



(19)



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 307 180**

(51) Int. Cl.:

C22F 1/053 (2006.01)

C22F 1/04 (2006.01)

F27B 17/00 (2006.01)

F27D 19/00 (2006.01)

(12)

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

(86) Número de solicitud europea: **05743083 .7**

(86) Fecha de presentación : **21.03.2005**

(87) Número de publicación de la solicitud: **1727921**

(87) Fecha de publicación de la solicitud: **06.12.2006**

(54) Título: **Elemento de estructura para la construcción aeronáutica que presenta una variación de las propiedades de uso.**

(30) Prioridad: **23.03.2004 FR 04 02971**

(45) Fecha de publicación de la mención BOPI:
16.11.2008

(45) Fecha de la publicación del folleto de la patente:
16.11.2008

(73) Titular/es: **Alcan Rhenalu**
17, place des Reflets, La Défense 2
92400 Courbevoie, FR

(72) Inventor/es: **Lequeu, Philippe y**
Dumont, David

(74) Agente: **Mainar Roger, Susana**

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

Elemento de estructura para la construcción aeronáutica que presenta una variación de las propiedades de uso.

Ámbito técnico de la invención

La presente invención se refiere a los productos deformados en caliente y a los elementos de estructura, en particular para la construcción aeronáutica, de aleación de aluminio con tratamiento térmico. Se refiere en particular a los productos llamados largos, es decir los productos que presentan una longitud significativamente más grande que las otras medidas, típicamente por lo menos dos veces más largos que anchos, y típicamente de por lo menos 5 metros de largo. Estos productos pueden ser productos laminados (tales como chapas finas, chapas medias, chapas gruesas), productos extruidos (tales como barras, perfiles, tubos o hilos) y productos forjados.

Estado de la técnica

Los aviones de muy gran tamaño presentan problemas de construcción muy específicos. A modo de ejemplo, el ensamblaje de los elementos estructurales se hace cada vez más crítico, siendo por una parte un factor de coste (el remachado es un procedimiento muy costoso) y por otra parte un generador de discontinuidades en las propiedades de las piezas ensambladas.

Para reducir los ensamblajes, es posible preparar elementos de estructura por mecanizado integral en chapas gruesas; entonces estos elementos de estructura pueden integrar diferentes funciones en una sola pieza (llamada monolítica) tales como la función de piel de ala y la función de refuerzo. También es posible ampliar paralelamente la medida de los elementos de estructura monolíticos. Esto presenta nuevos problemas de fabricación de dichas piezas por laminado, extrusión, forja o moldeo, siendo más difícil garantizar propiedades homogéneas en piezas de muy gran tamaño.

También se planteó el hecho de preparar piezas monolíticas que presentan una variación controlada de propiedades, lo que teóricamente permite adaptar mejor las propiedades de las piezas a las necesidades del fabricante. Al efecto, la patente EP 0 630 986 (Pechiney Rhenalu) describe un procedimiento de fabricación de chapas de aleación de aluminio con endurecimiento estructural que presentan una variación continua de las propiedades de uso, en el que el revenido final se efectúa en un horno de estructura específica que comprende una cámara caliente y una cámara fría, unidas por una bomba de calor. Este procedimiento permitió obtener pequeñas piezas de aproximadamente un metro de largo de aleación 7010, de las que un extremo se encuentra en estado T651 y el otro en estado T7451, gracias a un tratamiento de revenido isócrono. Este procedimiento no ha sido desarrollado nunca a escala industrial porque es difícil de controlar de una manera compatible con las exigencias de calidad planteadas por el sector de la construcción aeronáutica; estas dificultades aumentan conforme al tamaño de las piezas, sabiendo que para las muy grandes piezas en particular es que el diseñador desearía poder integrar dos o varias funcionalidades por medio de una variación continua de las propiedades de uso. Otro problema que presenta este procedimiento para el ejemplo descrito en la patente mencionada es que son diferentes los tiempos óptimos de los tratamientos T651 y T7451. Otro problema es que un producto de 7010 en estado T7451 se obtiene típicamente por medio de un tratamiento de revenido de dos etapas, mientras que el estado T651 se obtiene por medio de un tratamiento de revenido de una sola etapa.

El problema al que responde la presente invención es el desarrollo de un procedimiento para la fabricación de elementos de estructura, en particular para la construcción aeronáutica, que presentan una variación de las propiedades de uso, que permite la realización de piezas muy largas y que es suficientemente controlable, estable y reproducible en las condiciones estrictas de garantía de calidad y control de los procedimientos que suele exigir la industria aeronáutica.

Objeto de la invención

Un primer objeto de la presente invención es un procedimiento de fabricación de una pieza de aleación de aluminio con endurecimiento estructural que comprende:

- a) la solubilización de un semiproducto laminado, extruido o forjado, seguida de un temple,
- b) eventualmente la tracción controlada con un alargamiento permanente de por lo menos el 0,5%,
- c) el tratamiento de revenido,

caracterizado por lo que por lo menos una etapa del correspondiente tratamiento de revenido se efectúa en un horno con perfil térmico controlado en la longitud, el correspondiente horno comprende por lo menos dos zonas o grupos de zonas Z_1 , Z_2 con temperaturas iniciales T_1 , T_2 en las que la variación de temperatura alrededor de la temperatura de consigna de cada una de las temperaturas T_1 y T_2 no sobrepasa los $\pm 5^\circ\text{C}$ (preferentemente los $\pm 4^\circ\text{C}$ y más preferentemente los $\pm 3^\circ\text{C}$) en la longitud de las correspondientes zonas o grupos de zonas, la diferencia entre las temperaturas de consigna y las temperaturas iniciales T_1 y T_2 es superior o igual a los 5°C (preferentemente está comprendida entre los 10°C y 80°C , más preferentemente entre los 10°C y 50°C y aún más preferentemente entre los 20°C y 40°C), y las correspondientes zonas o grupos de zonas pueden ser separadas por una zona o grupo de zonas $Z_{1,2}$ llamado/a de transición dentro de la que o del que la temperatura inicial varía de T_1 a T_2 , y

ES 2 307 180 T3

caracterizado por lo que la longitud paralela al eje del horno de cada una de las correspondientes por lo menos dos zonas o grupos de zonas Z_1 y Z_2 es de por lo menos un metro (y preferentemente de por lo menos dos metros).

Un segundo objeto de la presente invención es un elemento de estructura monolítico, según reivindicaciones, de aleación de aluminio con endurecimiento estructural que tiene una longitud L más grande que la anchura B y el espesor E , en particular para la construcción aeronáutica,

el correspondiente elemento de estructura monolítico se caracteriza por lo que por lo menos dos segmentos P_1 y P_2 situados en una longitud distinta del correspondiente elemento de estructura poseen propiedades mecánicas (medición realizada a medio espesor) seleccionadas en el grupo formado por:

- a) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 38 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ (y preferentemente $> 590 \text{ MPa}$ y aún más preferentemente $> 600 \text{ MPa}$).
- b) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 40 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ (y preferentemente $> 590 \text{ MPa}$).
- c) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 41 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ (y preferentemente $> 590 \text{ MPa}$).
- d) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 42 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 590 \text{ MPa}$.
- e) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 39 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ y P_2 : $R_m(TL) > 550 \text{ MPa}$.
- f) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 39 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ y P_2 : $R_{p0.2}(L) > 550 \text{ MPa}$.
- i) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 39 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_1 : $R_m(L) > 530 \text{ MPa}$, y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$.
- j) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 40 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_1 : $R_m(L) > 540 \text{ MPa}$, y P_2 : $R_m(L) > 590 \text{ MPa}$.
- k) P_1 : $K_{app(L-T) (CCT406)} > 125 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 590 \text{ MPa}$.

Otro objeto de la presente invención es un avión que comprende por lo menos un ala que integra por lo menos un elemento de estructura según la presente invención, caracterizado por lo que el segmento P_1 se sitúa cerca del fuselaje y el segmento P_2 cerca del extremo geométrico del ala, en el lado opuesto del fuselaje.

Descripción de las figuras

La figura 1 muestra de manera esquemática la evolución de las propiedades mecánicas estáticas (curva 1), resistencia a la tracción o a la compresión por ejemplo, y dinámicas (curva 2), tolerancia a los daños por ejemplo, en la longitud de un panel de ala según la invención.

La figura 2 muestra la resistencia mecánica en un elemento de estructura de 34 metros de largo según la invención.

Descripción de la invención

a) Terminología

Salvo indicación contraria, todas las indicaciones relativas a la composición química de las aleaciones se expresan en porcentaje másico. Por lo tanto 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. La denominación de las aleaciones cumple las reglas de The Aluminum Association, conocidas por el especialista. Los estados metalúrgicos están definidos en la norma europea EN 515. La composición química de aleaciones de aluminio normalizadas está definida en la norma EN 573-3 por ejemplo. Salvo indicación contraria, las características mecánicas estáticas, es decir la resistencia a la ruptura R_m , el límite elástico $R_{p0.2}$ y el alargamiento a la ruptura A , se determinan mediante un ensayo de tracción según la norma EN 10002-1, definiéndose el lugar y el sentido de la toma de muestra de las probetas en la norma EN 485-1. La tenacidad K_{IC} se midió según la norma ASTM E 399. La curva R se determina según la norma ASTM 561. A partir de la curva R , se calcula el factor de intensidad de tensión crítica K_C , es decir el factor de intensidad que provoca la inestabilidad de la fisura. También se calcula el factor de intensidad de tensión K_{CO} afectando a la carga crítica la longitud inicial de la fisura, al principio de la carga monótona. Estos dos valores se calculan para una probeta de determinada forma. K_{app} representa el K_{CO} que corresponde a la probeta que sirvió para hacer la prueba de curva R . La resistencia a la corrosión exfoliante se determinó según el ensayo EXCO descrito en la norma ASTM G34.

Salvo indicación contraria, se aplican las definiciones de la norma europea EN 12258-1. El término “chapa” se utiliza aquí para productos laminados de cualquier espesor.

El término “mecanizado” abarca cualquier procedimiento de toma de materia tal como el torneado, el fresado, la perforación, el taladrado, el roscado, la electroerosión, la rectificación, el pulido, el mecanizado químico.

El término “producto extruido” también comprende los productos estirados tras extrusión, estirados en frío a través de una boquilla por ejemplo. También comprende los productos trefilados.

El término “elemento de estructura” se refiere a un elemento utilizado en construcción mecánica cuyas características mecánicas estáticas y/o dinámicas tienen una importancia particular para la eficiencia y la integridad de la estructura, y para el que se suele prescribir o efectuar un cálculo de la estructura. Típicamente se trata de 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), los tabiques estancos (bulkheads), los fuselajes circulares (circumferential frames), las alas (tales como que la piel de ala (wing skin), los refuerzos (stringers o stiffeners), las costillas (ribs) y los largueros (spars)) y las aletas en particular integradas por estabilizadores horizontales y verticales (horizontal or vertical stabilisers) así como los perfiles de suelo (floor beams), los carriles de asientos (seat tracks) y las puertas.

El término “elemento de estructura monolítico” se refiere a un elemento de estructura que ha sido obtenido a partir de una sola pieza de semiproducto laminado, extruido, forjado o moldeado, sin ensamblaje, tal como remachado, soldadura, pegamiento, con otra pieza.

b) Descripción detallada de la invención

Según la invención el problema se resuelve gracias a un procedimiento en el que, en un horno que tiene preferentemente una longitud interior superior a la longitud de la pieza que se va a tratar, la temperatura se mantiene sensiblemente constante en por lo menos dos zonas de horno de una longitud de por lo menos un metro. Es posible obtener tal perfil de temperatura al subdividir el horno según su longitud en varias zonas térmicas.

La invención es aplicable a todos los productos metálicos largos, es decir que presentan una medida (llamada longitud) significativamente más grande que las dos otras (anchura, espesor). La longitud es la mayor medida del producto. Típicamente, en el marco de la presente invención, la longitud es por lo menos dos veces superior a las dos otras medidas. En modos de realización particularmente ventajosos, es cinco o incluso diez veces superior a las dos otras medidas. Coincide usualmente con el sentido largo de fabricación (dirección de laminado o de extrusión); en ciertos casos puede ser diferente. Los productos según la invención pueden ser productos laminados (tales como las chapas o chapas gruesas), productos extruidos (tales como las barras, tubos o perfiles), productos forjados; estos productos pueden ser brutos de fabricación o mecanizados.

Cuando se hable de “segmentos con propiedades extremas” de un producto se hace referencia a los dos segmentos que presentan la mayor diferencia de propiedades. Según los modos de realización seleccionados, estos segmentos pueden situarse al lado de los dos “extremos en sentido geométrico” (o “extremos geométricos”) del producto, o en otra parte: la presente invención también permite fabricar piezas en las que por lo menos uno de ambos segmentos que presentan la mayor diferencia de propiedades se sitúa más cerca del centro geométrico que del extremo geométrico de la pieza.

Cuando se hable de “zona” de un horno se hace referencia a la unidad térmica más pequeña en la longitud del horno caracterizada por una temperatura sensiblemente constante, es decir por una variación de temperatura paralela al eje del horno que es pequeña en comparación con la diferencia de temperatura que caracteriza el perfil de temperatura del horno en toda su longitud. Tal zona de horno se caracteriza por medios de calefacción y control que permiten mantener la temperatura a un valor sensiblemente constante dentro de la correspondiente zona. Dentro de tal zona la variación de temperatura alrededor de la temperatura de consigna no debe sobrepasar los $\pm 5^{\circ}\text{C}$ y preferentemente no sobrepasa los $\pm 4^{\circ}\text{C}$. En un modo de realización preferente esta diferencia no sobrepasa los $\pm 3^{\circ}\text{C}$. Para ciertos productos la diferencia no debe sobrepasar los $\pm 2^{\circ}\text{C}$. En las otras direcciones del horno la temperatura tiene que ser tan constante como sea posible. En todo caso la variación de temperatura alrededor de la temperatura de consigna dentro de una zona debe ser inferior a la diferencia de temperatura entre la zona de horno más caliente y la zona de horno más fría.

Varias zonas contiguas pueden formar un “grupo de zonas”, es decir una unidad térmica dentro de la que la temperatura es sensiblemente constante o sigue un perfil térmico controlado. A modo de ejemplo, en un horno que comprende 9 zonas de horno (numeradas de 1 a 9), se pueden formar dos grupos de zonas térmicas que comprenden cada una tres zonas de horno (que tienen los números sucesivos 1, 2, 3, 7, 8 y 9) separadas por un grupo de zonas central que comprende un perfil térmico controlado y obtenido por medio de tres zonas de horno (que llevan los números sucesivos 4, 5 y 6). Tal y como se utiliza el término “grupo de zonas” en el marco de la presente patente, un grupo de zonas puede comprender una sola zona de horno.

Según las observaciones de la solicitante la diferencia de temperatura mínima que lleva a diferencias de propiedades industrialmente explotables entre dos segmentos con propiedades extremas del producto según la invención es de cinco grados. Es preferible una diferencia de por lo menos diez grados. La diferencia de temperatura puede ser mucho más importante, hasta los 80°C , incluso hasta los 100°C , incluso más, pero esto puede presentar problemas de control de la temperatura y de su perfil paralelo al eje del horno, en particular en el caso de las piezas bastante pequeñas. Típicamente, de querer obtener estados revenidos, la diferencia de temperatura no sobrepasará los cincuenta grados.

ES 2 307 180 T3

Ventajosamente es posible utilizar una diferencia de temperatura superior a los cincuenta grados para fabricar una pieza de la que uno de los segmentos con propiedades extremas se encuentra en un estado semejante a un estado T3 o T4. Para las aleaciones de tipo Al-Zn-Cu-Mg (serie 7xxx), una diferencia de temperatura bastante pequeña (entre los diez y unos treinta grados por ejemplo) permite obtener efectos explotables para piezas utilizables en construcción aeronáutica, mientras que para las aleaciones de tipo Al-Cu (serie 2xxx) se utiliza ventajosamente una mayor diferencia de temperatura, comprendida entre los cincuenta y cien grados por ejemplo, incluso más.

La solicitante observó que no sólo importa la diferencia de temperaturas entre dos segmentos con propiedades extremas, sino también el control de la temperatura entre los segmentos con propiedades extremas. Por eso es que en la presente invención se utiliza un horno que comprende una pluralidad de zonas de horno contiguas. Cuando se hable de pluralidad, se hace referencia a por lo menos dos y preferentemente por lo menos tres zonas de horno. No es necesario ni útil un tabique entre dos zonas contiguas, como el que propone la patente EP 0 630 986. No permite ejercer un control suficiente sobre la temperatura entre dos zonas. Del mismo modo, con el uso de una bomba de calor para unir la cámara fría y la cámara caliente, como lo propone EP 0 630 986, el perfil térmico dentro del horno resulta demasiado inestable. En el marco de la presente invención un control correcto del perfil térmico dentro del horno es imprescindible para poder fabricar elementos de estructura de una manera compatible con las exigencias de garantía de calidad de los productos aeronáuticos.

Al efecto es necesario poder controlar y preferible poder ajustar la temperatura en cada zona de horno. En una realización ventajosa de la presente invención el horno comprende por lo menos tres zonas de horno de por lo menos un metro de largo cada una. A modo de ejemplo, para fabricar elementos de estructura de unos treinta y cuatro metros de largo, los inventores utilizan un horno de treinta y seis metros de largo en total con treinta zonas de horno de longitud sensiblemente idéntica, independientemente ajustables una respecto a otra. Ventajosamente estas treinta zonas de horno están agrupadas de modo que forman un número reducido de grupos de zonas térmicas, tres a cinco por ejemplo.

El procedimiento según la invención comprende la elaboración de una pieza deformada en caliente de aleación de aluminio con endurecimiento estructural, una solubilización, temple, eventualmente tracción con un alargamiento permanente de por lo menos un 0,5%, un tratamiento de revenido en un horno con perfil térmico controlado. El correspondiente tratamiento de revenido en un horno con perfil térmico puede comprender, para por lo menos uno de los grupos de zonas térmicas que componen el perfil térmico controlado, uno o varios, típicamente dos o tres, niveles de temperatura, o una rampa de temperatura más o menos continua sin niveles claros. De forma opcional el tratamiento de revenido en el horno con perfil térmico controlado está precedido o seguido por otra etapa de tratamiento de revenido en un horno homogéneo (que puede ser el mismo horno, ajustado como para obtener una temperatura homogénea en todas sus zonas, u otro horno). Tal revenido final en horno homogéneo es particularmente útil cuando se quiere obtener un estado apto para una operación de conformación durante el revenido; en tal caso el revenido homogéneo final permite la conformación durante el revenido. Además una pieza puede someterse a un revenido en el horno de gradiente térmico controlado, luego a por lo menos una operación de conformación o de mecanizado, y después a una fase de tratamiento de revenido en un horno homogéneo.

La invención permite realizar un elemento de estructura monolítico de aleación de aluminio con endurecimiento estructural que tiene una longitud L superior a la anchura B y el espesor E, en particular para la construcción aeronáutica, el correspondiente elemento de estructura monolítico se caracteriza por lo que por lo menos dos segmentos P_1 y P_2 situados en una longitud diferente del correspondiente elemento de estructura poseen propiedades físicas (medición realizada a medio espesor) seleccionadas en el grupo formado por:

- a) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 38 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ (y preferentemente $> 590 \text{ MPa}$ y aún más preferentemente $> 600 \text{ MPa}$).
- b) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 40 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ (y preferentemente $> 590 \text{ MPa}$).
- c) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 41 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ (y preferentemente $> 590 \text{ MPa}$).
- d) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 42 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 590 \text{ MPa}$.
- e) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 39 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ y P_2 : $R_m(TL) > 550 \text{ MPa}$.
- f) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 39 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ y P_2 : $R_{p0.2}(L) > 550 \text{ MPa}$.
- i) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 39 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_1 : $R_m(L) > 530 \text{ MPa}$, y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$.
- j) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 40 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_1 : $R_m(L) > 540 \text{ MPa}$, y P_2 : $R_m(L) > 590 \text{ MPa}$.
- k) P_1 : $K_{app(L-T)}(CCT406) > 125 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 590 \text{ MPa}$.

Preferentemente el procedimiento se desarrolla de modo que el alargamiento a la ruptura $A_{(L)}$ sea superior al 9% y preferentemente $> 10\%$, en los segmentos P_1 y P_2 . Esto es ventajoso en particular cuando las piezas tienen que

ES 2 307 180 T3

someterse a operaciones de conformación tras revenido. Del mismo modo es preferible que A(L) sea superior al 9%, a no ser en los segmentos P_1 y P_2 . Se pueden obtener semiproductos caracterizados por lo que poseen dos segmentos P_1 y P_2 en los que (medición realizada a medio espesor)

- 5 a) $R_{p0,2}$ medido en el sentido L o en el sentido LT presenta una diferencia $R_{p0,2(P2)} - R_{p0,2(P1)}$ de por lo menos 50 MPa y preferentemente de por lo menos > 75 MPa, y/o
- b) $R_{p0,2}$ medido en el sentido TC presenta una diferencia $R_{p0,2(P2)} - R_{p0,2(P1)}$ de por lo menos 30 MPa y preferentemente de por lo menos 50 MPa, y/o
- 10 c) K_{IC} medido en el sentido L-T presenta una diferencia $K_{IC(P1)} - K_{IC(P2)}$ de por lo menos 5 MPa $\sqrt{m}$ y preferentemente de por lo menos 7 MPa $\sqrt{m}$, y/o
- 15 d) K_{app} medido en el sentido L-T presenta una diferencia $K_{app(P1)} - K_{app(P2)}$ de por lo menos 10 MPa $\sqrt{m}$ y preferentemente de por lo menos 15 MPa $\sqrt{m}$.

El procedimiento según la invención puede utilizarse para elaborar semiproductos de cualquier aleación con endurecimiento estructural, tal como las aleaciones de aluminio de las series 2xxx, 4xxx, 6xxx y 7xxx, así como las aleaciones con endurecimiento estructural de la serie 8xxx que contienen litio.

En el caso de las aleaciones de tipo Al-Zn-Cu-Mg (serie 7xxx), el procedimiento según la invención puede utilizarse para obtener uno de los segmentos con propiedades extremas en un estado semejante a T6, y otro segmento con propiedades extremas semejante al estado T74 o T73.

25 En las aleaciones de la serie 2xxx, de la serie 6xxx así como en las aleaciones de la serie 8xxx que contienen litio, el procedimiento según la invención puede utilizarse para obtener, en uno de los segmentos con propiedades extremas, un estado semejante a T3 o T4, y en el otro segmento con propiedades extremas un estado semejante a T6 o T8.

30 En una realización ventajosa de la invención la aleación comprende entre el 6 y el 15% de zinc, entre el 1 y el 3% de cobre y entre el 1,5 y el 3,5% de magnesio. En otras realizaciones ventajosas la proporción de zinc es de por lo menos el 7%, se sitúa preferentemente entre el 8 y el 13% y más preferentemente entre el 8,5 y el 11%. Ventajosamente la proporción de cobre se sitúa entre el 1,3 y el 2,1% y la proporción de magnesio entre el 1,8 y el 2,7%. Estas aleaciones, entre las que la 7449, la 7349 y la 7056, permiten obtener una muy alta resistencia mecánica (en estado T651 o T7951 por ejemplo) a la vez que una muy alta tenacidad (en estado T76, T7651 o T74, o en estado T7451, T73 o T7351 por ejemplo), mientras se conserva, en los dos estados que corresponden a ambos segmentos con propiedades extremas del producto así como en las zonas intermedias, un compromiso aceptable entre resistencia mecánica y tenacidad y una resistencia a la corrosión exfoliante (ensayo EXCO) mantenida a un nivel correcto (EA).

40 En una realización ventajosa de la presente invención se efectúa en una chapa, un perfil o una pieza forjada solubilizada, templada y sometida a una tracción, un revenido en dos etapas:

una primera etapa homogénea a una temperatura comprendida entre los 115°C y 125°C por un tiempo comprendido entre las 2 y 12 horas,

45 una segunda etapa durante la que un segmento o un extremo geométrico se trata a una temperatura comprendida entre los 115°C y 125°C, mientras que otro segmento u otro extremo se trata a una temperatura comprendida entre los 150°C y 160°C, ambos por un tiempo comprendido entre las 8 y 24 horas.

50 Este revenido es particularmente conveniente para los productos de aleación 7xxx y en particular de aleación 7349, 7449 o 7056.

55 En otra realización ventajosa de la presente invención se efectúa, en un producto de aleación 2xxx (tal como la 2024 o la 2023), en un segmento o un extremo geométrico (P_1), un revenido a unos 120°C y, en otro segmento u otro extremo geométrico (P_2), un revenido hasta el punto máximo de resistencia mecánica (estado T851) a unos 190°C. En una variante de este modo de realización el segmento o el extremo geométrico que no se lleva hasta el punto máximo de resistencia mecánica (i.e. P_1) se somete a un revenido a unos 100°C (o 80°C); es un estado sobrecocido.

60 En otra realización ventajosa se efectúa, en un producto de aleación 7xxx (tal como la 7349, la 7449 o la 7056), en un segmento o un extremo geométrico, un revenido hasta el punto máximo de resistencia mecánica (estado T651) a unos 120°C y, en otro segmento u otro extremo geométrico, un sobrecocido (estado T7651, T7451 o T7351) en dos etapas a los 120°C y 150°C-165°C.

65 En aún otra realización ventajosa se efectúa, en un producto de aleación 6xxx (tal como la 6056 o la 6156), en un segmento o un extremo geométrico, un revenido hasta el punto máximo de resistencia mecánica (estado T651) a unos 190°C y, en otro segmento u otro extremo geométrico, un sobrecocido (estado T7851) en dos etapas.

ES 2 307 180 T3

Las piezas metálicas obtenidas con el procedimiento según la invención pueden utilizarse como elemento de estructura en la construcción aeronáutica. Estos elementos de estructura pueden ser bifuncionales o multifuncionales, es decir reunir en una sola pieza monolítica diferentes funcionalidades, que los procedimientos según el arte anterior no podían reunir con el solo ensamblaje de diferentes piezas. Estos elementos de estructura también pueden permitir una construcción y una fabricación más sencilla y ligera de aviones, en particular de aviones de flete o pasajeros de muy gran capacidad.

Una ventaja específica del procedimiento según la invención es que en cada segmento con propiedades extremas se obtienen las propiedades óptimas deseadas en una longitud bien controlada del producto. Así el diseñador del avión sabe exactamente en qué longitud el producto tendrá las propiedades óptimas preconizadas y garantizadas. En un modo de realización particularmente preferente el procedimiento según la invención se utiliza para fabricar elementos de estructura que no tienen una variación continua de propiedades en toda su longitud, pero que tienen por lo menos dos zonas en las que las propiedades mecánicas (o algunas de ellas) son constantes en cierta longitud del producto. En una realización ventajosa de la invención esta zona tiene una longitud de por lo menos un metro y preferentemente de por lo menos dos metros. Tal producto, así como su utilización como elemento de estructura en un ala de avión, se muestra esquemáticamente en la figura 1.

Otra ventaja específica del procedimiento según la invención es el control preciso de las propiedades en el segmento de transición $P_{1,2}$ entre dos grupos de segmentos P_1 y P_2 (puede que hayan dos o más, según el número de grupos de zonas térmicas), pudiendo ser P_1 y P_2 segmentos con propiedades extremas. En efecto el diseñador del avión no necesita, en el segmento de transición, propiedades máximas para una u otra de las propiedades (o grupos de propiedades) que se han de optimizar, la resistencia a la ruptura en el sentido largo $R_m(L)$ y la tenacidad $K_{IC(L-T)}$ por ejemplo. Sin embargo exige un cierto compromiso entre estas propiedades o grupos de propiedades, porque en este segmento de transición, el elemento de estructura desempeña efectivamente una función estructural y debe cumplir especificaciones precisas.

Los elementos de estructura según la invención son en particular:

- paneles de ala (en inglés: upper (top) or lower (bottom) wing (skin) panels);
- refuerzos de ala (en inglés: upper or lower wing stringers)
- largueros de ala (en inglés: wing spars);
- largueros de fuselaje (en inglés: fuselage stiffeners);
- paneles de unión (en inglés: butt straps), en particular para paneles de ala (upper and lower wing butt straps);
- paneles de fuselaje (en inglés: fuselage panels).

El procedimiento según la invención permite tratar térmicamente piezas o elementos de estructura largos. La mayoría de las veces su sección perpendicular a la longitud es sensiblemente constante en su longitud, pero esto puede ser distinto. Del mismo modo las piezas pueden ser rectas o no; es posible tratar elementos de estructura forjados ligeramente curvos por ejemplo. El procedimiento se podría utilizar también para tratar piezas moldeadas, pero las piezas moldeadas largas son muy pocas y difíciles de fabricar. En una realización preferente la longitud de la pieza es de por lo menos 5 metros o más bien de por lo menos 7 metros, pero preferentemente de por lo menos 15 metros, incluso de por lo menos 25 metros, para aprovechar plenamente las posibilidades de crear varios segmentos funcionalizados distribuidos en la longitud de la pieza. Así se realizaron elementos de estructura con por lo menos dos segmentos P_1 y P_2 en los que la longitud F_{P1} y F_{P2} (expresada en porcentaje de la longitud total de la pieza L) de los correspondientes por lo menos dos segmentos P_1 y P_2 es tal que $F_{P1} > 25\%$ y $F_{P2} > 25\%$ y preferentemente $F_{P1} > 30\%$ y $F_{P2} > 30\%$. En otras realizaciones $F_{P1} > 35\%$ y $F_{P2} > 30\%$, o $F_{P1} > 40\%$ y $F_{P2} > 30\%$.

Ventajosamente los elementos de estructura según la invención se pueden utilizar para la construcción aeronáutica. A modo de ejemplo es posible construir un avión de gran capacidad que comprende por lo menos un ala que comprende por lo menos un elemento de estructura según la invención, caracterizado por lo que el segmento P_1 se sitúa cerca del fuselaje y el segmento P_2 cerca del extremo geométrico del ala (véase la figura 1). En una realización ventajosa los correspondientes paneles de ala tienen una longitud de por lo menos 15 metros y preferentemente de por lo menos 25 metros. Como se describe en el siguiente ejemplo los inventores realizaron paneles de ala de más de 30 metros de largo.

Las correspondientes piezas y los elementos de estructura pueden ser monolíticos. El procedimiento según la invención también permite tratar térmicamente piezas o elementos de estructura que no son monolíticos sino ensamblados a partir de por lo menos dos piezas o semiproductos laminados, extruidos o forjados (preferentemente de aleación de aluminio con endurecimiento estructural), por soldadura, remachado o pegamiento por ejemplo. También es posible prever que en tal ensamblaje, se fabriquen una o varias de las piezas a partir de un material básico que no es una aleación de aluminio.

ES 2 307 180 T3

En este modo de realización, por ejemplo es posible fabricar primero un ensamblaje, entre por lo menos una chapa de aleación de aluminio con endurecimiento estructural y por lo menos un perfil de aleación de aluminio con endurecimiento estructural, por remachado, soldadura o pegamiento, tratándose después el correspondiente ensamblaje mediante el procedimiento según la invención. En una realización ventajosa de esta variante del procedimiento según la invención las chapas y los perfiles están en estado T351 y el ensamblaje se realiza por soldadura por láser (Laser Beam Welding, LBW), soldadura por fricción (Friction Stir Welding, FSW) o soldadura por haz de electrones (Electron Beam Welding, EBW). La solicitante observó que puede resultar preferible tratar tal ensamblaje soldado después de la soldadura con el procedimiento según la invención, en vez de tratar los semiproductos (chapas y perfiles) destinados a constituir el correspondiente ensamblaje antes de la soldadura, porque se obtiene una mejora de la resistencia mecánica y resistencia a la corrosión de la junta soldada. Este efecto es significativo cuando la junta soldada se extiende en una gran longitud del elemento estructural (sensiblemente paralela al sentido largo del producto por ejemplo).

Podrá entenderse mejor la invención merced al siguiente ejemplo, aunque no tenga ningún carácter limitativo.

15 Ejemplo

Se fabricó una chapa de 36 metros de largo, de 2,5 metros de ancho y 30 mm de espesor por laminado en caliente de una chapa de laminado.

20 La composición de la aleación fue:

Zn 9,1%, Mg 1,89%, Cu 1,57%, Fe 0,06%, Si 0,03%, Ti 0,03%, Zr 0,11%, otros elementos < 0,01 cada uno.

La chapa de laminado se homogeneizó durante 14 horas a los 475°C. La temperatura de entrada en el laminador en caliente fue de 428°C, la temperatura de salida de la chapa laminada en caliente fue de 401°C. La chapa se sometió a una solubilización, temple y tracción en las siguientes condiciones: mantenimiento durante 6 horas a 471°C, temple en agua a una temperatura comprendida entre unos 15 y 16°C y tracción controlada con un alargamiento permanente de unos 2,5%. La chapa se despuntó para dar una chapa de 34 metros de largo. Se colocó longitudinalmente en un horno constituido por 30 zonas de 1200 mm de largo cada una. Para todas las temperaturas de revenido, la variación alrededor del valor de consigna no sobrepasó los $\pm 3^\circ\text{C}$.

El tratamiento de revenido consistió en una primera etapa de tratamiento homogéneo a los 120°C durante 6 horas (“primer nivel”), inmediatamente seguida de una segunda etapa durante la que se trató un extremo geométrico de 18 metros (llamado Z_1 , que corresponde a 15 zonas de horno) durante 15 horas a los 155°C (“segundo nivel”, precedido de un período de ajuste de aproximadamente 1 hora), mientras que el otro extremo geométrico de 10,8 metros (llamado Z_2 , que corresponde a 9 zonas de horno) se mantuvo durante 16 horas a los 120°C. La zona de transición entre estos dos extremos correspondía a 7,2 metros (llamada $Z_{1,2}$ que corresponde a 6 zonas de horno).

Después de esta segunda etapa la conductividad eléctrica de la chapa se midió en diferentes lugares:

40 Segmento P_1 : comprendido entre los 18,2 y 19,5 MS/m.

Segmento P_2 : comprendido entre los 22,5 y 23,5 MS/m

45 Segmento $P_{1,2}$: comprendido entre los 18,2 y 23,6 MS/m

Después se sometió la chapa a una tercera etapa de revenido, a saber un revenido homogéneo que consiste en una elevación de la temperatura a los 148°C durante 1 h 30, seguido de un mantenimiento a los 150°C durante 15 horas. Esta tercera etapa tenía por objeto simular una operación de conformación durante el revenido o un revenido tras conformación del elemento de estructura.

La chapa se cortó y se caracterizó. El cuadro 1 resume las características mecánicas estáticas obtenidas con un ensayo de tracción. Son medias obtenidas a partir de medidas efectuadas a medio espesor y en diferentes lugares distribuidos en la anchura de la chapa. No se observó ninguna variación significativa de propiedades en la anchura de la chapa. Es de notar que para $R_{p0,2}$, en los sentidos L y TL, también se midieron los valores por medio de un ensayo de compresión; vienen indicados en el cuadro 1 entre paréntesis.

ES 2 307 180 T3

CUADRO 1

Posición [mm] en la longitud de un panel de 34 m	Sentido L (largo)			Sentido TL (transversal- largo)			Sentido TC (transversal- corto)		
	R _m [Mpa]	R _{p0,2} [Mpa]	A [%]	R _m [Mpa]	R _{p0,2} [Mpa]	A [%]	R _m [Mpa]	R _{p0,2} [Mpa]	A [%]
0 (P ₁)	561	517 (509)	13,5	550	506 (519)	12,5	550	495	8,5
13600 (P ₁)	565	522 (513)	13,5	553	511 (528)	12,5	548	502	8,5
16000 (P ₁)	556	509 (500)	13,5	547	501 (514)	12,5	540	500	8,5
18400 (P _{1,2})	566	523 (527)	13,5	559	519 (538)	12,5	546	498	7,5
20800 (P _{1,2})	612	587 (573)	12,0	598	575 (593)	11,5	590	545	7,0
25600 (P ₂)	621	598 (590)	12,5	607	585 (605)	11,5	595	554	6,5
34000 (P ₂)	624	602 (594)	12,1	608	586 (607)	11,5	599	558	6,1

Los resultados de tenacidad K_{IC} y de K_{app} (obteniéndose este último con una probeta de tipo CT127 y con una probeta de tipo CCT406) se indican en el cuadro 2.

ES 2 307 180 T3

CUADRO 2

Posición [mm] en la longitud de un panel de 34 m	$K_{IC}(L-T)$ [MPa√m]	$K_{IC}(T-L)$ [MPa√m]	$K_{app}(L-T)$ (CT127) [MPa√m]	$K_{app}(L-T)$ (CCT406) [MPa√m]
0 (P_1)	43,8	36,1	106	132
13600 (P_1)	45,8	38,1	108	-
16000 (P_1)	46,7	37,3	99	-
18400 ($P_{1,2}$)	43,0	34,2	102	-
20800 ($P_{1,2}$)	39,4	32,9	88	-
25600 (P_2)	36,1	34,9	89	
34000 (P_2)	34,9	29,1	94	110

Tal chapa de 34 metros de largo puede utilizarse como panel de ala para aviones cargo o de pasajeros de muy gran capacidad. Para esta utilización el extremo geométrico X de la chapa (que corresponde a la tenacidad K_{IC} elevada, siendo más pequeña la resistencia mecánica estática) se sitúa del lado del fuselaje y el extremo geométrico Z de la chapa (que corresponde a una resistencia mecánica estática elevada, siendo más pequeña la tenacidad K_{IC}) corresponde al extremo geométrico del ala.

Las temperaturas de consigna, de la chapa y del aire en las zonas del horno, para la segunda etapa de revenido, se muestran en el cuadro 3. Se representó el perfil de temperatura durante la etapa de revenido a los 120°C y 155°C en estado térmico estacionario.

La temperatura de la chapa se midió con ayuda de unos cuarenta termopares; los valores dados en el cuadro 3 se midieron a media anchura.

ES 2 307 180 T3

CUADRO 3

Zona de horno	Temperatura de consigna [°C]	Temperatura de la chapa [°C]	Temperatura del aire [°C]
1	120		
3	120	120,5	
6	120	120,8	120,8
9	120	124,4	124,3
10	123	125,9	126,7
11	129	129,9	129,7
14	147	147,7	148,3
16	155	157,2	156,6
17	155	156,8	156,6
18	155	155,3	154,9
22	155	155,1	154,8
30	155		

REIVINDICACIONES

5 1. Procedimiento de fabricación de una pieza de aleación de aluminio con endurecimiento estructural que comprende:

- a) la solubilización de un semiproducto laminado, extruido o forjado, seguida de un temple,
- b) eventualmente la tracción controlada con un alargamiento permanente de por lo menos el 0,5%,
- 10 c) el tratamiento de revenido,

15 **caracterizado** por lo que por lo menos una etapa del correspondiente tratamiento de revenido se efectúa en un horno con perfil térmico controlado que comprende por lo menos dos zonas o grupos de zonas Z_1 , Z_2 con temperaturas iniciales T_1 , T_2 en las que la variación de temperatura alrededor de la temperatura de consigna de cada una de las temperaturas T_1 y T_2 no sobrepasa los $\pm 5^\circ\text{C}$ en la longitud de las correspondientes zonas o grupos de zonas, la diferencia entre las temperaturas de consigna y las temperaturas iniciales T_1 y T_2 es superior o igual a los 5°C y las correspondientes zonas o grupos de zonas pueden ser separadas por una zona o grupo de zonas $Z_{1,2}$ llamado/a de transición dentro de la que o del que la temperatura inicial varía de T_1 a T_2 , y

20 **caracterizado** por lo que la longitud paralela al eje del horno lineal de cada una de las correspondientes por lo menos dos zonas o grupos de zonas Z_1 y Z_2 es de por lo menos un metro.

25 2. Procedimiento según la reivindicación 1 en el que la variación de temperatura alrededor de la temperatura de consigna de cada una de las temperaturas T_1 y T_2 no sobrepasa los $\pm 4^\circ\text{C}$ y preferentemente los $\pm 3^\circ\text{C}$ en la longitud de las correspondientes por lo menos dos zonas o grupos de zonas Z_1 y Z_2 .

30 3. Procedimiento según la reivindicación 1 ó 2 en el que la diferencia entre las temperaturas de consigna T_1 y T_2 está comprendida entre los 10°C y 80°C y preferentemente entre los 10°C y 50°C y aún más preferentemente entre los 20°C y 40°C .

35 4. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3 en el que, en por lo menos una de las zonas o uno de los grupos de zonas Z_1 o Z_2 , la temperatura varía según el tiempo según por lo menos dos niveles de temperatura, o según una rampa de temperatura sin nivel.

5. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4 en el que el correspondiente tratamiento de revenido en un horno con perfil térmico controlado está seguido por al menos una operación de conformación o mecanizado y una etapa de tratamiento de revenido en un horno homogéneo.

40 6. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5 en el que el correspondiente tratamiento de revenido en un horno con perfil térmico controlado está precedido por una etapa de tratamiento de revenido en un horno homogéneo.

45 7. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6 en el que la longitud de la pieza es de por lo menos 5 metros, preferentemente de por lo menos 7 metros, más preferentemente de por lo menos 15 metros, y aún más preferentemente superior a los 25 metros.

50 8. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7 en el que la correspondiente pieza de aleación de aluminio con endurecimiento estructural es monolítica.

9. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7 en el que la correspondiente pieza de aleación de aluminio con endurecimiento estructural se ensambla a partir de por lo menos dos piezas de aleación de aluminio con endurecimiento estructural.

55 10. Procedimiento según la reivindicación 9 en el que el ensamblaje se efectúa por remachado, pegamiento, soldadura por láser, soldadura por fricción o soldadura por haz de electrones.

60 11. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10 en el que el correspondiente tratamiento de revenido comprende una primera etapa homogénea a una temperatura comprendida entre los 115°C y 125°C por un tiempo comprendido entre las 2 y 12 horas, una segunda etapa durante la que se trata un extremo a una temperatura comprendida entre los 115°C y 125°C , mientras que el otro extremo se trata a una temperatura comprendida entre los 150°C y 160°C , ambos por un tiempo comprendido entre las 8 y 24 horas.

65 12. Elemento de estructura monolítico de aleación de aluminio con endurecimiento estructural que tiene una longitud L más grande que la anchura B y el espesor E , en particular para la construcción aeronáutica,

ES 2 307 180 T3

el correspondiente elemento de estructura monolítico se **caracteriza** por lo que por lo menos dos segmentos P_1 y P_2 de por lo menos un metro situados en una longitud distinta del correspondiente elemento de estructura poseen propiedades físicas y mecánicas (medición realizada a medio espesor) seleccionadas en el grupo formado por:

- 5 a) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 38 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ Mpa}$ (y preferentemente $> 590 \text{ MPa}$ y aún más preferentemente $> 600 \text{ MPa}$).
- b) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 40 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ (y preferentemente $> 590 \text{ MPa}$).
- 10 c) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 41 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ (y preferentemente $> 590 \text{ MPa}$).
- d) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 42 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 590 \text{ MPa}$.
- e) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 39 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ y P_2 : $R_m(TL) > 550 \text{ MPa}$.
- 15 f) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 39 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$ y P_2 : $R_{p0,2}(L) > 550 \text{ Mpa}$.
- i) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 39 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_1 : $R_m(L) > 530 \text{ MPa}$, y P_2 : $R_m(L) > 580 \text{ MPa}$.
- 20 j) P_1 : $K_{IC(L-T)} > 40 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_1 : $R_m(L) > 540 \text{ MPa}$, y P_2 : $R_m(L) > 590 \text{ MPa}$.
- k) P_1 : $K_{app(L-T)} \text{ (CCT406)} > 125 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ y P_2 : $R_m(L) > 590 \text{ MPa}$.

13. Elemento de estructura según la reivindicación 12 en el que $A_{(L)} > 9\%$ (y preferentemente $> 10\%$) en los
25 segmentos P_1 y P_2 .

14. Elemento de estructura según la reivindicación 13 **caracterizado** porque $A(L) > 9\%$, a no ser en los segmentos P_1 y P_2 .

30 15. Elemento de estructura según la reivindicación 12 en el que la longitud F_{P1} y F_{P2} (expresada en porcentaje de la longitud L) de los correspondientes segmentos P_1 y P_2 es tal que

$F_{P1} > 25\%$ y $F_{P2} > 25\%$ y preferentemente $F_{P1} > 30\%$ y $F_{P2} > 30\%$.

35 16. Elemento de estructura según la reivindicación 15 en el que

$F_{P1} > 35\%$ y $F_{P2} > 30\%$.

40 17. Elemento de estructura según la reivindicación 16 en el que

$F_{P1} > 40\%$ y $F_{P2} > 30\%$.

18. Elemento de estructura según una de las reivindicaciones 12 a 17 en el que la correspondiente aleación comprende entre el 6 y el 15% de zinc, entre el 1 y el 3% de cobre y entre el 1,5 y el 3,5% de magnesio.

45 19. Elemento de estructura según la reivindicación 18 en el que la proporción de zinc es superior al 7%.

20. Elemento de estructura según la reivindicación 18 en el que la proporción de zinc está comprendida entre el 8 y el 13% y preferentemente entre el 8,5 y el 11%.

50 21. Elemento de estructura según la reivindicación 20 en el que la proporción de cobre está comprendida entre el 1,3 y el 2,1%.

22. Elemento de estructura según la reivindicación 21 en el que la proporción de magnesio está comprendida entre el 1,8 y el 2,7%.

23. Elemento de estructura según una de las reivindicaciones 12 a 22 **caracterizado** porque su longitud L es de por lo menos 7 metros, preferentemente de por lo menos 15 metros y más preferentemente de por lo menos 25 metros.

60 24. Elemento de estructura monolítico según la reivindicación 12 de aleación de aluminio con endurecimiento estructural que tiene una longitud L más grande que la anchura B y el espesor E , en particular para la construcción aeronáutica,

el correspondiente elemento de estructura monolítico se **caracteriza** porque está constituido por una aleación de
65 tipo Al-Cu y porque presenta por lo menos dos segmentos P_1 y P_2 situados en una longitud distinta del correspondiente elemento de estructura, uno se encuentra en un estado T8 y el otro en un estado sobrecocido.

ES 2 307 180 T3

25. Elemento de estructura monolítico según la reivindicación 12 de aleación de aluminio con endurecimiento estructural que tiene una longitud L más grande que la anchura B y el espesor E, en particular para la construcción aeronáutica, el correspondiente elemento de estructura monolítico se **caracteriza** porque posee dos segmentos P_1 y P_2 en los que

a) $R_{p0,2}$ medido en el sentido L o en el sentido LT presenta una diferencia $R_{p0,2(P2)} - R_{p0,2(P1)}$ de por lo menos 50 MPa y preferentemente de por lo menos > 75 MPa, y/o

b) $R_{p0,2}$ medido en el sentido TC presenta una diferencia $R_{p0,2(P2)} - R_{p0,2(P1)}$ de por lo menos 30 MPa y preferentemente de por lo menos 50 MPa, y/o

c) K_{IC} medido en el sentido L-T presenta una diferencia $K_{IC(P1)} - K_{IC(P2)}$ de por lo menos 5 MPa $\sqrt{m}$ y preferentemente de por lo menos 7 MPa $\sqrt{m}$, y/o

d) K_{app} medido en el sentido L-T presenta una diferencia $K_{app(P1)} - K_{app(P2)}$ de por lo menos 10 MPa $\sqrt{m}$ y preferentemente de por lo menos 15 MPa $\sqrt{m}$.

26. Utilización de un elemento de estructura según una cualquiera de las reivindicaciones 12 a 25 para la fabricación de un panel de ala de avión, refuerzos de ala, largueros de ala, largueros de fuselaje o paneles de unión.

27. Avión que comprende por lo menos un ala fabricada a partir de un elemento de estructura según una cualquiera de las reivindicaciones 12 a 25, **caracterizado** por lo que el segmento P_1 se sitúa cerca del fuselaje y el segmento P_2 cerca del extremo geométrico del ala.

Fig. 1

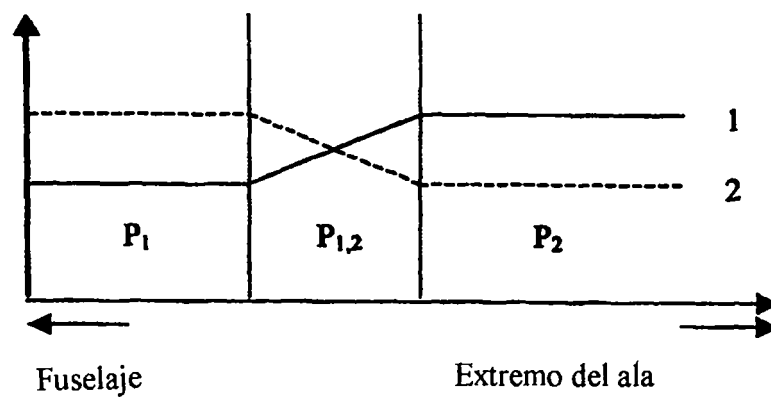


Fig. 2

