



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 323 902**

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

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **06841937 .3**

96 Fecha de presentación : **14.12.2006**

97 Número de publicación de la solicitud: **1966402**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **10.09.2008**

54

Título: **Chapa de aluminio-cobre-litio de alta tenacidad para fuselaje de avión.**

30

Prioridad: **20.12.2005 FR 05 12931**

45

Fecha de publicación de la mención BOPI:
27.07.2009

45

Fecha de la publicación del folleto de la patente:
27.07.2009

73

Titular/es: **ALCAN RHENALU**
17 place des Reflets, La Défense 2
92400 Courbevoie, FR

72

Inventor/es: **Bes, Bernard;**
Ribes, Hervé;
Sigli, Christophe y
Warner, Timothy

74

Agente: **Mir Plaja, Mireia**

ES 2 323 902 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

ES 2 323 902 T3

DESCRIPCIÓN

Chapa de aluminio-cobre-litio de alta tenacidad para fuselaje de avión.

5 **Ámbito de la invención**

La presente invención se refiere por lo general a productos de aleaciones de aluminio y más particularmente a tales productos, sus procedimientos de fabricación y de utilización, en particular en la industria aeroespacial.

10 **Estado de la técnica**

Se realiza un esfuerzo de investigación continuo para desarrollar materiales que puedan a la vez reducir el peso y aumentar la eficacia de las estructuras de aviones de altas prestaciones. Las aleaciones aluminio-litio (AlLi) son muy interesantes al respecto porque el litio puede reducir la densidad del aluminio de un 3% y aumentar el módulo de elasticidad de un 6% por cada por ciento en peso de litio añadido. Sin embargo las aleaciones AlLi aún no se utilizan de manera intensiva en la industria aeroespacial debido a defectos de las aleaciones desarrolladas hasta hoy, tales como una estabilidad térmica inadecuada, una gran anisotropía y una tenacidad inadecuada por ejemplo.

La historia del desarrollo de las aleaciones AlLi se describe por ejemplo en el capítulo "Aleaciones aluminio-litio": de la obra "Aluminium and Aluminium Alloys", (ASM Specialty Handbook, 1994). Las primeras aleaciones aluminio-litio (Al-Zn-Cu-Li) se introdujeron en Alemania en los años 20, a continuación se introdujo la aleación AA2020 (Al-Cu-Li-Mn-Cd) a finales de los años 50 y después, a mediados de los años 60, se introdujo la aleación 1420 (Al-Mg-Li) en la Unión Soviética. Las únicas aplicaciones industriales de la aleación AA2020 fueron las alas y los estabilizadores horizontales de los aviones RA5C Vigilante. La composición clásica de la aleación AA2020 era (en porcentaje en peso): Cu: 4,5, Li: 1,2, Mn: 0,5, Cd: 0,2. Entre las razones por las que esta aleación tiene aplicaciones limitadas, se puede subrayar su baja tenacidad. Aparte de la función específica del Cd, una de las razones por las que ésta tiene propiedades limitadas se atribuyó a la utilización del Mn en esta aleación. En 1982 E.A. Starke declaró (en "Metallurgical Transactions A.", Vol. 13A, p.2267): "Los dispersoides de mayor tamaño ricos en Mn también pueden ser nefastos para la ductilidad porque provocan porosidades". Esta idea de un efecto nefasto del Mn fue ampliamente reconocida por el especialista. Por ejemplo, en 1991, Blackenship declaró (en "Proceedings of the Sixth International Aluminium-Lithium Conference", Garmisch-Partenkirchen, p.190), "Los dispersoides ricos en manganeso crean porosidades y favorecen así el proceso de fractura". Se sugirió que se utilice el circonio en vez del manganeso como agente de control de la estructura granular. En el mismo documento Blackenship declara: "El circonio es un elemento de calidad para el control de la estructura granular en las aleaciones Al-Li-X".

Siguieron desarrollando las aleaciones AlLi en los años 80 lo que conllevó la introducción de las aleaciones comerciales AA8090, AA2090 y AA2091. Todas estas aleaciones contenían circonio en vez de manganeso.

A principios de los años 90 se introdujo una nueva gama de aleaciones AlLi que contenía plata, conocidas por el nombre "Weldalite®". Dichas aleaciones solían contener menos Li y presentaban una mejor estabilidad térmica. La patente US nº 5 032 359 (Pickens, Martin Marietta) describe aleaciones que contienen entre un 2,0 y un 9, 8% en peso de un elemento de aleación que comprende Cu, Mg y mezclas de éstas, entre un 0,01 y un 2,0% en peso de Ag, un 0,2 y un 4,1% en peso de Li y un 0,05 y un 1,0 por ciento en peso de un aditivo de afino de grano seleccionado entre Zr, Cr, Mn, Ti, B, Hf, V, TiB₂ y mezclas de éstos. Es de notar que de hecho la lista de aditivos de afino propuesta por Pickens mezcla elementos utilizados para el afino de grano en fundición (tal como el TiB₂) y elementos utilizados para el control de la estructura del grano durante las operaciones de transformación, tales como el circonio. A pesar de que Pickens indique que "aunque haya que concentrarse aquí en la utilización del circonio para el afino del grano, se pueden utilizar afinadores de grano convencionales tales como el Cr, el Mn, el Ti, el B, el Hf, el V, el TiB₂ y mezclas de éstos", aparece claramente a partir de la historia del desarrollo de las aleaciones AlLi que existe para el especialista un prejuicio en cuanto a la utilización de cualquier elemento distinto del Zr para el control de la estructura granular. Así se utiliza el Zr en todos los ejemplos descritos por Pickens. Del mismo modo, en una aleación desarrollada más recientemente (AA2050, véase también WO2004/106570), se encuentra la utilización de circonio para el afino del grano, donde la adición de manganeso permite mejorar la tenacidad.

El documento WO2004/106570 A1 divulga la aleación, en porcentaje de peso: Cu: 2,5-5,5%, Li: 0,1-2,5%, Mg: 0,2-1%, Ag: 0,2-0,8%, Mn: 0,2-0,8%, Zr: hasta un 0,3%, resto Al e inevitables impurezas.

También se puede mencionar la aleación AA2297 que contiene litio, cobre y manganeso, de forma opcional magnesio pero no plata, y para la que se utiliza también el circonio para el afino del grano. US 5 234 662 divulga una composición preferente de un 1,6% en peso de Li, un 3% en peso de Cu, un 0,3% en peso de Mn y un 0,12% en peso de Zr.

Las aleaciones AA2050 y AA2297 se propusieron principalmente para chapas gruesas, de un espesor superior a 0,5 pulgada (12,7 mm).

Otra gama de aleaciones AlLi que contiene Zn se describió en la patente US nº 4 961 792 y la patente US nº 5 066 342 por ejemplo, y se desarrolló a principios de los años 90. La metalurgia de estas aleaciones no puede compararse

ES 2 323 902 T3

con la metalurgia de las aleaciones “Weldalite®” porque la adición de una cantidad significativa de zinc, y en particular la combinación del zinc y del magnesio, modifica totalmente las propiedades de la aleación, por ejemplo en términos de resistencia mecánica y resistencia a la corrosión.

5 Con vistas a utilizar las aleaciones ALLi para aplicaciones de fuselaje, las aleaciones tienen que ofrecer prestaciones iguales, incluso mejores prestaciones en términos de resistencia mecánica, tolerancia a los daños, que las aleaciones actualmente utilizadas que no contienen Li. En particular la resistencia a la propagación de las grietas es un tema importante en el marco de estas aplicaciones y esto explica por que se utilizan tradicionalmente las aleaciones reconocidas por su alta tolerancia a los daños tales como la AA2524 y la AA2056. Entre las otras propiedades deseables, se puede subrayar la soldabilidad y la resistencia a la corrosión. Debido a la creciente tendencia de reducción de las operaciones costosas de fijación mecánica en la industria aeroespacial, se introducen aleaciones soldables tales como la AA6013, la AA6056 o la AA6156 para los paneles de fuselaje. La alta resistencia a la corrosión también es deseable para sustituir los productos lacados por productos desnudos más baratos. Entre los problemas vinculados a las aleaciones ALLi conocidas, arriba se mencionó la anisotropía del límite de elasticidad que a su vez determina la anisotropía de las otras propiedades mecánicas. El bajo límite de elasticidad en las direcciones de ensayo intermedias, como por ejemplo a 45° con respecto a la dirección de laminado, es la manifestación más patente de la anisotropía.

20 En lo que se refiere a las propiedades de la tolerancia a los daños, el ensayo de curva R es un medio ampliamente reconocido para caracterizar las propiedades de tenacidad. La curva R representa la evolución del factor de intensidad de tensión efectiva crítica para la propagación de grieta de acuerdo con la extensión de grieta efectiva bajo una creciente tensión monótona. Permite la determinación de la carga crítica para una ruptura inestable para cualquier configuración adaptada a estructuras fisuradas de aeronave. Los valores del factor de intensidad de tensión y de la extensión de grieta son valores efectivos tales como se definen en la norma ASTM E561. El análisis clásico, que suele utilizarse, de los ensayos realizados en paneles que presentan una grieta central, proporciona un factor de intensidad de tensión aparente de ruptura (K_{app}). Este valor no varía necesariamente de forma significativa de acuerdo con la longitud de la curva R. Sin embargo la longitud de la curva R, a saber la extensión de grieta máxima de la curva, es un parámetro importante en sí para el diseño de fuselaje, en particular para paneles que comprenden refuerzos fijados.

30 Existe una necesidad de aleación de Al-Cu-Li de alta resistencia mecánica, que no presente ninguna anisotropía, con una alta tenacidad y en particular una alta extensión de grieta antes de una ruptura inestable, una alta resistencia a la corrosión, una pequeña densidad (es decir inferior a unos 2,70 g/cm³), para aplicaciones aeronáuticas y en particular aplicaciones de chapa de fuselaje.

35 **Objeto de la invención**

Un primer objeto de la invención es una aleación a base de aluminio que comprende entre un 2,1 y un 2,8% en peso de Cu, un 1,1 y un 1,7% en peso de Li, un 0,1 y un 0,8% en peso de Ag, un 0,2 y un 0,6% en peso de Mg, un 0,2 y un 0,6% en peso de Mn, una cantidad de Fe y de Si inferior o igual a un 0,1% en peso cada uno, balance Al e inevitables impurezas en una proporción inferior o igual a un 0,05% en peso cada una y un 0,15% en peso en total, siendo la aleación sensiblemente exenta de circonio, lo que significa que la proporción de circonio es inferior a un 0,04% en peso.

45 Otro objeto de la invención es un procedimiento de fabricación de una chapa de aleación de aluminio que presenta altas resistencia y tenacidad, en el que:

50 (a) Se cuele una placa que comprende entre un 2,1 y un 2,8% en peso de Cu, un 1,1 y un 1,7% en peso de Li, un 0,1 y un 0,8% en peso de Ag, un 0,2 y un 0,6% en peso de Mg, un 0,2 y un 0,6% en peso de Mn, una cantidad de Fe y de Si inferior o igual a un 0,1% en peso cada uno, balance Al e inevitables impurezas en una proporción inferior o igual a un 0,05% en peso cada una y un 0,15% en peso en total, siendo la aleación sensiblemente exenta de circonio, lo que significa que la proporción de circonio es inferior a un 0,04% en peso,

55 (b) se homogeneiza la correspondiente placa entre 480 y 520°C durante 5 a 60 horas,

(c) se lamina en caliente y de forma opcional en frío la correspondiente placa en una chapa, con una temperatura inicial de laminado de 450 a 490°C,

60 (d) se disuelve la correspondiente chapa entre 480 y 520°C durante 15 minutos a 4 horas,

(e) se temple la correspondiente chapa,

(f) se tracciona de manera controlada la correspondiente chapa con una deformación permanente de entre un 1 y un 5%,

65 (g) se realiza un revenido de la correspondiente chapa por calentamiento entre 140 y 170°C durante 5 a 80 horas.

ES 2 323 902 T3

Otro objeto de la invención es un producto laminado, extruido o forjado que comprende una aleación según la invención.

5 Otro objeto de la invención es un elemento de estructura destinado a la construcción aeronáutica que comprende un producto según la invención.

Descripción de las figuras

10 Las figuras 1 a 5 se refieren a ciertos aspectos de la invención que aquí se describen. Éstas son ilustrativas y de ningún modo limitativas.

Figura 1: Curva R en el sentido T-L (probeta CCT760)

15 Figura 2: Curva R en el sentido L-T (probeta CCT760)

Figura 3: Evolución de la velocidad de fisuración en el sentido T-L cuando varía la amplitud del factor de intensidad de tensión.

20 Figura 4: Evolución de la velocidad de fisuración en el sentido L-T cuando varía la amplitud del factor de intensidad de tensión.

Figura 5: Evolución relativa de $R_{p0,2}$ según la orientación con respecto a la dirección de laminado.

25 Descripción de la invención

a) Definiciones

30 Salvo indicación contraria todas las indicaciones que se refieren a la composición química de las aleaciones se expresan como un porcentaje en peso basado en el peso total de la aleación. La denominación de las aleaciones se hace conforme a los reglamentos de The Aluminium Association conocidos por el especialista. Las definiciones de los estados metalúrgicos se indican en la norma europea EN 515.

35 Salvo indicación contraria las características mecánicas estáticas, en otros términos la resistencia a la ruptura última R_m , el límite de elasticidad en tracción $R_{p0,2}$ y el alargamiento de rotura A se determinan mediante un ensayo de tracción según la norma EN 10002-1, definiéndose el lugar de donde se sacan las piezas y su sentido mediante la norma EN 485-1.

40 La velocidad de fisuración (utilizando el ensayo $da/dN - \Delta K$) se determina según la norma ASTM E 647.

Se determina una curva que proporciona el factor de intensidad de tensión efectiva de acuerdo con la extensión de grieta efectiva, conocida como la curva R, según la norma ASTM E 561. El factor de intensidad de tensión crítica K_c , en otros términos el factor de intensidad que hace que la grieta es inestable, se calcula a partir de la curva R. El factor de intensidad de tensión K_{co} también se calcula al atribuir a la carga crítica la longitud de grieta inicial al principio de la carga monótona. Ambos valores se calculan para una probeta de forma requerida. K_{app} representa el factor K_{co} que corresponde a la probeta utilizada para efectuar el ensayo de curva R. K_{eff} representa el factor K_c que corresponde a la probeta utilizada para efectuar el ensayo de curva R. $\Delta a_{eff(max)}$ representa la extensión de grieta del último punto de la curva R, válido según la norma ASTM E561. El último punto se obtiene sea al producirse la ruptura repentina de la probeta, sea eventualmente cuando la tensión en el ligamento no fisurado excede por término medio el límite de elasticidad del material. Salvo indicación contraria el tamaño de grieta al acabarse la etapa de prefisuración por fatiga es $W/3$ para probetas de tipo M (T), donde W es la anchura de la probeta tal como se define en la norma ASTM E561.

55 Es de notar que la anchura de la probeta utilizada en un ensayo de tenacidad puede tener una influencia sustancial sobre la curva R medida en el ensayo. Siendo las chapas de fuselaje grandes paneles, los resultados de tenacidad obtenidos en muestras suficientemente anchas, tales como muestras que tienen una anchura superior o igual a 400 mm, son los únicos que se consideraron significativos para la evaluación de la tenacidad. Por esta razón es que sólo se utilizaron las muestras de ensayo CCT760, que tenían una anchura de 760 mm, para la evaluación de la tenacidad. La longitud de grieta inicial es $2a_0 = 253$ mm.

60 Aquí se llama “elemento de estructura” o “elemento estructural” de una construcción mecánica una pieza mecánica cuyos fallos son susceptibles de poner en peligro la seguridad de la correspondiente construcción, de sus usuarios o de los demás.

65 Para un avión estos elementos de estructura comprenden en particular los elementos que componen el fuselaje (tales como la piel de fuselaje (fuselage skin en inglés), los refuerzos o largueros de fuselaje (stringers), los tabiques estancos (bulkheads), los fuselajes circulares (circumferential frames), las alas (tales como la piel de ala (wing skin),

ES 2 323 902 T3

los refuerzos (stringers o stiffeners), las costillas (ribs) y los largueros (spars)), así como los perfiles de suelo (floor beams), los carriles de asientos (seat tracks) y las puertas.

5 Cuando se hable de “chapa” se hace referencia aquí a un producto laminado que no excede los 12,7 mm ó 0,5 pulgada de espesor.

b) Descripción detallada de la invención

10 Ventajosamente la aleación aluminio-cobre-litio-plata-magnesio-manganeso según un modo de realización de la invención tiene la siguiente composición:

15 CUADRO 1

Gamas de composición de aleaciones según la invención (% en peso, siendo el resto Al)

	Cu	Li	Ag	Mg	Mn
20 Ancha	2,1 a	1,1 a	0,1 a	0,2 a	0,2 a
	2,8	1,7	0,8	0,6	0,6
25 Preferente	2,2 a	1,2 a	0,2 a	0,3 a	0,2 a
	2,6	1,6	0,6	0,5	0,5
30 Más preferente	2,3 a	1,3 a	0,2 a	0,3 a	0,3 a
	2,5	1,5	0,4	0,4	0,4

35 siendo la aleación sensiblemente exenta de circonio. Cuando se hable de “sensiblemente exenta de circonio” se tiene que entender que la proporción de circonio ha de ser inferior a un 0,04% en peso, preferentemente inferior a un 0,03% en peso, y aún más preferentemente inferior a un 0,01% en peso.

40 De manera inesperada los inventores descubrieron que la pequeña proporción de circonio permitía mejorar la tenacidad de las aleaciones Al-Cu-Li-Ag-Mg-Mn; en particular la longitud de la curva R aumenta de manera significativa. La utilización de manganeso en vez de circonio para controlar la estructura granular presenta distintas ventajas adicionales tales como la obtención de una estructura recristalizada y con propiedades isotropas para un espesor situado entre 0,8 y 12,7 mm o entre 1/32 y 1/2 pulgada.

45 El hierro y el silicio suelen perjudicar las propiedades de tenacidad. La cantidad de hierro tiene que limitarse a un 0,1% en peso (preferentemente a un 0,05% en peso) y la cantidad de silicio tiene que limitarse a un 0,1% en peso (preferentemente a un 0,05% en peso). Las inevitables impurezas tienen que limitarse a un 0,05% en peso cada una y a un 0,15% en peso en total. Si la aleación no comprende otro elemento de adición, el resto está constituido por aluminio.

50 Los inventores descubrieron que si la proporción de cobre es superior a un 2,8%, o a un 2,6%, o incluso a un 2,5% en peso, en ciertos casos las propiedades de tenacidad pueden bajar rápidamente mientras que, si la proporción de cobre es inferior a un 2,1%, o a un 2,2%, o incluso a un 2,3% en peso, la resistencia mecánica es demasiado pequeña.

55 En lo que se refiere a la proporción de litio, una proporción de litio superior a un 1,7%, o a un 1,6%, incluso a un 1,5% en peso provoca problemas de estabilidad térmica. Una proporción de litio inferior a un 1,1%, o a un 1,2%, incluso a un 1,3% en peso provoca una resistencia mecánica inadecuada y una ganancia inferior en términos de densidad.

60 Los inventores descubrieron que si la proporción de plata es inferior a un 0,1%, o a un 0,2% en peso, la resistencia mecánica obtenida no cumple las propiedades deseadas. Sin embargo la proporción de plata tiene que mantenerse por debajo de un 0,8%, o de un 0,6%, o incluso de un 0,4% en peso ya que una gran cantidad de plata aumenta la densidad de la aleación y así mismo su costo.

65 La aleación según la invención puede utilizarse para fabricar productos extruidos, forjados o laminados. Ventajosamente la aleación según la invención se utiliza para fabricar chapas.

ES 2 323 902 T3

Los productos según la invención presentan una muy alta tenacidad. Los inventores sospechan que quizás la ausencia de circonio en los productos según la invención pueda estar relacionada con los resultados de tenacidad. Zr y Mn, que ambos pueden utilizarse para controlar la estructura granular, poseen un comportamiento muy distinto. Durante la solidificación, siendo Zr un elemento peritético, suele enriquecerse en el centro del grano y empobrecerse en los límites del grano, mientras que Mn, que es un elemento eutéctico que posee un coeficiente de reparto de aproximadamente uno, se distribuye de manera mucho más homogénea. El comportamiento diferente de Zr y Mn durante la solidificación podría estar relacionado con el efecto diferente observado en términos de tenacidad. La obtención de una estructura recristalizada, favorecida aquí por la ausencia de circonio, quizás también puede tener un efecto beneficioso intrínseco sobre la tenacidad. Ventajosamente el índice de recristalización de los productos según la invención es superior a un 80%.

Los inventores descubrieron que la temperatura de homogeneización tenía que situarse preferentemente entre 480 y 520°C durante 5 a 60 horas, y más preferentemente entre 490 y 510°C durante 8 a 20 horas. Durante la invención los inventores observaron que en ciertos casos las temperaturas de homogeneización superiores a los 520°C tendían a reducir los resultados de tenacidad. Los inventores piensan que existe una relación entre el efecto técnico de las condiciones de homogeneización y el comportamiento durante la solidificación que se describe más arriba.

Para la fabricación de las chapas la temperatura inicial de laminado en caliente es preferentemente de 450 a 490°C. El laminado en caliente se realiza preferentemente como para obtener un espesor comprendido entre unos 4 y 12,7 mm. De forma opcional, para un espesor de aproximadamente 4 mm o menos, puede añadirse una etapa de laminado en frío si fuera necesario. En caso de fabricación de chapas, la chapa obtenida tiene un espesor comprendido entre 0,8 y 12,7 mm, y la invención es más ventajosa para chapas de 1,6 a 9 mm de espesor y aún más ventajosa para chapas de 2 a 7 mm de espesor. El producto según la invención se disuelve después, preferentemente por tratamiento térmico entre 480 y 520°C durante 15 min. a 4 h, y se templea con agua a temperatura ambiente.

El producto se somete después a una tracción controlada de entre un 1 y un 5% y preferentemente de entre un 2 y un 4%. Si la tracción es superior a un 5% las propiedades mecánicas pueden resultar no suficientemente mejoradas y puede que se encuentren dificultades industriales tales como una aplicación costosa, lo que aumentaría el costo del producto. Se realiza un revenido a una temperatura comprendida entre 140 y 170°C durante 5 a 80 h y más preferentemente entre 140 y 155°C durante 20 a 80 h. Las temperaturas de disolución más bajas en este intervalo suelen favorecer una alta tenacidad. En un modo de realización de la presente invención que comprende una etapa de soldadura del producto, la etapa de revenido se divide en dos etapas: una etapa de revenido previo, anterior a una operación de soldadura, y un tratamiento térmico final de un elemento estructural soldado.

Las características de las chapas obtenidas con la presente invención comprenden por lo menos una de las siguientes características:

- el límite de elasticidad en tracción $R_{p0,2}$ en el sentido L es preferentemente de por lo menos 390 MPa o incluso de 400 MPa,

- la resistencia a la ruptura R_m en el sentido L es preferentemente de por lo menos 410 MPa o incluso de 420 MPa,

- el límite de elasticidad en tracción $R_{p0,2}$ a 45° con respecto al sentido del laminado es por lo menos igual al límite de elasticidad en tracción $R_{p0,2}$ en el sentido L-T.

- la diferencia entre el límite de elasticidad en tracción $R_{p0,2}$ a 45° con respecto al sentido del laminado y el límite de elasticidad en tracción $R_{p0,2}$ en el sentido TL definida por $(R_{p0,2}(TL) - R_{p0,2}(45°))/R_{p0,2}(TL)$, está comprendida entre un +5% y un -5% y preferentemente entre un +3% y un -3%.

- las propiedades de tenacidad que utilizan probetas CCT760 (con $2a_0 = 253$ mm) son tales que:

- K_{app} en la dirección T-L es preferentemente de por lo menos 100 MPa \sqrt{m} y preferentemente de por lo menos 120 MPa \sqrt{m} ;

- K_{app} en la dirección L-T es de por lo menos 150 MPa \sqrt{m} y preferentemente de por lo menos 160 MPa \sqrt{m} ;

- K_{eff} en la dirección T-L es de por lo menos 120 MPa \sqrt{m} y preferentemente de por lo menos 150 MPa \sqrt{m} ;

- K_{eff} en la dirección L-T es de por lo menos 160 MPa \sqrt{m} y preferentemente de por lo menos 220 MPa \sqrt{m} ;

- $\Delta a_{eff(max)}$, la extensión de grieta del último punto válido de la curva R en la dirección T-L, es preferentemente de por lo menos 60 mm y preferentemente de por lo menos 80 mm;

- $\Delta a_{eff(max)}$, a partir de la curva R en la dirección L-T, es preferentemente de por lo menos 60 mm y preferentemente de por lo menos 80 mm.

Los términos “alta resistencia”, “alta tenacidad”, “gran extensión de grieta antes de una fractura inestable”, “pequeña anisotropía” tales como se utilizan aquí se refieren a productos que ofrecen las susodichas propiedades.

ES 2 323 902 T3

Ventajosamente el índice de recristalización de las chapas según la invención es superior a un 80%.

Ventajosamente la conformación de los productos según la invención puede efectuarse por estirado-conformado ("stretch-forming"), embutición profunda, prensado, conformación por estirado, laminado de perfil o plegado, siendo estas técnicas conocidas por el especialista. En el ensamblaje de piezas estructurales, si se desea se pueden utilizar todas las técnicas conocidas y posibles de remache, pegado y soldadura adaptadas a aleaciones de aluminio. Los productos según la invención se pueden fijar a refuerzos o marcos, por remache, pegado o soldadura por ejemplo. Los inventores descubrieron que en caso de elegirse la soldadura, puede ser preferible utilizar técnicas de soldadura a baja temperatura, que ayudan a garantizar que la zona térmicamente afectada esté tan limitada como sea posible. Al efecto la soldadura por láser y la soldadura por fricción-mezcla proporcionan a menudo resultados particularmente satisfactorios.

De ser deseable los productos según la invención, antes o después de la conformación, pueden someterse ventajosamente a un revenido para proporcionar propiedades mecánicas estáticas mejoradas. Ventajosamente este revenido también puede efectuarse en un elemento estructural ensamblado. Los productos según la invención se utilizan preferente para la fabricación de elementos estructurales destinados a la construcción aeronáutica. Un elemento estructural, formado por una chapa según la invención y refuerzos o marcos, estando preferentemente constituidos dichos refuerzos o marcos por perfiles extruidos, se puede utilizar en particular para la fabricación de fuselaje aeronáutico o cualquier otra utilización en la que las presentes propiedades pudieran ser ventajosas. En una realización ventajosa de la invención, se realiza un panel de fuselaje que comprende por lo menos una chapa según la invención.

Los inventores descubrieron que los productos de la invención ofrecían un compromiso particularmente favorable entre las propiedades mecánicas estáticas, la alta tenacidad y la densidad. Para productos de baja densidad conocidos, las chapas de alta resistencia a la tracción y con un importante límite de elasticidad suelen tener una baja tenacidad. Para las chapas de la invención las propiedades de alta tenacidad y en particular la curva R muy larga favorecen la aplicación industrial a las piezas de fuselaje de aeronaves. En ciertas realizaciones ventajosas de la invención la densidad de los productos es inferior a unos 2,69 g/cm³ y preferentemente inferior a unos 2,66 g/cm³.

Los productos de la invención no suelen inducir ningún problema particular durante las operaciones ulteriores de tratamiento de superficie clásicamente utilizadas en construcción aeronáutica, en particular para un pulido mecánico o químico, o tratamientos destinados a mejorar la adherencia de los revestimientos de polímero.

Suele ser alta la resistencia a la corrosión intergranular de los productos de la invención; a modo de ejemplo, al someter el metal a un ensayo de corrosión, sólo suelen detectarse picaduras. En un modo de realización preferente, se puede realizar una chapa de la invención, sin que ésta se sitúe en una u otra cara, con una aleación de aluminio poco cargada de elementos de aleación.

Estos aspectos, así como otros, de la presente invención se explican más detalladamente con ayuda del siguiente ejemplo ilustrativo y no limitativo.

Ejemplo

El ejemplo de la invención lleva la referencia C. Los ejemplos B y D se presentan a modo de comparación. El ejemplo A es una aleación AA2098 de referencia. En el cuadro 2 se proporcionan las composiciones químicas de las diferentes aleaciones tomadas a prueba.

CUADRO 2

Composición química (% en peso)

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

ES 2 323 902 T3

En el cuadro 3 se presenta la masa volúmica de las diferentes aleaciones sometidas a prueba. Entre los diferentes materiales sometidos a prueba las muestras B a D presentan la masa volúmica más pequeña.

CUADRO 3

Masa volúmica de las aleaciones sometidas a prueba

Referencia	Masa volúmica (g/cm ³)
A (2098)	2,70
B	2,64
C	2,64
D	2,62

En el cuadro 4 se presentan los procedimientos utilizados para la fabricación de las diferentes muestras.

CUADRO 4

Condiciones de las consecutivas etapas de transformación

	Referencia A	Referencias B, C y D
Revenido	T8	T8
Atenuación de las tensiones por calentamiento	Sí	Sí
Homogeneización	8 h a 500 °C + 36 h a 526 °C	12 h a 500 °C
Temperatura de inicio de laminado en caliente	485 °C	450 a 490 °C
Laminado en caliente	Espesor > 4 mm	Espesor > 4 mm, temperatura de salida de laminado en caliente < 280 °C

ES 2 323 902 T3

5	Laminado en frío	Espesor < 4 mm	Espesor < 4 mm, recocido intermedio opcional
10	Disolución	2 h a 521 °C	1 h a 500 °C
15	Temple	Agua a temperatura ambiente	Agua a temperatura ambiente
20	Tracción controlada	1 a 5 % de deformación permanente	1 a 5 % de deformación permanente
25	Revenido	14 h a 155 °C (4,5 mm), 18 h a 160 °C (6,7 mm)	48 h a 152 °C

30

La estructura granular de las muestras se caracterizó a partir de la observación microscópica de las secciones transversales tras oxidación anódica, bajo luz polarizada o después de un ataque crómico. Se determinó un índice de recristalización. El índice de recristalización se define como la fracción de superficie ocupada por granos recristalizados. Para las muestras B, C y D el índice de recristalización era de un 100%. Para las muestras A#1 y A#2 el índice de recristalización era inferior a un 20%.

35

Las muestras se sometieron mecánicamente a prueba con el fin de determinar sus propiedades mecánicas estáticas así como su resistencia a la propagación de las grietas. En el cuadro 5 se proporcionan el límite de elasticidad en tracción, la resistencia última y el alargamiento de rotura.

40

CUADRO 5

Propiedades mecánicas de las muestras

45

Mues- tra	Es- pesor (mm)	Sentido L			Sentido TL			45 °		
		R _m (MPa)	R _{p0,2} (MPa)	A (%)	R _m (MPa)	R _{p0,2} (MPa)	A (%)	R _m (MPa)	R _{p0,2} (MPa)	A (%)
A#1	4,5	573	549	11,0	559	528	12,0			
A#2	6,7	559	537	11,3	553	529	10,9	494	459	15,3
B	5	409	373	14,2	396	344	13,2	398	348	14,0
C	5	439	414	14,0	434	386	11,9	433	387	13,1
D	5				295	228	15,8			

65

ES 2 323 902 T3

Las propiedades mecánicas estáticas de las muestras según la invención son comparables a las de una aleación clásica de la gama 2XXX tolerante a los daños y son inferiores a las de las aleaciones de alta resistencia tales como la 7475 o la 2098 (A). La resistencia de la aleación de comparación B es inferior a la de la aleación según la invención (C), lo que quizás está relacionado con la ausencia de plata en la aleación de comparación B. Los inventores consideran que la proporción de cobre y la proporción de circonio inferiores de la muestra según la invención explican la resistencia más baja en comparación con la aleación 2098 (muestra A).

La anisotropía de la muestra C según la invención es muy baja tal como lo ilustra la figura 5 que representa la evolución normalizada del límite elástico de acuerdo con la orientación. Así el límite de elasticidad en tracción a 45° es un poco superior al límite de elasticidad en tracción en el sentido TL; de tal modo la diferencia entre estos valores, definida por $(R_{p0.2}(TL) - R_{p0.2}(45^\circ)) / R_{p0.2}(TL)$, es de -0,3%. En comparación esta diferencia es de un 13,2% para la muestra de referencia A#2 (AA2098).

Además la muestra C según la invención presenta altas propiedades de tenacidad.

En las figuras 1 y 2 se suministran las curvas R de las muestras A#1, B y C, respectivamente para las direcciones T-L y L-T. La figura 1 muestra claramente que la extensión de grieta del último punto válido de la curva R ($\Delta a_{eff(max)}$) es mucho más grande para la muestra C de la invención que para la muestra de referencia A#1. Este parámetro es por lo menos tan crítico como los valores K_{app} porque, como se explica en la descripción del arte anterior, la longitud de la curva R es un parámetro importante para el diseño del fuselaje. La figura 2 muestra la misma tendencia pero la diferencia es más pequeña porque la dirección L-T da intrínsecamente mejores resultados. El cuadro 6 recopila los resultados de los ensayos de tenacidad.

CUADRO 6

Resultados de los ensayos de tenacidad

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

En el cuadro 7 se reúnen los resultados procedentes de la curva R. La extensión de grieta del último punto válido de la curva R es superior para la muestra C de la invención que para la muestra A#1 de referencia. Los inventores consideran que pueden proponerse varias razones para explicar estos resultados. De manera inesperada la ausencia de Zr puede contribuir en mayor parte, directa o indirectamente, a los resultados en términos de tenacidad.

ES 2 323 902 T3

CUADRO 7

Datos de resumen de la curva R

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

Las figuras 3 y 4 muestran la evolución de la velocidad de fisuración respectivamente en la orientación T-L y L-T, cuando varía la amplitud del factor de intensidad de tensión. La anchura de la muestra era de 400 mm (probeta CCT 400) y $R = 0,1$. No se observa ninguna diferencia de mayor importancia entre las muestras A, B y C. La velocidad de fisuración de la muestra C es del mismo orden de magnitud que en la que se obtiene típicamente para las aleaciones AA6156 y AA2056.

La resistencia a la corrosión intergranular de las muestras A#1, B y C se sometió a prueba según la norma ASTM G110. Para todas las muestras no se detectó ninguna corrosión intergranular. Así para la muestra según la invención la resistencia a la corrosión intergranular era alta.

Aparecerán más claramente al especialista otras ventajas, características y modificaciones. Por lo tanto la invención en sus aspectos más amplios no se limita a los detalles específicos ni a los dispositivos representativos que se muestran y describen aquí. Así pues se pueden efectuar distintas modificaciones sin salir del alcance del concepto inventivo general tal como se define en las reivindicaciones anexas.

ES 2 323 902 T3

REIVINDICACIONES

- 5 1. Aleación a base de aluminio que comprende entre un 2,1 y un 2,8% en peso de Cu, un 1,1 y un 1,7% en peso de Li, un 0,1 y un 0,8% en peso de Ag, un 0,2 y un 0,6% en peso de Mg, un 0,2 y un 0,6% en peso de Mn, una cantidad de Fe y de Si inferior o igual a un 0,1% en peso cada uno, balance Al e inevitables impurezas en una proporción inferior o igual a un 0,05% en peso cada una y un 0,15% en peso en total, siendo la aleación sensiblemente exenta de circonio, lo que significa que la proporción de circonio es inferior a un 0,04% en peso.
- 10 2. Aleación de aluminio según la reivindicación 1, que comprende entre un 2,2 y un 2,6% en peso de Cu, un 1,2 y un 1,6% en peso de Li, un 0,2 y un 0,6% en peso de Ag, un 0,3 y un 0,5% en peso de Mg, un 0,2 y un 0,5% en peso de Mn.
- 15 3. Aleación de aluminio según la reivindicación 1, que comprende entre un 2,3 y un 2,5% en peso de Cu, un 1,3 y un 1,5% en peso de Li, un 0,2 y un 0,4% en peso de Ag, un 0,3 y un 0,4% en peso de Mg, un 0,3 y un 0,4% en peso de Mn.
- 20 4. Aleación de aluminio según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3 en la que la proporción de circonio es inferior a un 0,03% en peso y preferentemente inferior a un 0,01% en peso.
- 25 5. producto laminado, extruido o forjado que comprende una aleación según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4.
- 30 6. Producto según la reivindicación 5 cuyo índice de recristalización es superior a un 80%.
- 35 7. Producto laminado según la reivindicación 5 o la reivindicación 6 cuyo espesor no excede los 12,7 mm.
- 40 8. Procedimiento de fabricación de una chapa de aleación de aluminio que presenta altas resistencia y tenacidad, en el que:
- 45 (a) se cuela una placa que comprende entre un 2,1 y un 2,8% en peso de Cu, un 1,1 y un 1,7% en peso de Li, un 0,1 y un 0,8% en peso de Ag, un 0,2 y un 0,6% en peso de Mg, un 0,2 y un 0,6% en peso de Mn, una cantidad de Fe y de Si inferior o igual a un 0,1% en peso cada uno, balance Al e inevitables impurezas en una proporción inferior o igual a un 0,05% en peso cada una y un 0,15% en peso en total, siendo la aleación sensiblemente exenta de circonio, lo que significa que la proporción de circonio es inferior a un 0,04% en peso,
- 50 (b) se homogeneiza la correspondiente placa entre 480 y 520°C durante 5 a 60 horas,
- (c) se lamina en caliente y de forma opcional en frío la correspondiente placa en una chapa, con una temperatura inicial de laminado de 450 a 490°C,
- (d) se disuelve la correspondiente chapa entre 480 y 520°C durante 15 minutos a 4 horas,
- (e) se temple la correspondiente chapa,
- 55 (f) se tracciona de manera controlada la correspondiente chapa con una deformación permanente de entre un 1 y un 5%,
- (g) se realiza un revenido de la correspondiente chapa por calentamiento entre 140 y 170°C durante 5 a 80 horas.
- 60 9. Producto según la reivindicación 8 en el que el espesor de las chapas obtenidas está comprendido entre 0,8 mm y 12,7 mm y preferentemente entre 1,6 mm y 9 mm.
- 65 10. Chapa susceptible de obtenerse mediante el procedimiento de la reivindicación 8 o de la reivindicación 9, que comprende
- (a) un límite de elasticidad $R_{0,2}$ en el sentido L de por lo menos 390 MPa y preferentemente de por lo menos 400 MPa, y/o
- (b) una diferencia entre el límite de elasticidad en tracción $R_{p0,2}$ a 45° con respecto al sentido del laminado y el límite de elasticidad en tracción $R_{p0,2}$ en el sentido TL, definida por $(R_{p0,2} (TL) - R_{p0,2} (45^\circ)) / R_{p0,2} (TL)$, comprendida entre un +5% y un -5% y preferentemente entre un +3% y un -3%, y/o
- (c) una tenacidad de tensión plana K_{app} , medida en probetas de tipo CCT760 ($2a_0 = 253$ mm) de por lo menos 100 MPa \sqrt{m} y preferentemente de por lo menos 120 MPa \sqrt{m} , en el sentido T-L, y/o
- (d) y una extensión de grieta del último punto válido de la curva R $\Delta a_{eff(max)}$ en la dirección T-L de por lo menos 60 mm y preferentemente de por lo menos 80 mm.

ES 2 323 902 T3

11. Panel de fuselaje de aeronave que comprende por lo menos una chapa según la reivindicación 10.

12. Elemento de estructura destinado a una construcción aeronáutica que comprende por los menos un producto según la reivindicación 6, 7 o 10.

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

Figura 1

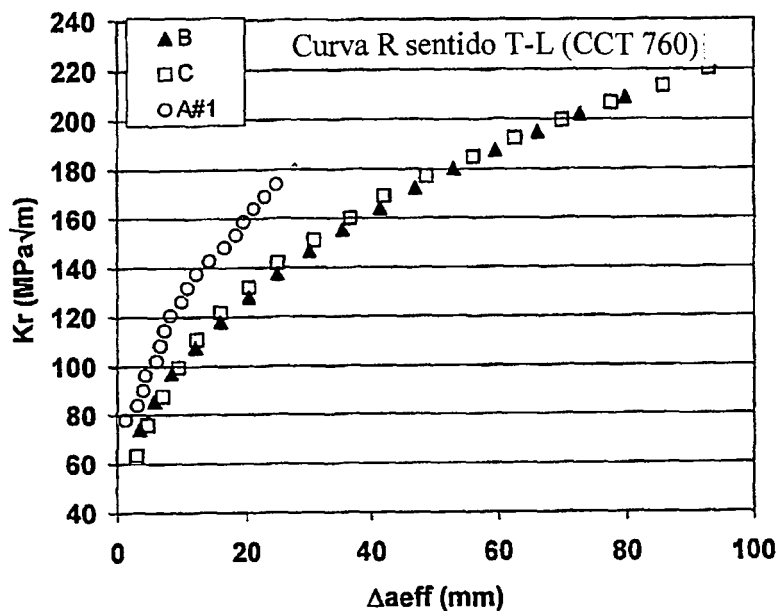


Figura 2

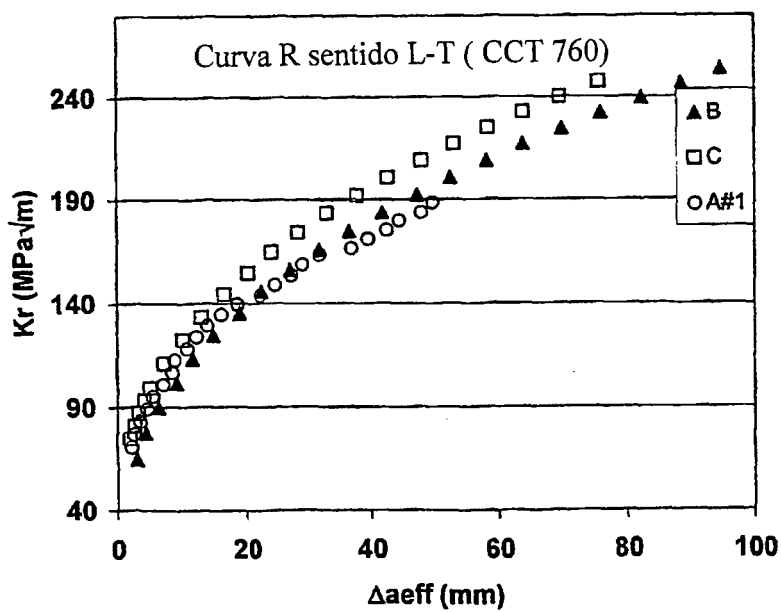


Figura 3

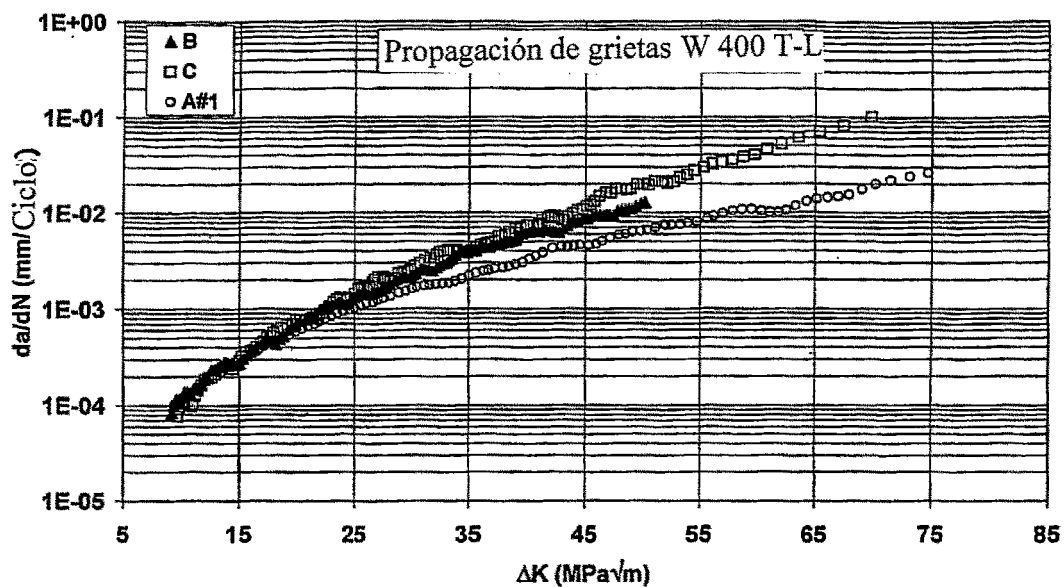


Figura 4

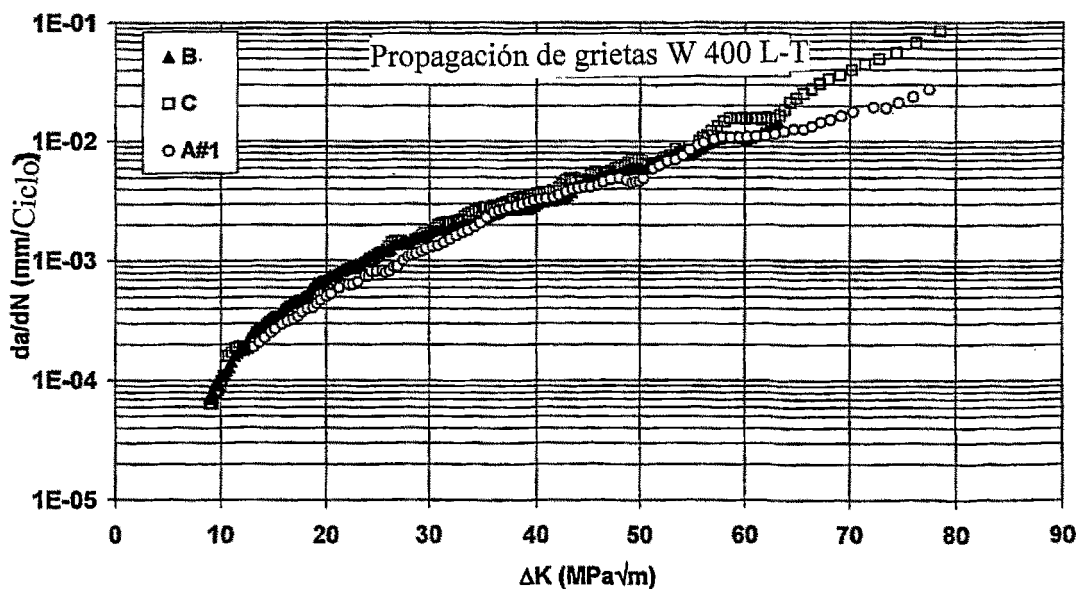


Figura 5

