à environ 1,90 % et satisfaisant une relation particulière entre la teneur de l'alliage en silicium et sa teneur en argent, présentaient une déformation de fluage inférieure à 0,1 % après 120000 heures d'utilisation à 130°C sous une contrainte de 150 MPa. Au contraire, les alliages de la même famille ayant une teneur en magnésium supérieure à 1,90 % ou ne satisfaisant pas cette relation présentent un comportement au fluage sensiblement moins performant.

Le demandeur a également découvert que, parmi ces alliages, seuls ceux satisfaisant à une relation particulière entre les teneurs de l'alliage en magnésium, en silicium et en argent et ayant une teneur en zirconium inférieure à 0,05 % présentaient un seuil de non rupture en corrosion sous contrainte dans un essai normalisé d'immersion-émersion alternées dans une solution à 3,5 % NaCl, sous une contrainte de 250 MPa.

De façon plus précise, l'élément de structure d'aéronef selon l'invention est réalisé dans un alliage à base d'aluminium du type de l'alliage 2650. Cet alliage contient en particulier entre environ 2,00 et environ 3,00 % en poids de cuivre, entre environ 1,40 et environ 1,90 % en poids de magnésium, entre environ 0,20 et environ 0,70 % en poids de manganèse, entre 0 et environ 0,30 % en poids de fer, entre 0 et environ 0,30 % en poids de nickel, entre 0 et environ 0,15 % en poids de titane, au moins environ 0,05 % en poids de silicium et entre 0 et environ 1,10 % en poids d'argent.

Ainsi cet alliage ne comprend pas de zirconium. Dans le cas où du zirconium serait présent à titre d'impureté, sa teneur ne doit pas dépasser 0,05 % en poids.

Sur la base d'un élément de structure d'aéronef réalisé dans un alliage de ce type, les caractéristiques remarquables de tenue au fluage indiquées précédemment, donnant à l'élément une tolérance aux dommages satisfaisante et une longue durée de vie, sont obtenues à la condition que la teneur T (Si) de l'alliage en silicium et la teneur T (Ag) de l'alliage en argent satisfassent la relation :

$$0,40 \leq T(\text{Si}) + 0,4 T(\text{Ag}) \leq 0,60 \tag{1}$$

Si la nécessité d'une présence minimale de silicium dans un alliage à base d'aluminium est connue depuis de nombreuses années, il n'avait jamais été observé jusqu'à présent que la tenue au fluage d'un tel alliage pouvait dépendre de la teneur conjointe de cet alliage en silicium et en argent.

D'une part, dans un alliage sans argent, il a été montré que, contrairement aux conclusions de Martinod et al. et Adenis et al., une amélioration de la tenue au fluage pouvait être obtenue en augmentant la teneur en silicium au-delà des limites citées.

D'autre part, il a été montré que l'addition d'argent dans un alliage à relativement faible teneur en cuivre améliorait

## EP 0 756 016 A1

également de façon très significative la tenue au fluage de l'alliage, cet effet étant toutefois amoindri si l'alliage contient également une forte teneur en silicium.

Les caractéristiques remarquables de tenue à la corrosion sous contrainte indiquées précédemment sont obtenues à la condition que la teneur T(Mg) de l'alliage en magnésium et que les teneurs en silicium et argent T(Si) et T(Ag) de l'alliage satisfassent la relation :

$$T(\text{Si}) + T(\text{Ag}) + 1,1 T(\text{Mg}) \leq 2,6 \quad (2)$$

Le demandeur est parvenu à ces conclusions après avoir effectué de nombreux essais sur des éprouvettes en forme de tôles. Ces éprouvettes présentaient une épaisseur de 1,6 mm.

Il est à noter que des éprouvettes ont été réalisées dans de nombreux alliages, aussi bien du type 2650 que de types sensiblement différents. Etant donné que les essais effectués sur la base d'alliages n'appartenant pas à la famille des alliages 2650 n'ont donné aucun résultat satisfaisant, les résultats obtenus sur la base des éprouvettes correspondantes ne seront pas exposés.

Les compositions des éprouvettes E1 et E3 réalisées sur la base de l'alliage 2650, présentant une teneur en magnésium inférieure à 1,90 % et satisfaisant les relations (1) et (2) sont énoncées dans le tableau 1 ci-dessous.

TABLEAU 1

N° Echantillon	Cu	Mg	Mn	Si	Fe	Ni	Ti	Ag	Zr
E1	2,70	1,65	0,35	0,50	0,20	0,20	0,10	--	--
E3	2,70	1,65	0,35	0,20	0,20	0,20	0,10	0,50	--

A titre de comparaison, la composition de sept éprouvettes E2 et E4 à E9 présentant une teneur en magnésium supérieure à 1,90 % ou ne satisfaisant pas simultanément les relations (1) et (2) est donnée dans le tableau 2.

TABLEAU 2

N° Echantillon	Cu	Mg	Mn	Si	Fe	Ni	Ti	Ag	Zr
E2	2,70	1,65	0,35	0,10	0,20	0,20	0,10	1,00	--
E4	2,70	1,65	0,35	0,10	0,20	0,20	0,10	0,50	0,12
E5	2,70	1,65	0,35	0,10	0,20	0,20	0,10	0,50	--
E6	2,70	2,00	0,35	0,10	0,20	0,20	0,10	1,00	--
E7	2,70	1,65	0,35	0,50	0,20	0,20	0,10	0,50	--
E8	2,70	2,00	0,35	0,10	0,20	0,20	0,10	0,50	--
E9	3,00	1,65	0,35	0,10	0,20	0,20	0,10	0,50	--

Chacune des éprouvettes E1 à E9 dont les compositions sont données dans les tableaux 1 et 2 a été obtenue par laminage à partir d'un lingot, lui-même obtenu par coulée de l'alliage d'aluminium correspondant. Bien entendu, plusieurs éprouvettes de chaque type ont été réalisées afin de pouvoir procéder en parallèle sur chacune d'elles à différents types d'essais tels que des essais de corrosion et de résistance mécanique à froid et à une température de 150°C.

Les essais de déformation sous contrainte ont été effectués en soumettant les éprouvettes à une contrainte constante de 250 MPa, à une température de 150°C et en poursuivant ces essais jusqu'à la rupture de chacune des éprouvettes. Les résultats de ces essais sont portés sur la figure 1 pour chacune des éprouvettes E1 à E9. A titre comparatif, on a également porté sur la figure 1, en Ref, les résultats d'un essai comparable effectué sur une éprouvette représentative de l'alliage 2618 A utilisé sur l'avion supersonique Concorde. Les flèches apparaissant à l'extrémité droite des courbes représentatives des éprouvettes E2 et E6 montrent que la rupture de ces éprouvettes ne s'était pas produite lorsque les courbes ont été tracées.

Les courbes de la figure 1 montrent clairement qu'après 3000 heures d'essai, seules les éprouvettes E1 à E3 ne s'étaient pas rompues. De plus, à 3000 heures, ces éprouvettes présentaient encore une déformation sous contrainte sensiblement inférieure à 1 %.

Les éprouvettes E6 et E7 montrent un comportement sensiblement amélioré par rapport à celui de l'alliage 2618 A. Toutefois, leur rupture se produit après un nombre d'heures inférieur à 2500 (si la rupture de l'éprouvette E6 n'est pas intervenue, l'allure de la courbe laisse présager un temps voisin de 2000 heures). Toutes les autres éprouvettes montrent un comportement amélioré par rapport à l'alliage 2618, pour une durée comprise entre environ 800 et 1000 heures, mais qui se dégrade ensuite rapidement.

## EP 0 756 016 A1

Il est à noter que les essais effectués sur les éprouvettes E1 à E9 ont été faits en appliquant sur ces éprouvettes une contrainte de 250 MPa, à une température de 150°C. Cette contrainte et cette température sont supérieures à la contrainte de 150 MPa et à la température de 130°C que doit supporter l'élément de structure conforme à l'invention. Ces valeurs ont été choisies pour permettre de réaliser les essais dans un temps raisonnable, une durée d'essais de 120000 heures étant évidemment irréaliste.

Les résultats des essais effectués sur les éprouvettes E1 à E9 peuvent être extrapolés aux conditions de contraintes et de températures auxquelles sera réellement soumis l'élément de structure d'aéronef, en utilisant une propriété établie par LARSON et MILLER. Ces derniers ont montré que des essais réalisés dans des conditions de contraintes et de températures différentes pouvaient être corrélés au moyen d'une courbe maîtresse liant la contrainte au paramètre P, appelé "Paramètre LARSON MILLER", qui dépend à la fois de la température T (en °C) et du temps t (en heures). Ce paramètre LARSON MILLER est donné par la relation :

$$P = \frac{1}{1000} \times (T + 273) (20 + \log(t)) \quad (3)$$

Selon LARSON MILLER l'évolution de la contrainte (en MPa) à la rupture de l'éprouvette, en fonction du paramètre P, est représentée, pour des alliages différents, par des droites parallèles. Ainsi, la droite C1, qui illustre la rupture sous différentes charges d'un alliage 2618 A classique, ainsi que le point A représentatif de la rupture de l'éprouvette E3 sous une contrainte de 250 MPa, permettent d'extrapoler le temps conduisant à la rupture d'une éprouvette réalisée dans le même alliage que l'éprouvette E3, soumis à une contrainte de 150 MPa. Pour cela, il suffit de tracer la parallèle C'1 à C1, passant par A, puis de lire la valeur du paramètre P(B) du point B de cette droite C'1 correspondant à une contrainte de 150 MPa. Pour une température donnée (par exemple 130°C), la relation (3) permet de déduire du paramètre P(B) ainsi établi le temps conduisant à la rupture sous cette contrainte de 150 MPa.

En outre, le demandeur a établi que le comportement au fluage des alliages correspondant à une déformation maximale donnée, par exemple de 0,1 %, pouvait également être représenté par des droites parallèles aux précédentes, sur la représentation de LARSON MILLER illustrée sur la figure 2.

Ainsi, on a porté en C2 sur cette figure les valeurs représentatives d'une déformation au fluage de 0,1 % dans le cas de l'alliage 2618 A. L'extrapolation de cette observation, à partir du point A' représentatif d'une déformation inférieure à 0,1 % de l'éprouvette E3 et de la droite C'2 parallèles aux droites C1, C'1 et C2, illustrée par le point B' sur la figure 2, permet d'établir en utilisant la relation (3), qu'une déformation de fluage de 0,1 % serait obtenue en 850000 heures environ sous une contrainte de 150 MPa et une température de 130°C.

Cette analyse confirme que des éléments de structures d'aéronefs réalisés dans les alliages correspondant aux éprouvettes E1, E2 ou E3 satisferaient très largement les objectifs fixés en ce qui concerne le fluage.

Un examen attentif de la composition des alliages correspondant aux éprouvettes E1, E2 et E3, ainsi que la comparaison de ces compositions avec celles des alliages E4 à E9 ont permis d'établir qu'à partir d'un alliage de base dérivé de l'alliage 2650, un comportement satisfaisant au fluage de longue durée à 130°C n'est obtenu qu'à la condition que la teneur de l'alliage en silicium et en argent soit conforme à la relation (1) énoncée précédemment, et dans la mesure où la teneur en magnésium n'excède pas 1,90 %.

Dans le cas de l'éprouvette E1, il est à noter que cette relation est satisfaite avec un alliage ne contenant pas d'argent et contenant 0,50 % en poids de silicium.

Dans le cas de l'éprouvette E2, la relation est satisfaite avec un alliage qui contient au contraire 1 % en poids d'argent et une teneur en silicium réduite, de 0,10 % en poids.

Enfin, l'éprouvette E3 est représentative d'une situation intermédiaire, dans laquelle l'alliage comprend une teneur intermédiaire en silicium (0,20 % en poids) et une teneur intermédiaire en argent (0,50 % en poids).

Sur la figure 3 sur laquelle on a porté la teneur de l'alliage en silicium (en %) en fonction de la teneur de l'alliage en argent (en %), les points E1 à E9 correspondent aux teneurs en silicium et en argent des alliages dans lesquels sont réalisées les éprouvettes correspondantes. La zone non hachurée correspond au domaine défini par la relation (1) conforme à l'invention. On voit que les points E1, E2 et E3 appartiennent à cette zone alors que tous les autres points sont situés à l'extérieur, à l'exception du point E6. Toutefois, il est à noter que l'éprouvette E6 est réalisée dans un alliage qui contient 2,00 % de magnésium. De ce fait, cet alliage n'est pas conforme à l'invention.

Les essais de corrosion sous contrainte ont été effectués en soumettant les éprouvettes à une contrainte constante de 250 MPa en traction, avec des cycles comprenant une immersion pendant 50 minutes dans une solution aqueuse à 3,5 % de NaCl et une émergence pendant 10 minutes dans l'air, en poursuivant l'essai pendant 30 jours, conformément à la norme ASTM-G47.

Les résultats de ces essais effectués pour chaque alliage sur trois éprouvettes, sont portés sur la figure 4 pour chacune des éprouvettes essayées, en blanc pour la première éprouvette, en hachuré pour la seconde et en noir pour la troisième.

Parmi les alliages essayés, seuls les alliages E1, E3, E5 et E9 satisfont le critère de non rupture d'aucune des

éprouvettes après 30 jours d'essai.

Un examen attentif de la composition des alliages correspondant aux éprouvettes E1, E3, E5 et E9, ainsi que la comparaison de ces compositions avec celles des alliages E2, E4 et E6 à E8, ont permis d'établir qu'à partir d'un alliage de base dérivé de l'alliage 2650, un comportement satisfaisant à la corrosion sous contrainte n'est obtenu qu'à la condition que les teneurs de l'alliage en magnésium, silicium et argent soient conformes à la relation (2) énoncée précédemment, et dans la mesure où la teneur en zirconium n'excède pas 0,05 %.

Sur la figure 5, sur laquelle on a porté la teneur de l'alliage en Mg (en %) en fonction de la teneur de l'alliage en Si + Ag (en %), les points E1 à E9 correspondent aux teneurs en Mg, Si et Ag des alliages E1 à E9. La zone non hachurée correspond au domaine défini par la relation (2) avec les teneurs en Mg conformes à l'invention.

On voit que les points E1 et E3 appartiennent à cette zone, ainsi que les points E4, E5 et E9 qui ne satisfont pas la relation (1).

Les autres essais effectués sur les éprouvettes E1 à E9 ont montré que les alliages conformes à l'invention affichent une diminution maximale de 10 % de leur résistance mécanique après 4000 heures à 150°C.

Ces résultats sont illustrés par la figure 6, qui donne pour les deux éprouvettes E1 et E3 conformes à l'invention l'évolution de leur limite d'élasticité  $\sigma$  (en MPa) d'une éprouvette non vieillie, en fonction de la température T (en °C), et par la figure 7, qui donne pour les deux mêmes éprouvettes, l'évolution de leur limite d'élasticité  $\sigma$  (en MPa) à 150°C, en fonction de la durée de vieillissement t (en heures).

Par ailleurs, des essais effectués sur des produits industriels de compositions proches, de la famille des alliages 2650, ont montré que ces alliages, du fait de leur faible teneur en fer et en nickel, présentent une ténacité très nettement améliorée par aux objectifs recherchés pour les futurs avions supersoniques.

## Revendications

1. Élément de structure d'aéronef, réalisé dans un alliage à base d'aluminium contenant entre environ 2,00 et environ 3,00 % en poids de cuivre, entre environ 1,40 et environ 1,90 % en poids de magnésium, entre environ 0,20 et environ 0,70 % en poids de manganèse, entre 0 et environ 0,30 % en poids de fer, entre 0 et environ 0,30 % en poids de nickel, entre 0 et environ 0,15 % en poids de titane, au moins environ 0,05 % en poids de silicium, et entre 0 et environ 1,10 % en poids d'argent, caractérisé par le fait que la teneur T(Si) de l'alliage en silicium, la teneur T(Mg) de l'alliage en magnésium et la teneur T(Ag) de l'alliage en argent satisfont de plus les relations :

$$0,40 \leq T(\text{Si}) + 0,4 T(\text{Ag}) \leq 0,60, \quad (1)$$

et

$$T(\text{Si}) + T(\text{Ag}) + 1,1 T(\text{Mg}) \leq 2,6 \quad (2)$$

2. Élément selon la revendication 1, caractérisé par le fait qu'il est réalisé dans un alliage ne contenant pas d'argent et contenant entre environ 0,40 et environ 0,60 % en poids de silicium.
3. Élément selon la revendication 1, caractérisé par le fait qu'il est réalisé dans un alliage contenant entre environ 0,20 et environ 0,40 % en poids de silicium et entre environ 0,40 et environ 0,60 % en poids d'argent.
4. Élément selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé par le fait qu'il constitue un élément de revêtement ou un élément de cadre ou de raidisseur de revêtement sur un avion supersonique.
5. Élément selon la revendication 4, caractérisé par le fait qu'il est formé d'une tôle, d'un profilé extrudé, ou d'une pièce forgée ou matricée dans ledit alliage.

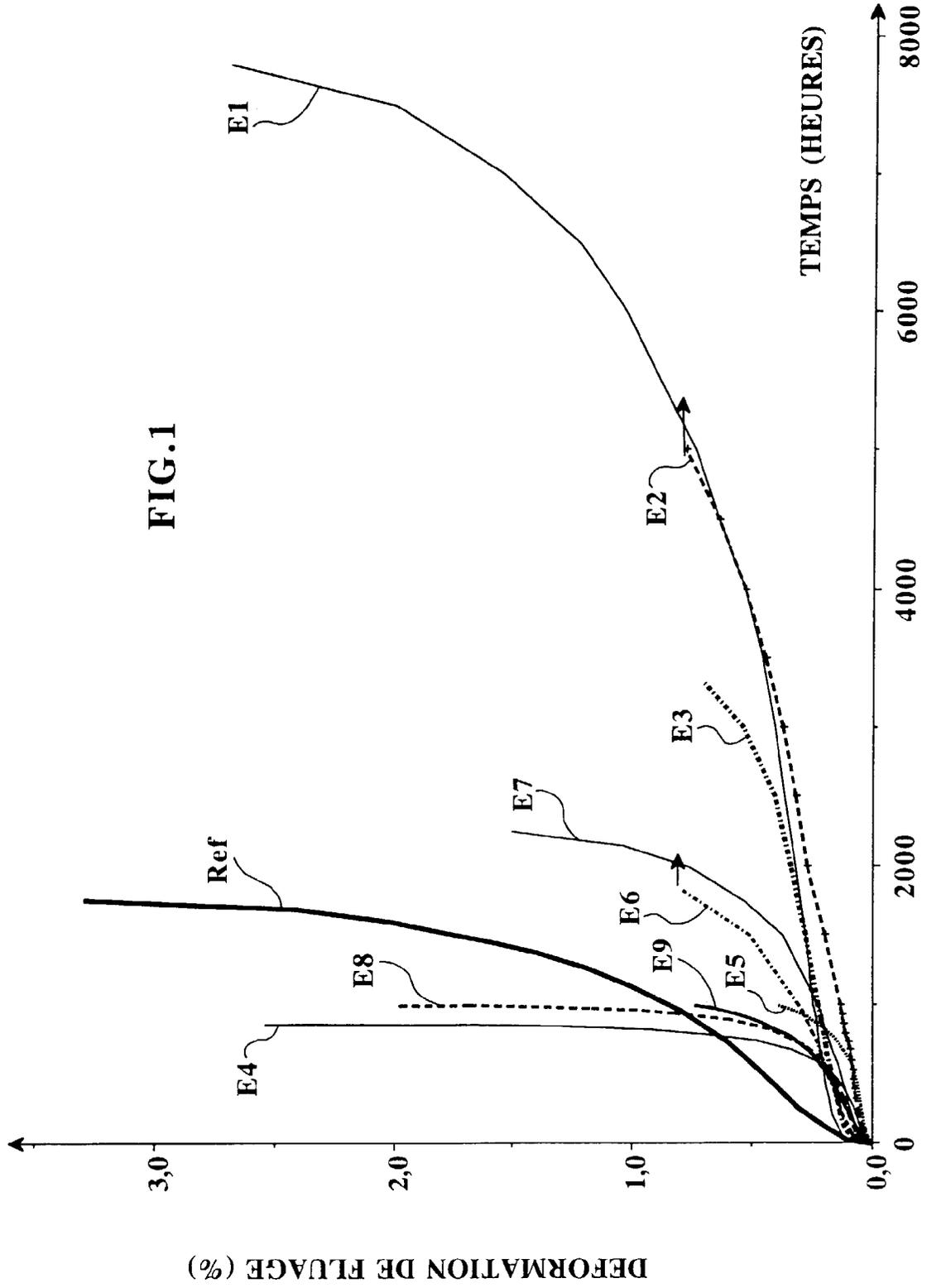


FIG. 2

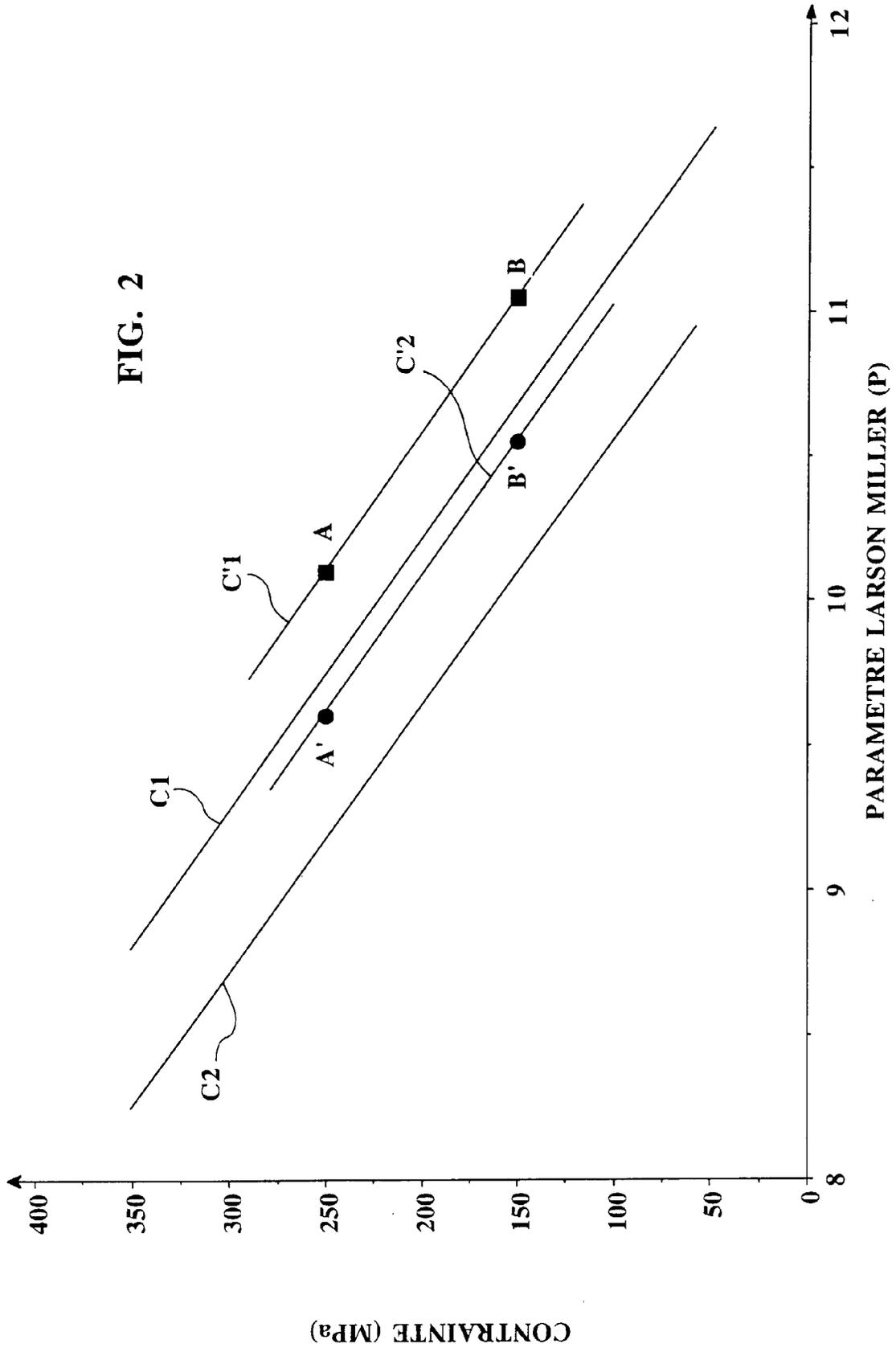


FIG. 3

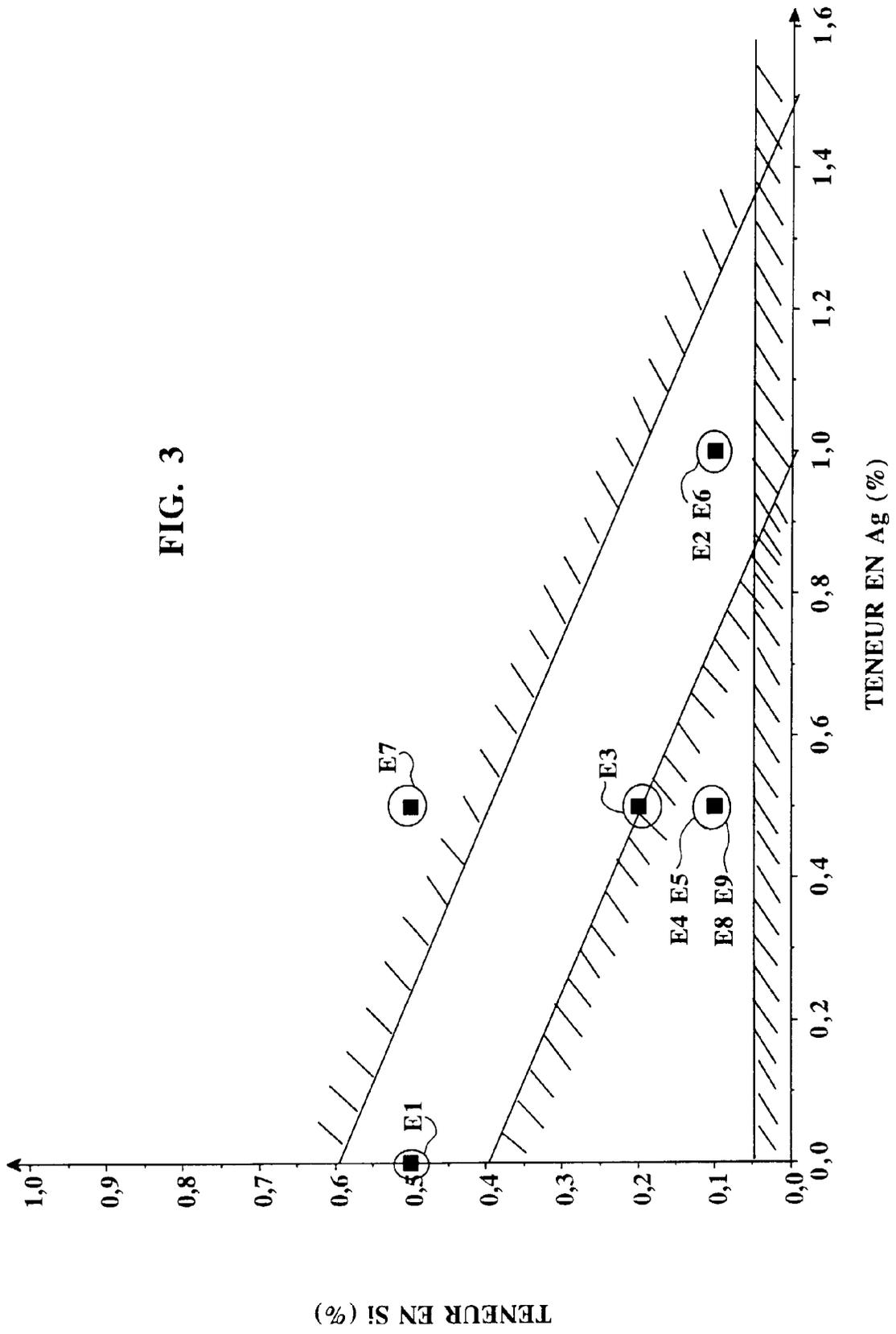


FIG. 4

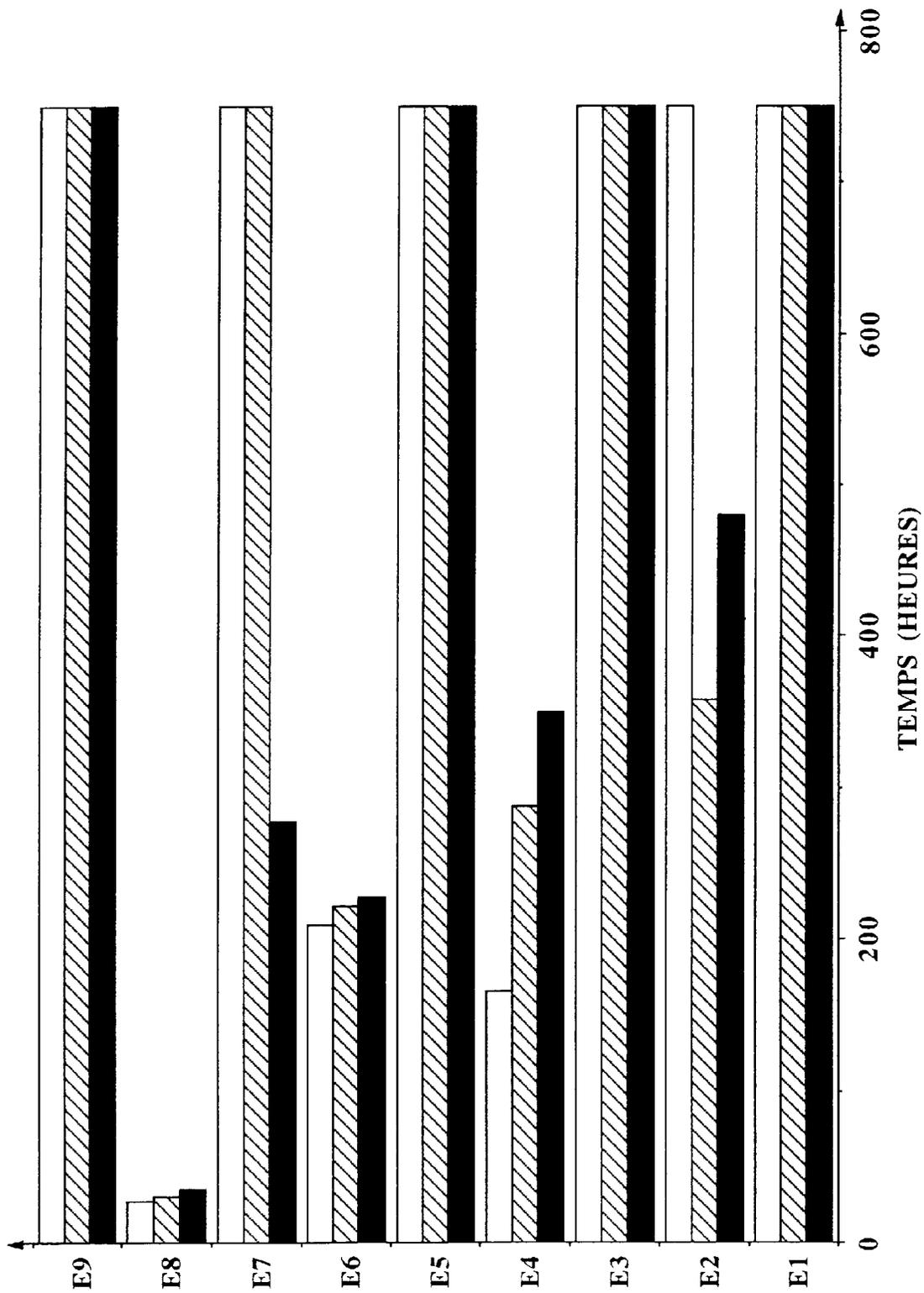
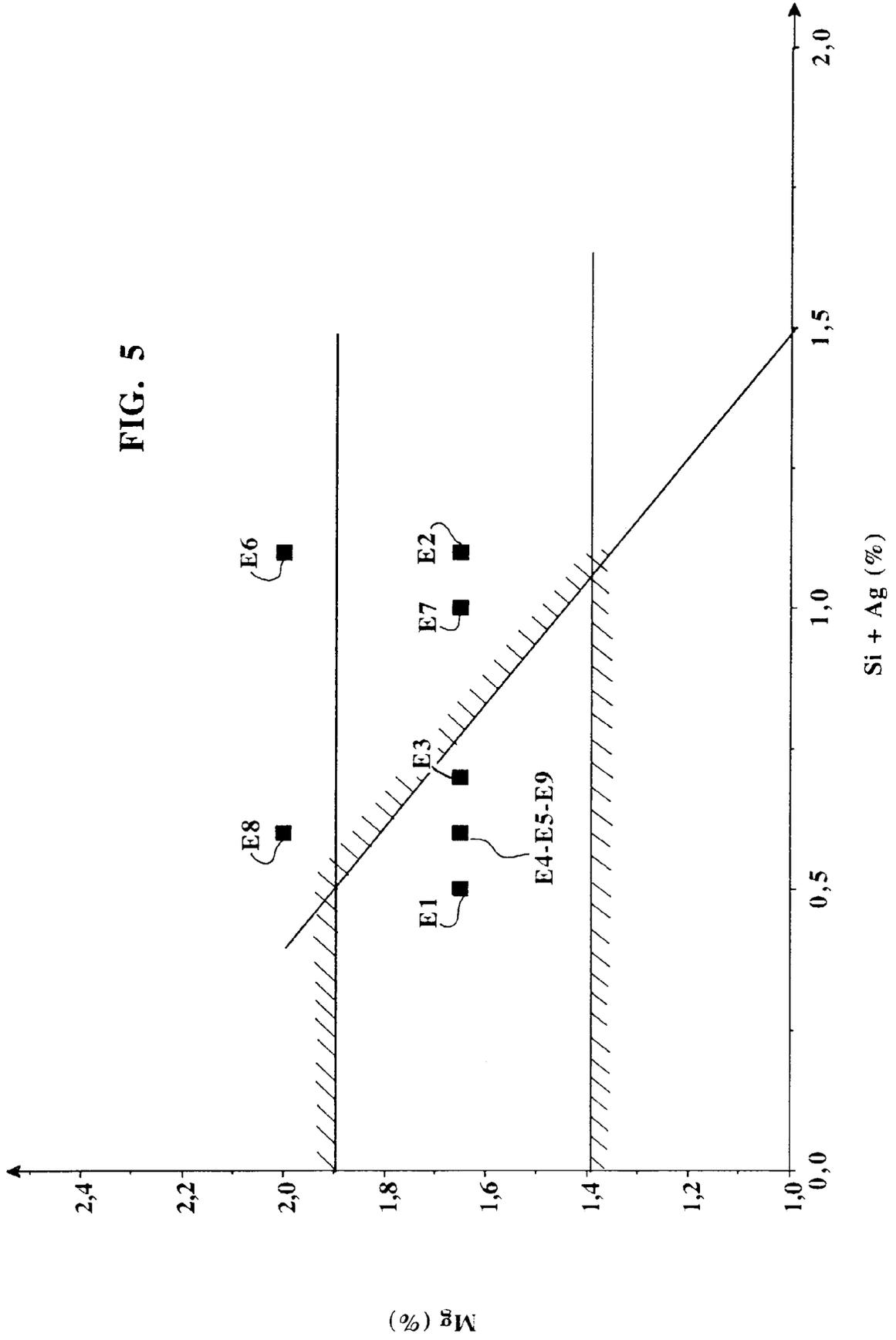
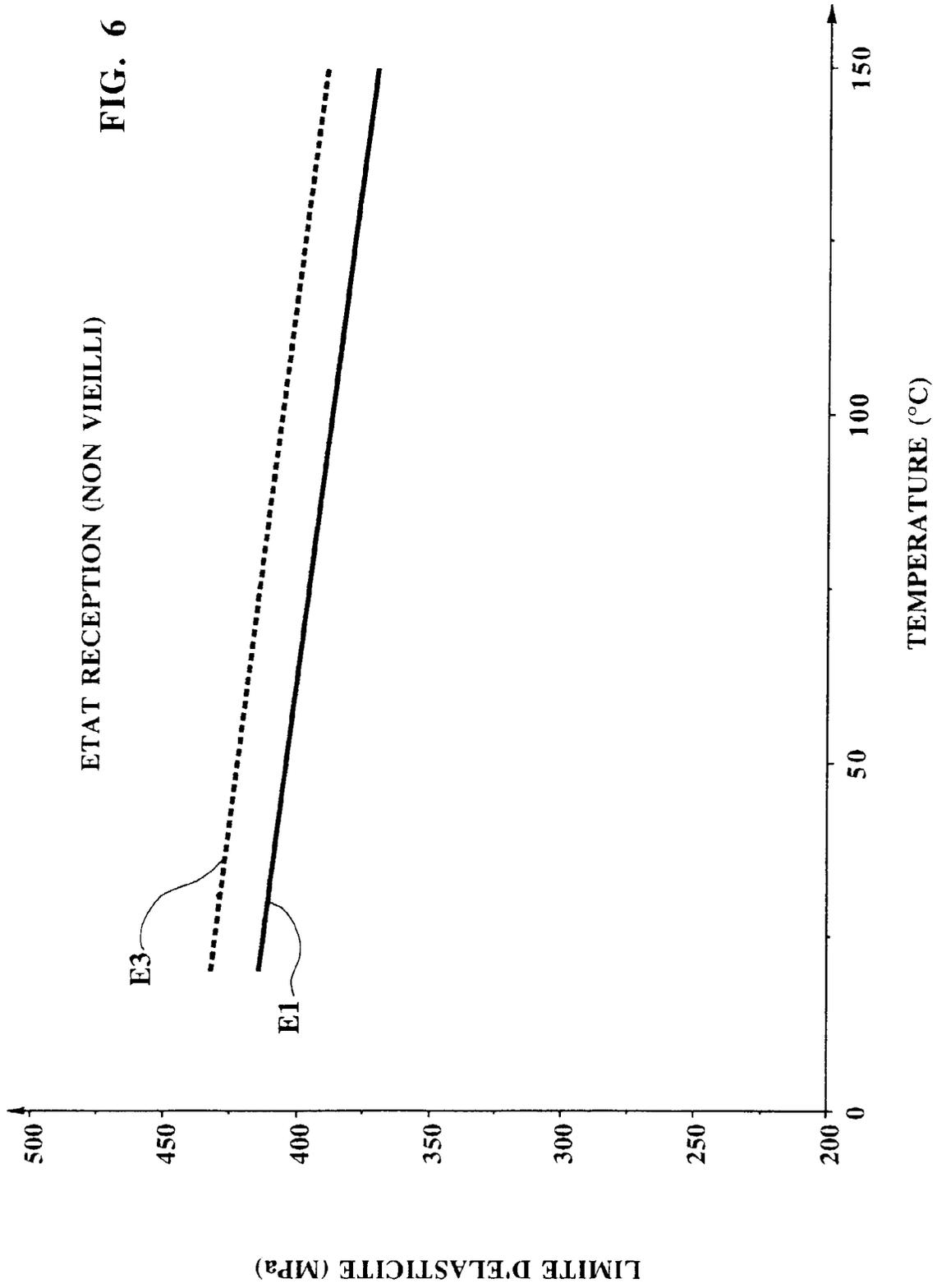
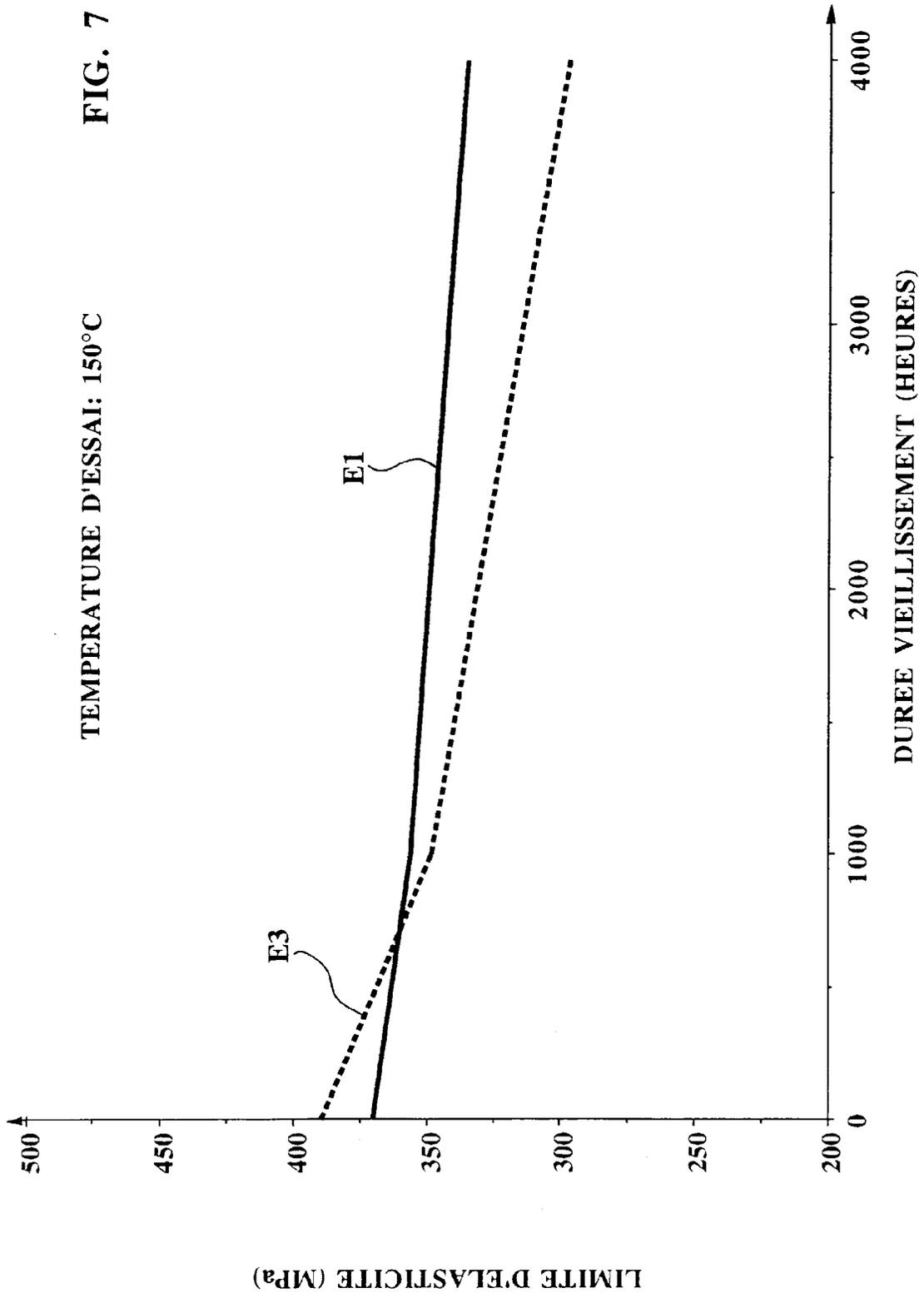


FIG. 5









Office européen  
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numero de la demande  
EP 96 40 1680

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int.Cl.6)
A,D	FR-A-2 279 852 (CEGEDUR-FORGEAL) * revendications 1-10 * ---	1-5	C22C21/16
A	US-A-4 062 704 (SPERRY ET AL.) * le document en entier * ---	1,2	
A	US-A-4 000 007 (DEVELAY ET AL.) * le document en entier * ---	1,2	
A	FR-A-2 087 439 (BRITISH ALUMINIUM COMPANY LTD.) * revendications 1-16 * ---	1,2	
A	DE-A-735 314 (ERNST HEINKEL FLUGZEUGWERKE GMBH) * le document en entier * -----	1	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.Cl.6)
			C22C
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche LA HAYE		Date d'achèvement de la recherche 22 Octobre 1996	Examineur Lippens, M
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons ..... & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

EPO FORM 1503 03.82 (P04C02)