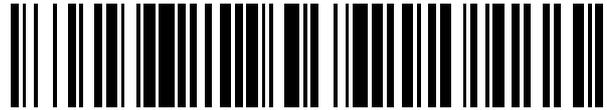


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 393 706**

51 Int. Cl.:

C22C 21/10 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **04356196 .8**

96 Fecha de presentación: **15.12.2004**

97 Número de publicación de la solicitud: **1544315**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **22.06.2005**

54 Título: **Producto modelado en forma de chapa laminada y elemento de estructura para aeronave de aleación Al-Zn-Cu-Mg**

30 Prioridad:

16.12.2003 US 529594 P

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:

27.12.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:

27.12.2012

73 Titular/es:

**CONSTELLIUM FRANCE (50.0%)
40-44, rue Washington
75008 Paris, FR y
CONSTELLIUM ROLLED PRODUCTS
RAVENSWOOD, LLC (50.0%)**

72 Inventor/es:

**BES, BERNARD;
DUMONT, DAVID;
EHRSTROM, JEAN-CHRISTOPHE;
WARNER, TIMOTHY y
DANGERFIELD, VIC**

74 Agente/Representante:

MIR PLAJA, Mireia

ES 2 393 706 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).

DESCRIPCIÓN

Producto modelado en forma de chapa laminada y elemento de estructura para aeronave de aleación Al-Zn-Cu-Mg.

5 Ámbito de la invención

La invención se refiere a productos laminados de aleación Al-Zn-Cu-Mg tratados por disolución, temple, endurecimiento por conformación en frío y revenido, y especialmente a elementos de estructura elaborados a partir de tales productos y destinados a la construcción de aeronaves.

10

Estado de la técnica

Se sabe que, durante la fabricación de semiproductos y elementos estructurales destinados a la construcción aeronáutica, todas las distintas propiedades requeridas no se pueden optimizar al mismo tiempo y la una independientemente de la otra. Cuando la composición química de la aleación o los parámetros de los procedimientos de elaboración de los productos se modifican, muchas propiedades críticas pueden mostrar hasta tendencias antagonistas. Tal puede ser el caso de las propiedades que se agrupan bajo el término "resistencia mecánica estática" (en particular resistencia a la rotura R_m y límite elástico $R_{p0,2}$) por una parte, así como de las propiedades que se agrupan bajo el término "tolerancia a los daños" (en particular tenacidad y resistencia a la propagación de grietas) por otra parte. Algunas propiedades usuales tales como la resistencia a la fatiga, la resistencia a la corrosión, la aptitud para el conformado y el alargamiento de rotura, se relacionan de una forma complicada y a menudo imprevisible con las propiedades (o "características") mecánicas. Por lo cual, la optimización del conjunto de las propiedades de un material destinado a la construcción aeronáutica suele requerir un compromiso entre distintos parámetros claves.

15

Típicamente, para los elementos de estructura (excepto para los intradós) del ala, se utilizan aleaciones de tipo 7xxx. La patente US 5 865 911 (Aluminum Company of America) divulga una aleación de tipo Al-Zn-Cu-Mg de composición

20 Zn 5,9 – 6,7; Mg 1,6 – 1,86; Cu 1,8 – 2,4; Zr 0,08 – 0,15

para la fabricación de elementos de estructura de aviones. Estos elementos de estructura se optimizan para presentar una alta resistencia mecánica, tenacidad y resistencia a la fatiga.

35 La solicitud de patente WO 02/052053 describe tres aleaciones de tipo Al-Zn-Cu-Mg de composición (a) Zn 7,3 + Cu 1,6; (b) Zn 6,7 + Cu 1,9; (c) Zn 7,4 + Cu 1,9; donde cada una de estas tres aleaciones contiene también Mg 1,5 + Zr 0,11. Ésta describe también procedimientos de tratamiento termomecánico apropiados para la fabricación de elementos de estructura de aviones.

40 También se conoce la aleación 7040 cuya composición química normalizada es:

Zn 5,7 – 6,7 Mg 1,7 – 2,4 Cu 1,5 – 2,3 Zr 0,05 – 0,12

45 Si \leq 0,10 Fe \leq 0,13 Ti \leq 0,06 Mn \leq 0,04

otros elementos \leq 0,05 cada uno y \leq 0,15 en total.

También se conoce la aleación 7475 cuya composición química normalizada es:

50 Zn 5,2 – 6,2 Mg 1,9 - 2,6 Cu 1,2 - 1,9 Cr 0,18 - 0,25

Si \leq 0,10 Fe \leq 0,12 Ti \leq 0,06 Mn \leq 0,06

otros elementos \leq 0,05 cada uno y \leq 0,15 en total.

55

Para algunos elementos de estructura que entran en la construcción de alas de aviones civiles, tales como los intradós de alas, suelen utilizarse aleaciones de la serie 2xxx, la aleación 2324 por ejemplo.

60 Las aleaciones clásicamente utilizadas para los elementos de estructura de fuselaje pertenecen a la serie 2xxx, la aleación 2024 por ejemplo.

La presente invención tiene por objetivo obtener elementos de estructura de avión, y en particular elementos de fuselaje, de aleación Al-Zn-Cu-Mg que presentan, con respecto al arte anterior, una resistencia mecánica mejorada, para una tolerancia a los daños comparable, y la capacidad suficiente para ser conformados.

También tiene por objetivo obtener elementos de estructura de avión, y en particular elementos para intradós de alas de avión o para mecanizado de estructuras integrales, de aleación Al-Zn-Cu-Mg que presentan, con respecto al arte anterior, un compromiso mejorado entre las propiedades de resistencia mecánica, de tenacidad y de resistencia a la fatiga.

5

Objeto de la invención

La invención tiene por objeto un producto modelado tal como se define en la reivindicación 1.

10 La invención también tiene por objeto un elemento de estructura destinado a la construcción aeronáutica, en particular un elemento de fuselaje de aeronave, o un elemento de intradós del ala para aeronave, o también un elemento de estructura integral para aeronave, fabricado a partir de un producto modelado y, en particular, a partir de tal producto laminado o extruido.

15 Descripción de la invención

a) Definiciones

20 Salvo indicación contraria, todas las indicaciones relativas a la composición química de las aleaciones se expresan en porcentaje másico. Por consiguiente, en una expresión matemática, "0,4 Zn" significa: 0,4 vez la proporción de zinc, expresada en porcentaje másico; esto se aplica mutatis mutandis a los otros elementos químicos. Cuando la proporción de un elemento se da en ppm (parts per million), esto se refiere a su proporción másica y no atómica. La designación de las aleaciones cumple con las reglas de THE ALUMINUM ASSOCIATION, conocidas por el especialista. Los estados metalúrgicos se definen en la norma europea EN 515. La composición química de
25 aleaciones de aluminio normalizadas se define, por ejemplo, en la norma EN 573-3. Salvo indicación contraria, las características mecánicas estáticas, es decir resistencia a la rotura R_m , límite elástico $R_{p0,2}$ y alargamiento de rotura A, se determinan por un ensayo de tracción según la norma EN 10002-1, definiéndose el lugar y la dirección de la toma de muestra de las probetas en la norma EN 485-1. La resistencia a la fatiga se determina por una prueba según ASTM E 466 y la velocidad de propagación de grietas por fatiga (ensayo llamado da/dn) según ASTM E 647.

30 La curva R se determina según la norma ASTM E 561. A partir de la curva R, se calcula el factor crítico de intensidad de tensiones K_{IC} , es decir el factor de intensidad que provoca la inestabilidad de la grieta. Se calcula también el factor de intensidad de tensiones K_{IC0} , atribuyendo a la carga crítica la longitud inicial de la grieta, al principio de la carga monotónica. Estos dos valores se calculan para una probeta de determinada forma. K_{app}
35 designa el K_{IC0} que corresponde a la probeta que sirvió para hacer la prueba de curva R. Salvo indicación contraria, el tamaño de la grieta al final de la etapa de prefisuración por fatiga es de W/4 para las probetas de tipo M(T) y de W/2 para las probetas de tipo CT, donde W es la anchura de la probeta, tal como se define en la norma ASTM E 561.

40 El término "producto extruido" incluye los productos llamados "estirados", es decir productos elaborados por una extrusión seguida por un estirado.

Salvo indicación contraria, se aplican las definiciones de la norma europea EN 12258-1.

45 En este caso, se llama "elemento de estructura" o "elemento estructural" de una construcción mecánica, una pieza mecánica cuyo fallo es susceptible de poner en peligro la seguridad de la correspondiente construcción, de sus usuarios o de los demás. 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), las paredes estancas (bulkheads), los fuselajes circulares (circumferential frames), las alas (tales como la piel del ala (wing skin), los refuerzos (stringers o stiffeners), las costillas (ribs) y largueros (spars)) y las aletas que comprenden, en particular, estabilizadores horizontales y verticales (horizontal or vertical stabilisers), así como las vigas de suelo (floor beams), los carriles de asientos (seat tracks) y las puertas.

55 En este caso, se llama "estructura integral" la estructura de una parte de un avión diseñada como para garantizar, en la medida de lo posible, la continuidad de la materia en la mayor magnitud posible, para reducir el número de puntos de unión mecánica. Una estructura integral se puede fabricar sea por mecanizado en la masa, sea por utilización de piezas cuya forma se obtiene, por ejemplo, mediante extrusión, forja o moldeo, sea también por soldadura de elementos de estructura realizados en aleaciones soldables. Por lo cual se obtienen elementos de estructura de mayor tamaño y de una sola pieza, sin unión mecánica o con un número de puntos de unión mecánica reducido
60 comparado con una estructura ensamblada en la que se fijan chapas, finas o gruesas según el destino del elemento de estructura (por ejemplo: elemento de fuselaje o elemento del ala), generalmente por remache, en refuerzos y/o fuselajes circulares (que se pueden fabricar por mecanizado a partir de productos extruidos o laminados).

b) Descripción detallada de la invención

La presente invención se aplica a una aleación de aluminio que contiene entre un 6,7 % y un 7,3 % de zinc. La proporción de zinc tiene que ser bastante alta para garantizar buenas propiedades mecánicas, pero en caso de ser demasiado alta, la sensibilidad al temple de la aleación aumenta, lo que puede degradar el compromiso de las propiedades requeridas, en particular para los productos gruesos. El producto es una chapa gruesa cuyo espesor es superior a los 20 mm.

La composición química de la aleación Al-Zn-Cu-Mg se eligió de manera que la relación Mg/Cu de la aleación objeto de la invención sea inferior a 1. Preferentemente, esta relación se mantiene a un valor inferior a 0,9. Se prefiere un valor inferior a 0,85, incluso de aproximadamente 0,8.

El mejor compromiso encontrado es cuando el cobre se mantiene a proporciones comprendidas entre un 2,0 y un 2,3 %, mientras que el magnesio se fija en proporciones comprendidas entre un 1,5 y un 1,8 %.

La solicitante observó que para esta composición de elementos principales Al-Zn-Cu-Mg, una proporción de circonio comprendida entre un 0,07 y un 0,12 % permite acceder a un mejor compromiso entre $R_{p0,2}$, tenacidad (a temperatura ambiente o en frío) y resistencia a la fatiga (velocidad de propagación de grietas por fatiga, en particular). Debajo de un 0,12 %, se observa un riesgo significativo de formar fases primarias de tipo Al_3Zr , excepto si el enfriamiento es bastante rápido; en el caso de la colada semicontinua, es posible alcanzar tal velocidad suficiente, especialmente cuando se cuelean lingotes.

Para los productos laminados, la proporción de Zr tiene que ser inferior a un 0,12 % y los mejores resultados se obtuvieron con una proporción comprendida entre un 0,07 y un 0,09 %.

En todo caso, para obtener una buena tenacidad, las proporciones de silicio e hierro se tienen que mantener cada una por debajo de un 0,15 % y preferentemente por debajo de un 0,10 %. En una realización particular preferente de la invención, la proporción de hierro no sobrepasa un 0,07 % y la proporción de silicio no sobrepasa un 0,06 %.

La aleación según la invención se puede colar según una de las técnicas conocidas por el especialista para obtener una forma bruta, tal como una chapa de laminado. Esta forma bruta, eventualmente después del escalpado, se homogeneiza típicamente durante un tiempo de 15 a 16 horas a una temperatura comprendida entre los 470 y 485 °C.

Luego la forma bruta se transforma en caliente para formar chapas laminadas en caliente. En una realización preferente de la invención, la solicitante observó que, de manera asombrosa, el laminado en caliente de productos gruesos según la invención se puede realizar a una temperatura de unos 350 °C, muy inferior a la que suele practicarse para este tipo de producto (que es de unos 415 a 440 °C), sin perjudicar el compromiso de propiedades requerido para productos gruesos utilizados en estructuras de aeronaves.

Eventualmente, a la transformación en caliente le puede seguir una transformación en frío. Se puede proceder asimismo a una o varias pasadas de laminado en frío.

Luego se disuelven los productos obtenidos. Esta disolución puede hacerse en cualquier horno adecuado, tal como un horno de aire (horizontal o vertical) o un horno de baño de sal. Dicha disolución se realiza a una temperatura comprendida entre los 470 y 480 °C y preferentemente entre los 475 y 480 °C, durante un tiempo de por lo menos 4 horas.

Después, los productos se templean, preferentemente en un medio líquido tal como el agua. Preferentemente, el correspondiente líquido tiene una temperatura que no sobrepasa los 40 °C.

Luego los productos suelen someterse a una tracción controlada con un alargamiento permanente del orden del 1 al 5 % y preferentemente del 1,5 al 3 %.

Por último, los productos se someten a un tratamiento de revenido, que influye de manera importante en las propiedades finales del producto. Según el compromiso requerido, puede ser preferente un revenido de dos etapas o un revenido de una sola etapa.

El producto según la invención lleva a productos nuevos que tienen características particularmente interesantes para la construcción aeronáutica. Dichos productos se presentan en forma de chapas, en particular chapas de fuselaje, chapas gruesas para intradós o estructuras integrales.

Según la invención, se prepara una chapa con un espesor superior a los 20 mm que presenta las siguientes características:

- (a) $R_m(L) > 540 \text{ MPa}$;
- (b) $R_{p0,2}(L) > 535 \text{ MPa}$;
- (c) $K_{app}(L-T) > 100 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ (medida a la temperatura ambiente en probeta C(T) con $W = 127 \text{ mm}$ y $B = 7,6 \text{ mm}$);
- (d) ΔK a una velocidad de propagación de grietas de $2,54 \mu\text{m} / \text{ciclo} > 28 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$; y
- (e) $K_{IC}(L-T) > 28 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$.

Otra ventaja importante del producto según la invención es el hecho de que, de manera asombrosa, el valor de $K_{app}(L-T)$ tal como se ha determinado anteriormente, es estable, incluso más alto, en frío con respecto a su valor a temperatura ambiente. Más precisamente, este valor es un poco más alto con respecto al que se obtiene a temperatura ambiente, cuando se evalúa a $-54 \text{ }^\circ\text{C}$. Esto es particularmente interesante, ya que $-54 \text{ }^\circ\text{C}$ es aproximadamente la temperatura típica alcanzada por los elementos de estructura durante el vuelo de un avión a reacción civil. Ahora bien, se sabe que en ciertas aleaciones de la serie 7xxx, la tenacidad disminuye con la temperatura. A modo de ejemplo, se describió que chapas de 7475 T7651 muestran una bajada de tenacidad (determinada a partir de curvas R en tablas de espesor $B = 6 \text{ mm}$ en la dirección L-T) de un 25 % entre unos $20 \text{ }^\circ\text{C}$ y unos $-50 \text{ }^\circ\text{C}$ (véase P.R. Abekis y al., Proceedings of « Fatigue at Low Temperatures », Louisville, Kentucky, 10 de mayo de 1983, páginas 257 - 273 (editor ASTM)). En las mismas condiciones, chapas gruesas de 7050 T7451 muestran una bajada de K_{IC} o K_q en la dirección L-T T-L de por lo menos un 5 % (véase W.F. Brown y al., Aerospace Materials Handbook, published by CINDAS (USAF CRDA Handbook Operation, Purdue University, 1997). La solicitante observó una bajada de K_{IC} también para chapas gruesas de AA7075 T7351, AA7475 T 7351, AA7475 T7651 y AA7475 subrevenida; esta bajada es del orden de entre un 2 % y un 10 %. Aunque se sabe que las características mecánicas estáticas $R_{p0,2}$ y R_m de las aleaciones de la serie 7xxx tienden a aumentar cuando la temperatura baja de entre unos $20 \text{ }^\circ\text{C}$ y unos $-50 \text{ }^\circ\text{C}$, lo que garantiza una seguridad adicional de la estructura a esta temperatura, la bajada de tenacidad de las aleaciones de la serie 7xxx según el estado de la técnica se tiene que tomar en cuenta durante el dimensionamiento de los elementos de estructura. El producto según la invención no muestra ninguna bajada significativa (es decir superior a un 2 %) de tenacidad a baja temperatura, e incluso, en ciertos casos, muestra un ligero aumento de tenacidad a baja temperatura.

Siendo elementos de estructura de intradós de alas de aviones, los productos según la invención sustituyen ventajosamente los elementos de estructura de aleación conocida por aleaciones 2x24, por ejemplo aleaciones 2024 o 2324. A modo de ejemplo, productos laminados con un espesor superior a unos 40 mm pueden servir para la fabricación de elementos de estructura por mecanizado integral, tal como se describe a continuación. Productos laminados con un espesor superior a unos 60 mm pueden servir para la fabricación de refuerzos o fuselajes circulares, en particular para aviones de gran capacidad.

Los productos según la invención se pueden plaquear en por lo menos una cara según los métodos y con las aleaciones que suelen utilizarse para plaquear los productos de aleaciones de tipo Al-Zn-Cu-Mg. Esto es particularmente interesante para las chapas utilizadas para la fabricación de elementos de fuselaje de aviones que deben resistir la corrosión. Una aleación de plaqueado que se puede utilizar es la 7072.

Una utilización particularmente ventajosa de los productos según la invención está relacionada con el concepto de la estructura integral en la construcción aeronáutica. Una gran parte de las estructuras de aviones se dimensiona con respecto a un compromiso entre la tolerancia a los daños y la resistencia a las cargas estáticas. Las exigencias de tolerancia a los daños se especifican por ejemplo en el artículo "Damage Tolerance Certification of Commercial Aircraft" de T. Swift, ASM Handbook vol. 19 (1996), pp 566 - 576. El dimensionamiento bajo las cargas estáticas se explica por ejemplo en el libro "Airframe Stress Analysis and Sizing" de M. Niu, Hong Kong Conmilit Press Ltd, 1999, en particular en las páginas 607 a 654. Del punto de vista del material, se conoce el hecho de que, por lo general, la tolerancia a los daños de las aleaciones de la serie 7xxx, y especialmente su tenacidad, baja conforme va aumentando su límite elástico. Este fenómeno provoca una especialización de las aleaciones con alta tolerancia a los daños – en particular las aleaciones de la serie 2xxx - hacia las piezas muy solicitadas en tracción, sabiendo que la certificación en tolerancia necesita admitir la presencia de grietas, y, a la inversa, las aleaciones de alto límite elástico – en particular las aleaciones de la serie 7xxx, hacia las piezas muy solicitadas en compresión. En realidad, las piezas muy solicitadas en compresión tales como los extradós del ala y cascos de fuselaje también están sometidas a cargas de tracción que, aunque menos importantes, precisan que el material tenga cierta tolerancia a los daños. Recíprocamente, piezas tales como los intradós del ala o paneles superiores de fuselaje, muy solicitadas en tracción, tienen que tener cierta resistencia en compresión. Por lo cual, la tolerancia a los daños es muchas veces el parámetro dimensionador para una pieza esencialmente solicitada en compresión y viceversa. Así, por ejemplo, un aumento de tenacidad de un x % con un límite elástico constante tal como con la aleación según la invención, puede traducirse en un ahorro de peso de la misma magnitud, incluso superior si el hecho de autorizar una carga más importante sobre la pieza considerada autoriza también el aligeramiento de otros componentes. Del mismo modo, un aumento de límite elástico de un x %, con una tolerancia a los daños constante, puede traducirse en un ahorro de peso del orden de entre un x/3 % y un x %. Para los productos según la invención, x está típicamente comprendido entre un 15 y un 30 %.

En una estructura integral, la continuidad entre los refuerzos y la piel hace que la tolerancia a los daños se hace más crítica que en un componente ensamblado por remache. En efecto, para una determinada tensión, el factor de intensidad de tensiones aumenta mucho cuando una grieta atraviesa el refuerzo, ya que se debe admitir que este refuerzo estará necesariamente agrietado. Los presentes inventores se dieron cuenta de que los productos de alta tenacidad, para un límite elástico dado, son particularmente bien adecuados para la fabricación de estructuras integrales. Según un modo de realización particularmente ventajoso de este aspecto de la presente invención, se fabrican tablas de casco de fuselaje o revestimientos del ala por mecanizado integral de productos según uno de los modos de realizaciones anteriores, sabiendo que los correspondientes productos, y en particular las chapas gruesas, destinadas al mecanizado, tienen ventajosamente un espesor de por lo menos 40 mm; este valor depende también del tipo de avión y especialmente de su tamaño. Según las constataciones de los inventores, es posible realizar así un ahorro de peso que es del mismo orden de magnitud que el aumento de tenacidad, o sea un 10 % aproximadamente, con respecto a una estructura integral realizada en una aleación de tipo AA7475 según el estado de la técnica. Más precisamente, el producto según la invención, con un límite elástico $R_{p0,2(L)}$ a medio espesor de por lo menos 540 MPa y una tenacidad $K_{app(LT)}$ medida en un espécimen de tipo M(T) con una anchura W de 16 pulgadas (unos 406 mm) de por lo menos 140 $MPa\sqrt{m}$, permite realizar elementos de estructura para la construcción aeronáutica, tales como un elemento de piel de ala, con un ahorro de peso de por lo menos un 10 % con respecto a la misma pieza, de misma forma y tamaño, de aleación 7475 según el estado de la técnica y que presenta típicamente un $R_{p0,2(L)}$ a medio espesor de 475 MPa, y una $K_{app(LT)}$ medida en un espécimen de tipo M(T) con una anchura W de 16 pulgadas (unos 406 mm) de 125 $MPa\sqrt{m}$.

La solicitante pudo comprobar que un afino del grano a un nivel reducido con respecto a la práctica habitual, durante la colada, permite obtener un compromiso de propiedades, y especialmente un nivel de tenacidad, particularmente interesante. La utilización de un agente de afinado con TiC (adición de un hilo A13 %Ti0,15 %C por ejemplo) según dosis controladas resulta particularmente beneficiosa, el germen de solidificación obtenido con este método presenta un compromiso germinación - crecimiento diferente de los gérmenes obtenidos, por ejemplo, mediante un afino con A15 %Ti1 %B (es decir un germen de tipo TiB_2). El grado de este afino se puede cuantificar por la cantidad de C añadida porque corresponde indirectamente a la cantidad de gérmenes de solidificación añadida, así como por la cantidad de Ti libre (no combinado con C) en la aleación. Aunque la estequiometría del germen no esté cuantificada de forma definitiva, se puede considerar que el germen está compuesto por TiC, cada átomo de C combinándose con un átomo de Ti para formar los correspondientes gérmenes.

Existen diferentes tipos de agentes de afinado $Al - x \%Ti - y \%C$, donde Ti suele añadirse en exceso con respecto a C. La cantidad de gérmenes añadida es proporcional a la cantidad de agente de afinado (en kilogramos) añadida por tonelada de metal líquido multiplicada por un y %, es decir proporcional a A (número de kilogramos de agente de afinado añadido por tonelada de metal) x y %.

A modo de ejemplo, para la adición de 2 kg/t de $Al-3 \%Ti0,15 \%C$, la adición de gérmenes se puede cuantificar así, especificando 3 g/t de C añadido ($2 \times 0,0015$ kg/t).

Es de notar que para llegar a la adición de la misma cantidad de gérmenes, existen métodos distintos a la adición de $Al-3 \%Ti-0,15 \%C$, añadiendo por ejemplo dos veces más de un agente de afinado con una concentración dos veces inferior de C.

Según un modo de realización ventajoso de la presente invención, se añade así un agente de afinado que contiene titanio y carbono, de modo que la cantidad de carbono añadida se sitúa entre los 0,4 y 3 g/t de carbono, preferentemente entre los 0,6 y 2 g/t, y de modo que la proporción total de Ti en el producto final se sitúa entre los 50 y 500 ppm (en peso), preferentemente entre los 150 y 300 ppm.

Otros modos de realización ventajosos se describen en las reivindicaciones.

En los ejemplos a continuación, se describen a título ilustrativo modos de realización ventajosos de la invención. Estos ejemplos no tienen carácter limitativo.

Ejemplos

Ejemplo 1 (fuera de la invención)

Se elaboró una aleación N cuya composición química corresponde a la de un producto según la invención. En un primer tiempo, el metal líquido ha sido tratado en un horno de mantenimiento por inyección de gas con ayuda de un rotor de tipo Irma®, y después en una cuchara de tipo Alpur®, estas dos marcas pertenecen a la solicitante. El afino se hizo en línea, es decir en el canal entre el horno de mantenimiento y la cuchara Alpur®, a razón de 1,1 kg/tonelada de hilo $Al-3 \%Ti-0,15 \%C$ (9,5 mm de diámetro). Se coló una placa de tamaño industrial que se sometió a un recocido de estabilización durante 10 h a 350 °C.

El producto así colado se homogeneizó después del escalpado durante 15 horas a una temperatura comprendida entre los 471 °C y los 482 °C (entre los 880 °F y los 900 °F) y se laminó en caliente después hasta un espesor de 5 mm (0,2 pulgada) (espesor fuera de la invención). La temperatura al principio del laminado era de 450 °C (840 °F) y la temperatura al final del laminado era de 349 °C (660 °F). Se tomaron muestras de chapas de 178 mm (7 pulgadas) de ancho y 508 mm (20 pulgadas) de largo. Estas muestras se disolvieron en un horno de baño de sal durante 1 hora a 472 °C, luego se templaron en agua y se traccionaron hasta obtener una deformación permanente de un 2 %. Las muestras así obtenidas se sometieron después a un tratamiento de envejecimiento artificial de dos etapas, donde la primera etapa es de 6 horas a 105 °C y la segunda etapa de 18 horas a 155 °C, para alcanzar el punto máximo de propiedades mecánicas.

Se elaboraron asimismo, según un procedimiento semejante, chapas de 6 mm (espesor fuera de la invención) y 3,2 mm de espesor de aleación Y (espesor fuera de la invención).

También se elaboraron placas de aleaciones de tipo 2xxx (referencias E y F, fuera de la invención) según el siguiente procedimiento:

Se coló la aleación y se trató el metal líquido en un horno de mantenimiento por inyección de gas, con ayuda de un rotor de tipo Irma®, y después en una cuchara de tipo Alpur®. El afino se hizo en línea, es decir en el canal entre el horno de mantenimiento y la cuchara Alpur®, a razón de 0,7 kg/tonelada de hilo AT5B (9,5 mm de diámetro). Las placas se sometieron a un recocido de estabilización durante 10 h a 350 °C. Dichas placas se sometieron a una homogeneización durante 12 horas a 500 °C y a un laminado en caliente (temperatura de fin de laminado comprendida entre los 230 y los 255 °C) hasta un espesor de 6 mm (espesor fuera de la invención). Luego se efectuó un tratamiento de disolución en un horno de baño de sal durante 1 hora a 500 °C en muestras de 600 mm por 200 mm. A esta operación le siguieron un temple en agua fría a unos 20 °C y una tracción, hasta obtener una deformación permanente de un 2 % (estado T351).

Se colaron placas de aleación 7xxx según el arte anterior (referencia G), en el mismo dispositivo de fundición que las chapas de aleación 2xxx anteriormente descritas. Se obtuvo una placa que se homogeneizó durante 24 horas a 470 °C y a continuación durante 24 horas a 495 °C, y se laminó en caliente (temperatura de fin de laminado comprendida entre los 230 y los 255 °C) hasta un espesor de 6 mm (espesor fuera de la invención). Luego se efectuó un tratamiento de disolución de 1 hora a 450 °C en un horno de baño de sal en una muestra de 600 mm por 200 mm. A esta operación le siguieron un temple en agua y una tracción, para obtener una deformación permanente de un 2 %. Luego se sometió la muestra a un tratamiento de envejecimiento artificial durante 5 horas a 100 °C y a continuación durante 6 horas a 155 °C, para alcanzar el punto extremo de propiedades mecánicas (estado T6).

Se coló asimismo una placa de aleación AA7475 (referencia H) de acuerdo con los procedimientos clásicos del arte anterior. La placa así obtenida se homogeneizó durante 9 horas a 480 °C, luego se colaminó en caliente a una temperatura de unos 270 °C, con una chapa de 7072, hasta obtener una chapa plaqueada de 4,5 mm de espesor (espesor fuera de la invención). El plaqueado de 7072 correspondía a un 2 % aproximadamente del espesor final. El producto así obtenido se disolvió en un horno de baño de sal durante 45 minutos a 478 °C, luego se templó en agua a una temperatura de unos 20 °C y se sometió después a una tracción, para obtener una deformación permanente de un 2 %. Luego se sometió a una operación de revenido de dos etapas, durante 4 horas a 120 °C y a continuación durante 24 horas a 162 °C (estado T76).

Las composiciones químicas de las aleaciones N, Y, E, F, G y H medidas en un peón de espectrometría tomado en el canal de colada se recopilaron en el cuadro 1:

Cuadro 1: Composición química

Aleación	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Zr	Cr
N	0,05	0,06	2,05	-	1,64	7,08	0,08	-
Y	0,04	0,05	2,16	-	1,80	6,76	0,09	-
E (2024A)	<0,06	0,06	4,12	0,4	1,37	-	-	-
G	0,05	0,08	1,47	-	1,56	4,27	0,11	-
H (7475)	0,03	0,06	1,5	-	2,22	5,73	-	0,21
Plaqueado (7072)	0,15	0,35	<0,02	<0,05	<0,10	1,05	<0,03	<0,03

Se midieron la resistencia a la rotura R_m (en MPa), el límite elástico convencional al 0,2 % de alargamiento $R_{p0,2}$ (en MPa) y el alargamiento de rotura A (en %), por medio de un ensayo de tracción según EN 10002-1.

Los resultados de las medidas de las características mecánicas estáticas en estado T6 para las chapas N e Y que presentan una composición que corresponde a la de un producto según la invención, y en estado T351 para las chapas E, F y G según el arte anterior, se presentan en el cuadro 2:

Cuadro 2: Características mecánicas estáticas

Chapa	Espesor [mm]	Dirección L			Dirección TL		
		R _m [MPa]	R _{p0,2} [MPa]	A [%]	R _m [MPa]	R _{p0,2} [MPa]	A [%]
N	5,08	539	508	13,9	541	495	13,9
Y	6	557	530	13,9	555	519	13,6
E	6,35	482	365	22,8	466	319	23,5
G	6,35	435	373	15,1	436	366	14,8
H	4,6	475	414	13,3	484	414	12,5

5 Se comprueba que la chapa cuya composición corresponde a la de un producto según la invención presenta, en las dos direcciones medidas, una resistencia a la rotura y un límite elástico muy superiores a los de las chapas de aleación 2xxx. El alargamiento de la chapa cuya composición corresponde a la de un producto según la invención es inferior al de la chapa E, pero suficiente con respecto a las aplicaciones requeridas. Con respecto a las aleaciones 7xxx del arte anterior G y H, la aleación cuya composición corresponde a la de un producto según la invención presenta, en las dos direcciones medidas, una resistencia a la rotura y un límite elástico significativamente mejorados, para un alargamiento comparable.

10 Las chapas N, E, F, G y H fueron objeto de una evaluación de tenacidad, medida por medio de la determinación de los factores de intensidad de tensiones K_{c0} o K_{app}, según la norma ASTM 561; esta determinación se efectuó en la dirección T-L, en probetas C(T) con W = 127 mm (5 pulgadas) y B = 5,5 mm.

15 Los resultados se reseñaron en el cuadro 3 siguiente.

Cuadro 3: Medidas de K_{app}

Chapa	K _{app} [MPa√m]
N	107
E (2024 A)	105
G	97
H (7475 plaqueada)	87

20 La chapa Y de 6 mm de espesor presentaba una tenacidad K_{app} de 150 MPa√m (W = 760 mm) o 134 MPa√m (W = 406 mm) en la dirección L-T y de 128 MPa√m (W = 760 mm) o 110 MPa√m (W = 406 mm) en la dirección T-L.

25 La chapa cuya composición corresponde a la de un producto según la invención presenta un K_{app} muy superior al de las chapas de aleación 7xxx del arte anterior y del mismo orden de magnitud que el de las chapas de aleación 2xxx.

También se comprobó el comportamiento en fatiga según la norma ASTM E 647, mediante la medida de la velocidad de propagación de grietas en la chapa N por comparación con la de las chapas E, F y G. Las probetas utilizadas eran de tipo C(T), con W de 76,2 mm (3 pulgadas).

30 Se midieron los resultados de velocidad de propagación de grietas da/dN para un ΔK de 10 MPa√m y después de 30 MPa√m; se midió el ΔK para una velocidad de propagación de 100 μpulgadas/ciclo (o 2,54 μm/ciclo). Los resultados comparativos se presentan en el cuadro 4. La chapa Y tenía un espesor de 6 mm.

Cuadro 4: Resultados de fatiga

Chapa	da/dN (10) T-L (10 ⁻⁴ mm/ciclo)	da/dN (30) T-L (10 ⁻⁴ mm/ciclo)	ΔK a 100 μpulgadas/ciclo [MPa√m]
N	1,4	29	27,5
Y	1,3	33	27
E (2024A)	1,4	30	27
G	1,1	38	25,9

La chapa cuya composición corresponde a la de un producto según la invención tiene un comportamiento por lo menos tan bueno en fatiga como el de las chapas según el arte anterior.

- 5 Una chapa Y de 3,2 mm de espesor tenía un da/dN (10) T-L de $1,7 \cdot 10^{-4}$ mm/ciclo, un da/dN (30) T-L de $30 \cdot 10^{-4}$ mm/ciclo y un ΔK a 100 μ pulgadas/ciclo de 28,3 MPa \sqrt{m} .

A modo de comparación, se elaboró en las mismas condiciones una chapa de 6 mm de espesor, de aleación Zn 9,24; Mg 1,60; Cu 2,13; Zr 0,06; Si 0,03; Fe 0,04; a partir de una chapa de laminado homogeneizada a 470 °C durante 48 horas, que se laminó en caliente, se disolvió (465 °C durante 60 minutos), se templó y se traccionó (1,5 % de alargamiento permanente). Se obtuvieron, en estado T76, las siguientes características mecánicas:

10 $R_m(L)$ 548 MPa, $R_{p0,2}(L)$ 524 MPa, $A(L)$ 13,6 %, $R_m(TL)$ 545 MPa, $R_{p0,2}(TL)$ 511 MPa, $A(TL)$ 12,9 %, $K_{app}(L-T)$ 128 MPa \sqrt{m} con $W = 760$ mm, $K_C(L-T)$ 154 MPa \sqrt{m} con $W = 760$ mm, $K_{app}(T-L)$ 80 MPa \sqrt{m} , $K_C(T-L)$ 84 Mpa \sqrt{m} .

15 **Ejemplo 2**

Se elaboró una aleación M cuya composición química era conforme a la de un producto según la invención. A modo de comparación, se elaboró una placa de aleación 2324 según el arte anterior (referencia I) según un procedimiento de colada clásica. Las composiciones químicas de las aleaciones M e I, medidas en un peón de espectrometría tomado en el canal de colada, se recopilaron en el cuadro:

Cuadro 5: Composición química

Aleación	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Zr
M	0,05	0,06	2,05	-	1,64	7,08	0,08
I (AA2324)	<0,10	<0,12	3,8-4,4	0,3-0,9	1,2-1,8	<0,20	<0,05

25 Después del escalpado, las placas de aleación M se homogeneizaron durante 15 horas a 479 °C, se refrigeraron lentamente hasta los 420 – 440 °C y se laminaron hasta un espesor de 25,4 mm. La temperatura de salida del laminador en caliente era de 354 °C, lo que es significativamente inferior a lo que suele aplicarse para este tipo de producto.

30 Las chapas así obtenidas se sometieron después a un tratamiento de disolución a 479 °C durante 4 horas (tiempo total, con 1/3 aproximadamente para el aumento de temperatura), luego se templaron y se traccionaron de modo que la deformación permanente resultante fue de un 2 %. Las chapas se sometieron después a un tratamiento de revenido artificial durante 8 horas a 160 °C.

35 Se midieron la resistencia a la rotura R_m (en MPa), el límite elástico convencional al 0,2 % de alargamiento $R_{p0,2}$ (en MPa) y el alargamiento de rotura A (en %), por medio de un ensayo de tracción según EN 10002-1, para la chapa según la invención y la chapa según el arte anterior. Los correspondientes resultados se recopilaron en el cuadro 6 siguiente.

40 La aleación 1 (AA2324) se ha sometido a una gama clásica hasta obtener una chapa de aleación AA 2324, de 25,4 mm de espesor en estado T39, es decir una etapa de homogeneización seguida por un laminado en caliente, disolución y luego temple, seguidos por un endurecimiento por conformación en frío de un 9 % aproximadamente y una tracción controlada para poder obtener una deformación permanente comprendida entre un 1,5 y un 3 %.

45 **Cuadro 6: Características mecánicas estáticas**

Chap a	Espesor [mm]	Dirección L		
		R_m [MPa]	$R_{p0,2}$ [MPa]	A [%]
M	25,4	570	540	12,3
I	25,4	490	470	14

Se observa que la resistencia a la rotura y el límite elástico de la chapa según la invención son sensiblemente superiores a los de la chapa I que suele utilizarse para estas aplicaciones, y esto para alargamientos muy comparables.

50 Las chapas M e I también fueron objeto de una evaluación de la tenacidad, medida por medio de la determinación de los factores críticos de intensidad de tensiones K_c y K_{C0} o K_{app} , según la norma ASTM 561; esta determinación

ES 2 393 706 T3

se efectuó a temperatura ambiente en la dirección L-T, en probetas M(T) con B = 6,35 mm (0,25 pulgada) y W = 406,4 mm (16 pulgadas), así como en probetas C(T), con B = 7,6 mm (0,3 pulgada) y W = 127 mm (5 pulgadas). Se determinó asimismo K_{app} en una probeta C(T) con B = 7,6 mm y W = 127 mm en la dirección L-T, y a una temperatura de -54 °C. Los resultados se recopilaron en el cuadro 7 siguiente.

5

Cuadro 7: Medidas de K_C y K_{app}

Chapa	K_C (L-T) probeta M(T) [MPa√m] temperatura ambiente	K_{app} (L-T) probeta M(T) [MPa√m] temperatura ambiente	K_{app} (L-T) probeta C(T) [MPa√m] temperatura ambiente	K_{app} (L-T) probeta C(T) [MPa√m] a -54 °C	K_{app} (L-T) probeta M(T) [MPa√m] a -54 °C
M	199	140	118	124	126
I	177	121	96	99	-

Se observa que la aleación cuya composición corresponde a la de un producto según la invención presenta en todas las condiciones una mejor tenacidad que la aleación 1 clásica. Además, y de manera asombrosa, la aleación cuya composición corresponde a la de un producto según la invención presenta un K_{app} (L-T) a -54 °C que es del mismo orden que a temperatura ambiente.

10

También se comprobó la resistencia a la fatiga según la dirección L de las chapas M e I, de acuerdo con los dos protocolos siguientes procedentes de la norma ASTM E 466:

15

1) Se utiliza una probeta llamada "con muescas", de 5 mm de espesor, 38,1 mm de ancho y 254 mm de largo, que presenta dos muescas circulares de 43,2 mm de radio, mecanizadas simétricamente con respecto al centro de la probeta a una distancia de 12,7 mm del centro. La prueba se hace según la norma ASTM E 466, con una tensión cíclica aplicada de modo que la tensión máxima es igual a 270 MPa y la tensión mínima igual a 27 MPa (R = 0,1), y esto a una frecuencia de 15 Hz.

20

2) Se utiliza una probeta llamada "de dos huecos", de 2,54 mm de espesor, 25,4 mm de ancho y 209 mm de largo, que presenta dos agujeros circulares de 4,8 mm de diámetro, situados en la línea mediana de la probeta, a igual distancia del centro de la probeta, cuyos centros están distantes de 19 mm. La prueba se hace según la norma ASTM E 466, con una tensión cíclica aplicada de modo que la tensión máxima es igual a 140 MPa y la tensión mínima igual a 14 MPa (R = 0,1), y esto a una frecuencia de 15 Hz.

25

Esta prueba se realizó en 5 probetas para cada protocolo y se calculó la media logarítmica de las 5 pruebas.

30

Los resultados de ambos protocolos de pruebas en ambas chapas M e I se presentan en el cuadro 8 siguiente:

Cuadro 8: Resultados de fatiga

Chapa	Número de ciclos (media Log en 5 pruebas) Probeta "con muescas"	Número de ciclos (media Log en 5 pruebas) Probeta "de dos agujeros"
M	299213	330737
I	181402	337730

Por lo general, la variabilidad de esta prueba es bastante importante, pero se comprueba en dicha prueba que la chapa según la invención y la chapa habitualmente utilizada se sitúan en los mismos órdenes de magnitud en término de vida útil en fatiga.

35

También se comprobó el comportamiento en fatiga según la norma ASTM E 647, mediante la medida de la velocidad de propagación de grietas en la chapa M por comparación con la chapa I. Las probetas utilizadas eran de tipo C(T), con B igual a 9,52 mm (0,375 pulgada) y W igual a 101,6 mm (4 pulgadas).

40

Se trazó la curva de velocidad de propagación de grietas de acuerdo con ΔK y se midió el ΔK a una velocidad de 2,54 $\mu\text{m}/\text{ciclo}$ (10^{-4} pulgadas/ciclo); los resultados comparativos se presentan en el cuadro 9:

45

Cuadro 9: Resultados de fatiga Valores de ΔK para una determinada velocidad de agrietamiento

Chapa	ΔK a 2,54 $\mu\text{m}/\text{ciclo}$ (10^{-4} pulgadas/ciclo) [MPa√m]
M	30,8
I	26,8

- 5 Por último, se evaluó el comportamiento en corrosión exfoliante de las chapas de esta prueba según la norma ASTM G34; esta prueba se hizo en la superficie y a medio espesor, en las condiciones adaptadas a las aleaciones 7xxx para la chapa M según la invención, y en las condiciones adaptadas a las aleaciones 2xxx para la chapa I. La muestra M según la invención se clasificó EA, a la vez en la superficie como a medio espesor, mientras que la muestra I según el arte anterior se clasificó EA en la superficie y EB a medio espesor. En lo que se refiere a la resistencia a la corrosión exfoliante, la chapa según la invención tiene pues por lo menos los mismos resultados, incluso mejores resultados, que la chapa según el arte anterior.
- 10 Se comprueba que la chapa M es la mejor para cada uno de los siguientes parámetros físicos: características mecánicas estáticas, K_{app} , resistencia a la fatiga, velocidad de propagación de grietas.

Ejemplo 3 (fuera de la invención)

- 15 Se elaboró una aleación P semejante a la aleación M del ejemplo 2. Se elaboraron, a partir de esta aleación, según una gama de fabricación semejante a la del ejemplo 2, chapas gruesas integralmente laminadas en caliente (temperatura de entrada: 420 – 440 °C) de 75 mm de espesor.
- 20 Tras disolución y temple tal como se indica en el ejemplo 2, las chapas se sometieron a los siguientes procedimientos de revenido de dos etapas:
- Primera etapa: aumento de temperatura de 30 °C / hora hasta los 120 °C y mantenimiento durante 6 horas a esta temperatura de 120 °C.
 - Segunda etapa: aumento de temperatura de 15 °C / hora hasta los 160 °C y mantenimiento durante 5 horas (procedimiento A), 10 horas (procedimiento B) o 15 horas (procedimiento C) a esta temperatura de 160 °C.
- 25

Los valores de $K_{app(L-T)}$ se determinaron en probetas de tipo C(T) con $W = 127$ mm y $B = 7,6$ mm.

- 30 El cuadro 10 recopila las características mecánicas obtenidas:

Cuadro 10:

Procedimiento	$R_{p0,2}$ (L) [MPa]	R_m (L) [MPa]	A (L) [%]	$K_{IC(L-T)}$ [MPa√m]	$K_{app(L-T)}$ [MPa√m]
A	542	561	9,7	30,1	57,1
B	525	549	10,2	32,8	63,2
C	507	537	11,3	34,6	72,5

REIVINDICACIONES

1. Producto modelado, laminado en forma de chapa, con un espesor superior a los 20 mm, de aleación de tipo AlZnCuMg, caracterizado por lo que comprende (% en peso):

Zn 6,7 – 7,3 % Cu 2,0 – 2,3 % Mg 1,5 – 1,8 % Zr 0,07- 0,12 % Fe < 0,15 % Si < 0,15 %
 donde los otros elementos no sobrepasan el 0,05 % cada uno y el 0,15 % en total,
 resto aluminio,
 el correspondiente producto se somete a un tratamiento por disolución, temple, endurecimiento por conformación en frío y revenido, y el correspondiente producto presenta las características

(a) $R_m(L) > 540$ MPa;
 (b) $R_{p0,2}(L) > 535$ MPa;
 (c) $K_{app}(L-T) > 100$ MPa \sqrt{m} (medida a la temperatura ambiente en probeta C(T) con $W = 127$ mm y $B = 7,6$ mm);
 (d) ΔK a una velocidad de propagación de grietas de $2,54 \mu\text{m} / \text{ciclo} > 28$ MPa \sqrt{m} ; y
 (e) $K_{IC}(L-T) > 28$ Mpa \sqrt{m} .
2. Producto según la reivindicación 1, caracterizado por lo que Zr 0,07 – 0,09 %.
3. Producto según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 2, caracterizado por lo que Mg / Cu $\leq 0,80$.
4. Producto según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, caracterizado por lo que la aleación contiene entre 50 y 500 ppm de titanio y preferentemente entre 150 y 300 ppm de titanio.
5. Producto según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, caracterizado por lo que se elaboró a partir de un metal afinado con un agente de afinado que contiene Ti y C.
6. Producto según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, caracterizado por lo que se elaboró a partir de un metal líquido al que se añadió un agente de afinado que contiene titanio y carbono, de modo que la cantidad de carbono añadida se sitúa entre los 0,4 y 3 g/t de carbono, preferentemente entre los 0,6 y 2 g/t, y de modo que la proporción total de Ti en el producto final se sitúa entre los 50 y 500 ppm (en peso), preferentemente entre los 150 y 300 ppm.
7. Elemento de estructura para la construcción aeronáutica fabricado a partir de por lo menos un producto según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6.
8. Estructura integral para la construcción aeronáutica que integra uno o distintos productos según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6.
9. Utilización de un producto, laminado, según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, de más de 40 mm de espesor, para la fabricación por mecanizado de elementos de estructura de aviones.
10. Utilización de un producto, laminado, según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, de más de 60 mm de espesor, para la fabricación de refuerzos o fuselajes circulares de aviones.