



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



① Número de publicación: **2 292 331**

② Número de solicitud: 200550059

⑤ Int. Cl.:

B64C 1/00 (2006.01)

C22C 1/00 (2006.01)

C22C 21/00 (2006.01)

C22C 21/10 (2006.01)

C22F 1/04 (2006.01)

C22F 1/053 (2006.01)

⑫

SOLICITUD DE PATENTE

A1

⑫ Fecha de presentación: **26.02.2004**

⑩ Prioridad: **17.03.2003 EP 03075764**

⑬ Fecha de publicación de la solicitud: **01.03.2008**

⑬ Fecha de publicación del folleto de la solicitud:
01.03.2008

⑦ Solicitante/s:
**Corus Aluminium Walzprodukte GmbH
Carl-Spaeter-Strasse 10
56070 Koblenz, DE**

⑦ Inventor/es: **Keidel, Christian Joachim y
Heinz, Alfred Ludwig**

⑦ Agente: **Elzaburu Márquez, Alberto**

⑤ Título: **Método para producir una estructura monolítica de aluminio integrada y un producto de aluminio mecanizado a partir de esa estructura.**

⑤ Resumen:

Método para producir una estructura monolítica de aluminio integrada y un producto de aluminio mecanizado a partir de esa estructura.

La presente invención se refiere a un método para producir una estructura monolítica de aluminio integrada, que comprende las etapas de: (a) proporcionar una plancha de aleación de aluminio a partir de una aleación de aluminio con un espesor (y) predeterminado, (b) dar forma o conformar dicha plancha de aleación para obtener una estructura con una forma predeterminada, (c) tratar térmicamente dicha estructura con forma, (d) mecanizar, por ejemplo mecanizar a alta velocidad dicha estructura con forma con el fin de obtener una estructura monolítica de aluminio integrada.

ES 2 292 331 A1

DESCRIPCIÓN

Método para producir una estructura monolítica de aluminio integrada y un producto de aluminio mecanizado a partir de esa estructura.

5

Campo de la invención

La presente invención se refiere a un método para producir una estructura de aluminio integrada a partir de una aleación de aluminio, y un producto de aluminio producido a partir de una estructura de aluminio integrada. Más específicamente, la presente invención se refiere a un método para producir miembros aeronáuticos estructurales a partir de aleaciones de aluminio resistentes a la corrosión, de alta resistencia y alta tenacidad, designadas por la serie AA7000 de la nomenclatura internacional de la Aluminium Association ("AA") para aplicaciones aeronáuticas estructurales. Incluso más específicamente, la presente invención se refiere a nuevos métodos para producir estructuras de aluminio integradas para aplicaciones aeronáuticas que combinan partes integrantes en forma de planchas y de láminas, dentro de una estructura monolítica integrada evitando así la distorsión debida a procedimientos beneficios de envejecimiento artificial.

15

Descripción de la técnica relacionada

Es conocido en la técnica el uso de aleaciones de aluminio térmicamente tratables en una serie de aplicaciones que implican requisitos de resistencia a la corrosión, alta resistencia y alta tenacidad, tales como fuselajes de aviones, partes integrantes de vehículos y otras aplicaciones. Las aleaciones de aluminio AA7050 y AA7150 exhiben alta resistencia en temple del tipo T6, véase por ejemplo el documento US-A-6.315.842, incorporado aquí como referencia. También los productos de las aleaciones AA7x75 y AA7x55, endurecidas por precipitación, exhiben valores de alta resistencia en el temple T6. Se sabe que el temple T6 aumenta la resistencia del producto de aleación y, por lo tanto, encuentra aplicación, en particular, en la industria aeronáutica. También se sabe envejecer artificialmente las estructuras pre-ensambladas de un avión con el fin de aumentar la resistencia a la corrosión, ya que las aplicaciones típicas dan como resultado la exposición a una amplia variedad de condiciones climáticas que necesitan el control cuidadoso de las condiciones de trabajo y de envejecimiento para proporcionar una resistencia mecánica y una resistencia a la corrosión adecuadas, que incluyen tanto la corrosión bajo tensión como la exfoliación.

20

25

30

Se sabe, por lo tanto, sobre-envejecer artificialmente estas aleaciones de aluminio de la serie AA7000. Cuando se envejece artificialmente a un temple del tipo T79, T76, T74 o T73, sus resistencias a la corrosión bajo tensión, corrosión por exfoliación y tenacidad a la rotura mejoran en el orden establecido (siendo de estos temple el T73 el mejor y estando el T79 próximo al T6). Una condición de temple aceptable es el temple tipo T74 o T73, obteniendo así un nivel equilibrado aceptable de resistencia a la tracción, resistencia a la corrosión por exfoliación y tenacidad a la rotura.

35

Al producir las partes estructurales de un avión, tales como un fuselaje de avión que consiste en largueros, por ejemplo los largueros de la cabina o los largueros del fuselaje, o vigas, así como el revestimiento metálico, tan to el revestimiento metálico del fuselaje como el revestimiento metálico de la cabina; en la técnica se sabe cómo conectar los largueros o vigas a una lámina de aleación de aluminio, que constituye, por ejemplo, el revestimiento metálico del fuselaje, con remaches o por medio de soldadura. Una Lámina de aleación de aluminio se dobla y se conforma de acuerdo, por ejemplo, con la forma del fuselaje de un avión y se conecta a los largueros y vigas o costillas por medio de soldadura y/o mediante el uso de remaches. El fin de los largueros y de las costillas es soportar y reforzar la estructura terminada.

40

45

Para acelerar la producción de aviones y debido a la necesidad de reducir los costes y acelerar el tiempo de producción se sabe también producir una plancha de aluminio que tenga un espesor en el intervalo de 15 a 70 mm y doblar la plancha que tiene un espesor igual o superior al espesor de la lámina que constituye el revestimiento metálico del fuselaje del avión, y la altura de los largueros o vigas. Después de la operación de doblado los largueros se mecanizan a partir de la plancha, fresando por ello el material de aluminio que hay entre los largueros.

50

Semejantes técnicas de la técnica anterior presentan al menos dos inconvenientes principales. En primer lugar, la plancha, que ha sido producida a partir de una aleación de aluminio que ha sido envejecida artificialmente como se mencionó anteriormente con el fin de aumentar la resistencia a la corrosión, presenta una considerable distorsión después de las operaciones de doblado y mecanizado mostrando por ello una distorsión vertical y horizontal que hace incómodo el ensamblaje del fuselaje del avión o del ala del avión ya que todas las partes necesitan operaciones adicionales de corrección de doblado y de medida. En segundo lugar, la estructura doblada y mecanizada que comprende láminas y largueros o vigas presentan tensiones residuales o internas que se originan a partir de semejante operación de doblado y que dan como resultado regiones o partes de la estructura que tienen una microestructura diferente de las otras regiones con menos o más tensiones residuales internas. Estas regiones con un elevado nivel de tensiones residuales internas tienden a ser considerablemente más susceptibles a la corrosión y a la propagación de las grietas por fatiga.

60

Resumen de la invención

65

Es, por lo tanto, un objeto de la presente invención proporcionar un método para producir una estructura monolítica de aluminio integrada y un producto de aluminio mecanizado a partir de esa estructura que no tenga uno o más de

los inconvenientes anteriormente mencionados, proporcionando por ello miembros estructurales para aviones u otras aplicaciones que son más fáciles y menos caros de ensamblar, que no presentan, o al menos presentan menos, distorsión después del mecanizado y que tienen además una microestructura más uniforme, evitando así regiones de diferentes niveles de tensión interna.

Más específicamente, es un objeto de la presente invención proporcionar un método para producir una estructura monolítica de aluminio integrada para aplicaciones aeronáuticas que se puedan usar para ensamblar un avión más deprisa que con las estructuras de aluminio de la técnica anterior y conseguir mejores propiedades tales como resistencia, tenacidad y resistencia a la corrosión.

La presente invención satisface uno o más de estos objetos mediante el método de producir una estructura monolítica de aluminio integrada, que comprende las etapas de: (a) proporcionar una plancha de aleación de aluminio a partir de una aleación de aluminio con un espesor predeterminado (y), (b) dar forma a, o conformar, dicha plancha de aleación para obtener una estructura con una forma predeterminada que tenga un radio propio incorporado en su forma, (c) tratar térmicamente dicha estructura conformada, (d) mecanizar opcionalmente, por ejemplo mecanizar a alta velocidad, dicha estructura conformada con el fin de obtener una estructura de aluminio integrada. Dentro de las reivindicaciones dependientes se describen y se especifican más realizaciones preferidas.

En un aspecto más de la invención se proporciona un producto de aluminio producido a partir de una estructura de aluminio integrada producida según el método de esta invención, y en la que la estructura conformada se mecaniza con el fin de obtener una estructura de aluminio integrada, con una lamina base y componentes. En las correspondientes reivindicaciones dependientes, se describen y se reivindican las realizaciones preferidas.

Descripción detallada de las realizaciones preferidas

Come se apreciará de aquí en adelante, excepto que se indique otra cosa, las designaciones de las aleaciones y las designaciones de los temple se refieren a designaciones de asociación del aluminio en *Aluminium Standards and Data and the Registration Records*, que se publica por la Aluminium Association.

“Monolítico” es un término conocido en la técnica que significa que comprende una unidad sustancialmente única que puede ser una única pieza formada o creada sin ensambladura o costuras y que comprende un todo sustancialmente uniforme. El producto monolítico obtenido mediante el procedimiento de la presente invención puede ser indiferenciado, es decir formado de un único material, y puede comprender estructuras integrales o características tales como un revestimiento metálico sustancialmente continuo que tiene una superficie o cara externa y una superficie o cara interna, y miembros de soporte integrales tales como costillas o porciones engrosadas que comprenden miembros del armazón en la superficie interior del revestimiento metálico.

Uno o más de los objetos anteriormente mencionados de la presente invención se consiguen preparando una plancha de aleación de aluminio a partir de una aleación de aluminio con un espesor predeterminado, dando forma a dicha plancha de aleación para obtener una estructura con una forma predeterminada, preferiblemente envejeciendo a partir de entonces de forma artificial o natural o recociendo dicha estructura conformada y luego fresando o mecanizando, por ejemplo mecanizando a alta velocidad dicha estructura, conformada con el fin de obtener una estructura monolítica de aluminio integrada que se puede usar en los fines anteriormente mencionados.

Ya que la etapa de envejecimiento o de recocido se realiza después de la etapa de conformado, es posible obtener miembros estructurales que tengan niveles considerablemente reducidos de distorsión o que estén incluso esencialmente exentos de distorsiones que hacen a los productos resultantes particularmente adecuados para aplicaciones en fuselajes o en alas de aviones o para un revestimiento metálico vertical con largueros verticales para la cola de un avión. Se cree que dicha estructura conformada, que presenta los inconvenientes anteriormente mencionados debido a la etapa de conformado, libera su tensión interna o residual a lo largo de toda la etapa de envejecimiento artificial o natural que se lleva a cabo después de la etapa de conformado de la plancha de aleación.

En una realización preferida de este método según la invención, después de la operación de conformado de la plancha de aleación de aluminio en una estructura con una forma predeterminada y antes de cualquier operación de mecanizado, por ejemplo mediante mecanizado a alta velocidad, la estructura con forma predeterminada se envejece artificialmente dando como resultado una estabilidad dimensional mejorada durante las posteriores operaciones de mecanizado. Preferiblemente, la estructura conformada se envejece artificialmente a un temple seleccionado del grupo que comprende las condiciones de temple T6, T79, T78, T77, T76, T74, T73 y T8. Por medio del ejemplo, un temple adecuado T73 sería el temple T7351, y un temple adecuado T74 sería el temple T7451.

En una realización del método, el procedimiento de darle forma, o de conformado, para obtener una estructura con una forma predeterminada comprende una operación de conformado en frío, por ejemplo una operación de doblado que da como resultado un producto que tiene un radio propio incorporado en su forma.

En una realización del método según la invención, la plancha de aleación de aluminio antes de la operación de darle forma, o de conformado, ha sido estirada después de enfriar desde la temperatura del tratamiento térmico de la solución. Preferiblemente, la operación de estiramiento implica no más del 8% de la longitud justo antes de la operación de estiramiento y está, preferiblemente, en el intervalo del 1 al 5%. Típicamente, esto se consigue llevando

ES 2 292 331 A1

la plancha de aleación de aluminio en un temple T4 o un T73 o T74 o T76, tal como un temple T451 o un temple T7351.

La estructura conformada tiene, preferiblemente, un espesor del premecanizado igual, o superior, al espesor combinado de la lámina base o revestimiento metálico y componentes adicionales, por ejemplo, largueros, en la que dicha lámina base y los componentes adicionales forman dicha estructura monolítica de aluminio integrada.

La distorsión en la dirección longitudinal del producto obtenido es, típicamente, inferior a 0,13 mm, y preferiblemente inferior a 0,10 mm, cuando se mide según BSM 7-323D, sección 8.7.

En una realización, el espesor del premecanizado (y) de la estructura conformada está en el intervalo de 10 a 220 mm, preferiblemente en el intervalo de 15 a 150 mm, y más preferiblemente en el intervalo de 20 a 100 mm, y muy preferiblemente en el intervalo de 30 a 60 mm.

La plancha de aleación de aluminio está preferiblemente hecha de una aleación de aluminio seleccionada del grupo consistente en las aleaciones de aluminio de las series AA5xxx, AA7xxx, AA8xxx, y AA2xxx. Ejemplos concretos son las que están dentro de las aleaciones de aluminio de las series AA7x50, AA7x55, AA7x75, y AA6x13, y son representantes típicos de estas series las aleaciones AA7075, AA7475, AA7050, AA7150, y AA6013.

Según una realización preferida de la presente invención, la plancha de aleación de aluminio se prepara a partir de una aleación de aluminio que se ha estirado después de enfriar. Se da un ejemplo como sigue:

Un método preferido para producir una aleación de aluminio de la serie AA7xxx en aplicaciones de planchas en el campo aeroespacial con una equilibrada alta tenacidad y buenas propiedades de corrosión comprende las etapas de trabajar un cuerpo que tiene una composición, en % en peso, consistente en:

Zn 5,0 - 8,5

Cu 1,0 - 2,6

Mg 1,0 - 2,9

Fe <0,3, preferiblemente <0,15

Si <0,3, preferiblemente <0,15,

opcionalmente, uno o más elementos seleccionados de

Cr 0,03 - 0,25

Zr 0,03 - 0,25

Mn 0,03 - 0,4

V 0,03 - 0,2

Hf 0,03 - 0,5

Ti 0,01 - 0,15

no excediendo el total de dichos elementos opcionales el 0,6% en peso, siendo el resto aluminio e impurezas incidentales, cada una de ellas <0,05%, y el total <0,20%, estirar el producto enfriado entre el 1% y el 5%, preferiblemente 1,5% a 3%, para llegar a un temple T451, y después de eso dar forma al producto, por ejemplo mediante doblado, precurvado o fresado, con el fin de obtener una estructura con una forma predeterminada.

La estructura con una forma predeterminada se envejece luego artificialmente, o bien calentando el producto hasta tres veces en una tanda de una o más temperaturas de 79°C a 165°C o calentando la estructura con forma predeterminada primero a una o más temperaturas de 79°C a 145°C durante dos horas o más, o calentando la estructura conformada a una o más temperaturas de 148°C a 175°C. Después de eso, la estructura conformada no presenta ninguna distorsión sustancial y, al mismo tiempo, la estructura conformada muestra una mejorada resistencia a la corrosión con exfoliación de "EB" o mejor, medido según ASTM G34-97, y con aproximadamente un 15% más de resistencia a la deformación que las correspondientes aleaciones AA7x50 de similares dimensiones en la condición de temple T76.

Según el típico procedimiento de envejecimiento AMS 2772C, para llegar al temple T7651 para la aleación AA7050 implica 3 a 6 horas a 121°C seguido de 12 a 15 horas a 163°C, mientras que para la misma aleación que llega al temple T7451 implica 3 a 6 horas a 121°C, seguido de 20 a 30 horas a 163°C. El típico procedimiento de envejecimiento para llegar al temple T7351 para la aleación AA7475 implica 6 a 8 horas a 121°C, seguido de 24 a

ES 2 292 331 A1

30 horas a 163°C. Y el típico procedimiento de envejecimiento para la aleación AA7160 para llegar al temple T651 implica 24 horas a 121°C, seguido de 12 horas a 160°C.

5 En una realización preferida del producto según la invención, dicha lámina base es un revestimiento metálico del fuselaje de un avión y dichos componentes son al menos partes de los largueros integrales u otros refuerzos integrales del fuselaje de un avión, y en la que el fuselaje tiene un radio propio incorporado en su forma.

10 En otra realización, dicha lámina base es el revestimiento metálico base de una estructura integrada como una puerta integrada, y dichos componentes son al menos parte de los refuerzos integrales de la estructura integrada de un avión, y en la que la estructura integrada tiene un radio propio incorporado en su forma.

En otra realización, dicha lámina base es un revestimiento metálico del ala de un avión, dichos componentes son al menos partes de las costillas integradas y/o otros refuerzos integrados tal como los largueros de un ala de un avión.

15 Breve descripción de los dibujos

Las anteriores y otras características y ventajas del método y el producto de aleación de aluminio según la presente invención llegarán a ser fácilmente evidentes a partir de la siguiente descripción detallada de una realización como se describe mediante los dibujos adjuntos:

20

Fig. 1 muestra una estructura de aluminio integrada

Fig. 2 muestra los efectos de la distorsión de la estructura de aluminio integrada de la Fig. 1,

25

Fig. 3a muestra una realización de la técnica anterior,

Fig. 3b muestra una realización de la presente invención, y

30

Fig. 3c muestra una estructura conformada (5) envejecida artificialmente, o naturalmente, según la presente invención.

La Fig. 1 muestra una estructura de aluminio integrada que comprende una lámina base 1 y componentes adicionales 2, tales como largueros o vigas para aplicaciones en aviones. La estructura 6 de aluminio integrada consiste en una lámina base 1 precurvada que se ha conformado de acuerdo con la forma de, por ejemplo, el fuselaje de un avión, mostrando así la sección transversal de un revestimiento metálico 1 del fuselaje. Los componentes adicionales 2 son, por ejemplo, largueros unidos a la lámina base 1, según las técnicas anteriores, por ejemplo mediante remaches y/o soldadura.

La Fig. 2 muestra los efectos de la distorsión de una estructura de aluminio integrada que se ha producido según un método de la técnica anterior. Cuando los componentes adicionales 2 están unidos a la lámina base 1 y cuando la estructura total está acabada después de las etapas de mecanizado, de remachado o de soldadura, se produce normalmente una distorsión horizontal d_1 y/o una distorsión vertical d_2 debido a la liberación de tensiones procedentes de la plancha o lámina precurvada que ha sido doblada antes de que los componentes adicionales 2 se conecten a la lámina base 1 o antes de que los componentes 2 sean mecanizados a partir del producto en forma de plancha con un correspondiente espesor.

La Fig. 3a muestra una estructura monolítica integrada o componente fabricado también según la técnica anterior. Se produce un bloque 3 de aleación de aluminio por colada, homogeneización, trabajado en caliente mediante laminación, forja o extrusión y/o trabajado en frío, tratamiento térmico de la solución, enfriamiento y estiramiento, obteniendo por ello un grueso bloque 3 de aleación de aluminio que se le "da forma" para obtener una predeterminada estructura conformada 5. La etapa de conformado es una etapa de fresado mecánico o de mecanizado, conformando, por ello, con una fresadora el bloque 3 de aleación de aluminio y obteniendo una predeterminada estructura conformada 5 con un espesor y predeterminado como se muestra en la Fig. 3c. El espesor y predeterminado es igual o superior al espesor x de la lámina base 1 y la extensión de los componentes adicionales 2 que son, mediante una o más etapas adicionales de fresado, mecanizados a partir de la estructura conformada 5 después de la etapa de envejecimiento. Un inconveniente con este enfoque es que puede haber una significativa tensión residual en el producto, y esto puede llevar entre otras cosas a incrementar la sección transversal de los miembros del armazón o del propio revestimiento metálico para cumplir las tolerancias requeridas y satisfacer los requisitos.

La Fig. 3b muestra una realización de la presente invención en la que la etapa de conformado es una etapa de doblado mecánico, que dobla por ello una plancha 4 de aleación en una estructura 5 doblada o precurvada que tiene un radio propio incorporado en su forma mostrada en la Fig. 3c. Usando el método según esta invención, se pueden hacer también estructuras con doble curvatura, por ejemplo teniendo una estructura parabólica. Una ventaja de esta realización de la presente invención comparada con la técnica anterior descrita con la Fig. 3a es, entre otras, que se usa menos aluminio para mecanizar o fresar ya que el espesor predeterminado y de la plancha 4 de aleación es considerablemente menor que un espesor predeterminado del bloque 3 entero de aluminio. Además, mediante una etapa de envejecimiento, después de darle forma, es posible obtener miembros estructurales esencialmente exentos de distorsiones adecuados para, por ejemplo, aplicaciones en fuselajes y en alas de aviones. Otra ventaja del método y del

ES 2 292 331 A1

5 producto de la presente invención es que proporciona un producto o estructura monolítica final más delgada que tiene las ventajas de resistencia y de peso respecto a otros productos más gruesos producidos con métodos convencionales. Esto significa que se pueden proporcionar y aprobar para su uso diseños con paredes más delgadas y menos peso. Otra ventaja más del método y del producto de la presente invención es la reducción del peso de la parte monolítica. El peso también se reduce más mediante la posible eliminación de los elementos de sujeción. Esto está relacionado con las ventajas de precisión en la operación de mecanizado que resulta de la distorsión reducida, y de la precisión inherente del mecanizado final después del conformado.

10 Ejemplo

10 A escala industrial, se han fabricado planchas gruesas de una aleación de la serie AA74754 (material de calidad aeroespacial) que tienen las dimensiones finales de 40 mm de espesor, una anchura de 1900 mm, y una longitud de 2000 mm. Se han llevado diferentes planchas a la condición de temple T451 y a la condición de temple T7351 de una forma conocida.

15 En un método para elaborar estructuras monolíticas integradas, se ha doblado una plancha en la condición de temple T451, en su dirección L, hasta una estructura con un radio de 1000 mm seguido de un envejecimiento artificial hasta la condición de temple T7351. La distorsión en la dirección longitudinal estaba en el intervalo de 0,07 a 0,09 mm, que se puede calcular de una forma conocida hasta una tensión residual en la dirección longitudinal en el intervalo de 16 a 22 MPa.

20 En otro método de elaboración de estructuras integradas, se ha doblado una plancha en la condición de temple T7351, en su dirección L, hasta una estructura con un radio de 1000 mm sin tratamiento adicional de envejecimiento. La distorsión en la dirección longitudinal estaba en el intervalo de 0,15 a 0,22 mm, que se puede calcular de una forma conocida hasta una tensión residual en la dirección, longitudinal en el intervalo de 49 a 54 MPa.

25 Para ambos métodos se ha medido la distorsión después del mecanizado según el BMS 7-323D, sección 8.7, versión revisada el 21 de enero de 2003, e incorporada aquí como referencia.

30 Este ejemplo muestra, entre otras cosas, la influencia beneficiosa del tratamiento de envejecimiento, después de conformar un panel curvado y antes de mecanizarlo hasta una estructura integrada, sobre la distorsión después del mecanizado y, por ello, sobre la tensión residual en el material.

35 Habiendo ahora descrito completamente la invención, será evidente para un experto corriente en la técnica que se pueden hacer muchos cambios y modificaciones partiendo del espíritu o alcance de la invención según se ha descrito en la presente memoria descriptiva.

40

45

50

55

60

65

ES 2 292 331 A1

REIVINDICACIONES

1. Un método para producir una estructura monolítica de aluminio integrada, que comprende las etapas de:

- 5
- a) proporcionar una plancha (4) de aleación de aluminio a partir de una aleación de aluminio con un espesor (y) predeterminado,
 - b) dar forma o conformar dicha plancha (4) de aleación para obtener una estructura (5) con una forma prede-
 - 10 terminada,
 - c) tratar térmicamente dicha estructura (5) con forma,
 - d) opcionalmente, mecanizar dicha estructura (5) con forma con el fin de obtener una estructura (6) monolítica
 - 15 de aluminio integrada.

2. Un método según la reivindicación 1, en el que dicho tratamiento térmico en la etapa c) comprende un envejecimiento natural, un envejecimiento artificial o un tratamiento de recocido.

3. Un método según la reivindicación 1 ó 2, en el que dicha estructura (5) con forma se está envejeciendo artificialmente en las condiciones de temple T6, T79, T78, T77, T76, T74, T73 o T8.

4. Un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en el que el procedimiento de dar forma o de conformado, durante la etapa b) comprende el conformado en frío.

5. Un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que se ha estirado dicha plancha (4) de aleación de aluminio después de enfriar, antes de la etapa de dar una forma o de conformado.

6. Un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en el que se ha estirado dicha plancha (4) de aleación de aluminio en el intervalo de hasta el 8% después de enfriar, antes de la etapa de dar una forma o de conformado.

7. Un método según la reivindicación 6, en el que se ha estirado dicha plancha (4) de aleación de aluminio en un intervalo de 1 a 5% después de enfriar, antes de la etapa de dar una forma o de conformado.

8. Un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, en el que se ha llevado dicha plancha (4) de aleación de aluminio a un temple seleccionado del grupo que comprende T4, T73, T74 y T76, antes de la etapa de dar una forma o de conformado.

9. Un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, en el que dicha plancha (4) de aleación de aluminio se produce a partir de una aleación de aluminio que se selecciona del grupo de las series AA2xxx, AA5xxx, AA6xxx, o AA7xxx.

10. Un método según la reivindicación 9, en el que dicha plancha (4) de aleación de aluminio se produce a partir de una aleación de aluminio seleccionada del grupo de aleaciones de las series AA7x50, AA7x55, AA7x75 y AA6x13.

11. Un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, en el que dicha plancha (4) de aleación de aluminio se produce a partir de una aleación de aluminio que tiene una composición consistente, en tanto por ciento en peso, en:

50 Zn 5,0 - 8,5

Cu 1,0 - 2,6

55 Mg 1,0 - 2,9

Fe <0,3, preferiblemente <0,15

Si <0,3, preferiblemente <0,15,

60 opcionalmente, uno o más elementos seleccionados de:

Cr 0,03 - 0,25

65 Zr 0,03 - 0,25

Mn 0,03 - 0,4

ES 2 292 331 A1

V 0,03 - 0,2

Hf 0,03 - 0,5

5 Ti 0,01 – 0,15

la totalidad de dichos elementos opcionales no exceden de 0,6, el resto es aluminio e impurezas incidentales, cada una <0,05, total <0,20.

10 12. El método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11, en el que dicha estructura (5) con forma tiene un espesor (y) antes del mecanizado en el intervalo de 10 a 220 mm, preferiblemente en el intervalo de 15 a 150 mm, y más preferiblemente en el intervalo de 30 a 60 mm.

15 13. El método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12, en el que la estructura monolítica de aluminio integrada es parte de un revestimiento metálico de un ala o una porción del armazón de un avión.

20 14. Un producto de aluminio producido a partir de una estructura (6) monolítica de aluminio integrada producida de acuerdo con el método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 13, **caracterizado** porque dicha estructura (5) con forma, se mecaniza con el fin de obtener una estructura (6) de aluminio integrada con una lámina base (1) y componentes integrales (2).

25 15. Un producto de aluminio según la reivindicación 14, en el que dicha lámina base (1) es un revestimiento metálico del fuselaje de un avión y dichos componentes (2) son al menos partes de largueros integrales u otros refuerzos integrales del fuselaje de un avión, y que tiene un radio propio incorporado en su forma.

30 16. Un producto de aluminio según la reivindicación 14, en el que dicha lámina base (1) es el revestimiento metálico base de una estructura monolítica integrada, como una puerta integrada, y dichos componentes integrados (2) son al menos partes de los refuerzos integrados de la estructura integrada de un avión, y que tiene un radio propio incorporado en su forma.

35 17. Un producto de aluminio según la reivindicación, 14, en el que dicha lámina base (1) es un revestimiento metálico de una ala de un avión, dichos componentes (2) son al menos partes de las costillas integradas u otros refuerzos integrados de un ala de un avión.

40

45

50

55

60

65

Fig. 1

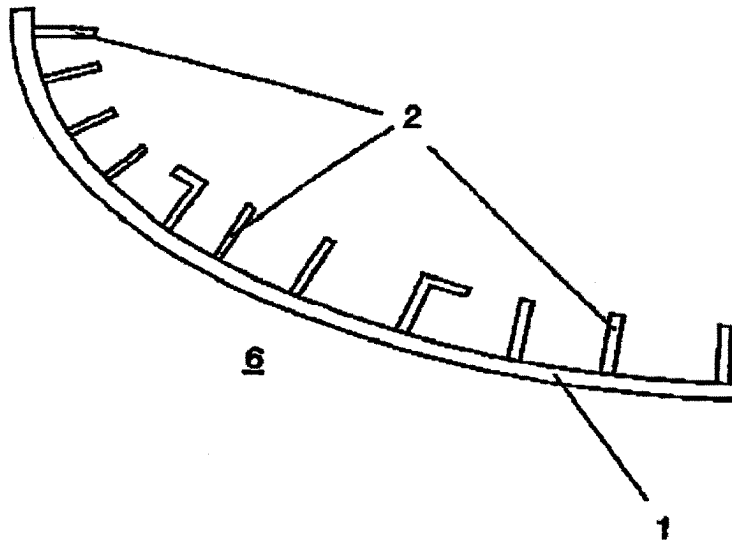


Fig. 2

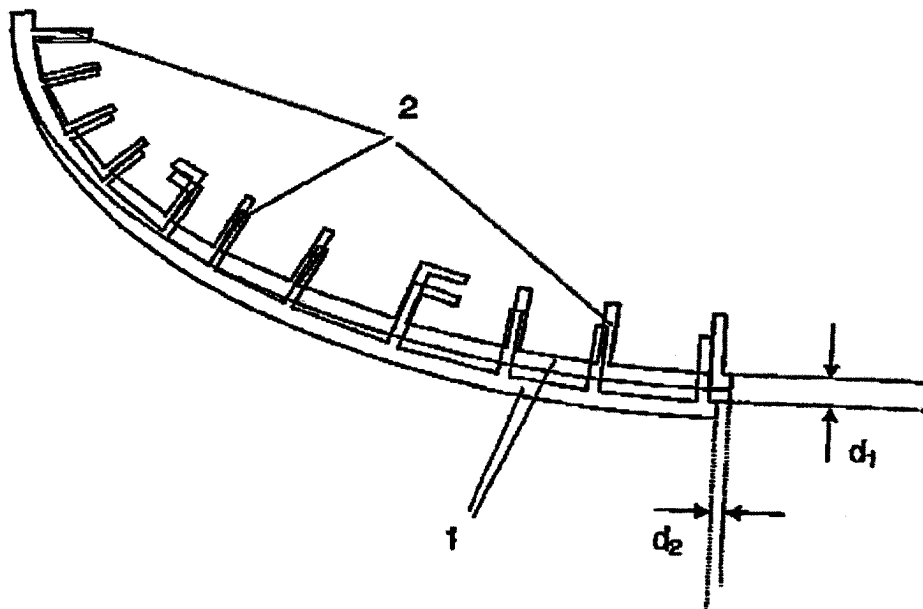


Fig. 3a

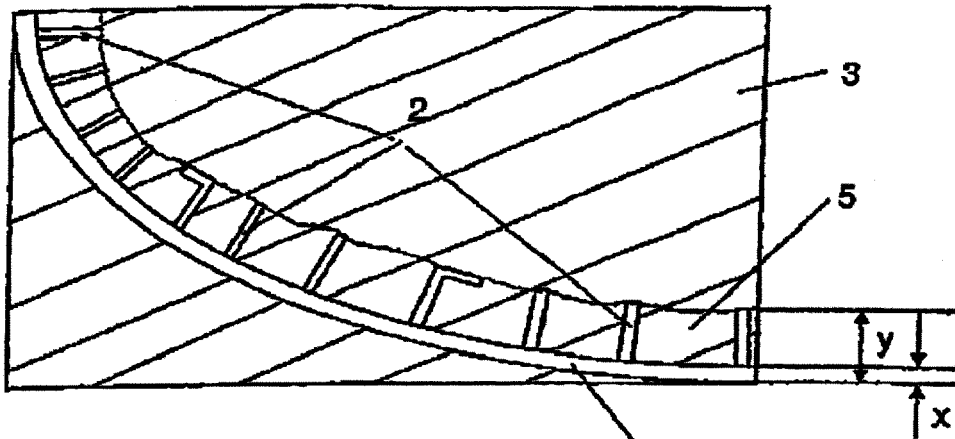


Fig. 3b

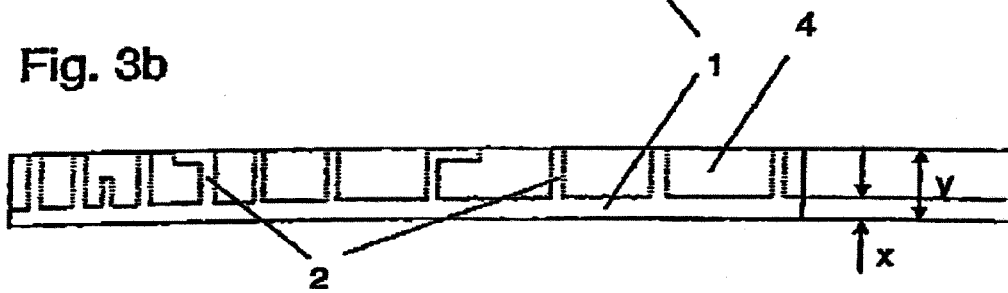
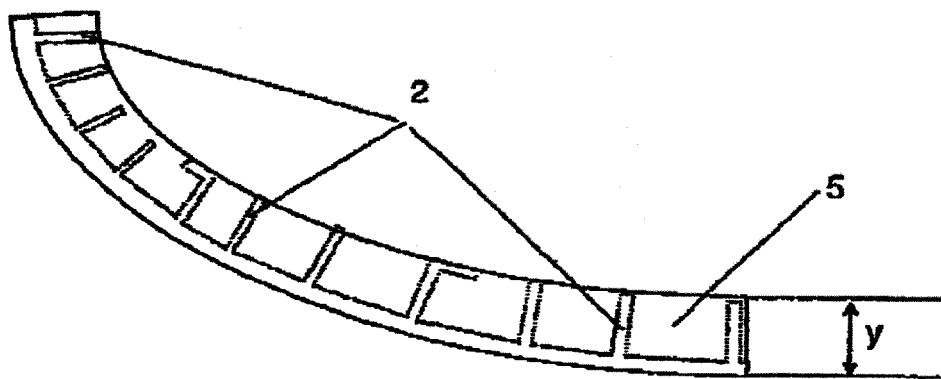


Fig. 3c





OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① ES 2 292 331

② Nº de solicitud: 200550059

③ Fecha de presentación de la solicitud: **26.02.2004**

④ Fecha de prioridad: **17.03.2003**

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤ **Int. Cl.:** Ver hoja adicional

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
X	US 5496426 A (MURTHA) 05.03.1996, todo el documento.	1-17
X	EP 0829552 A1 (ALUMINUM COMPANY OF AMERICA) 18.03.1998, todo el documento.	1-17
X	EP 1045043 A1 (PECHINEY RHENALU) 18.10.2000, todo el documento.	1-9,12-17
X	WO 9824940 A1 (ALCAN) 11.06.1998, todo el documento.	1-5,8-9,12,14
X	US 6315842 B1 (SHAHANI et al.) 13.11.2001, todo el documento.	1-5,8-17

Categoría de los documentos citados

X: de particular relevancia

Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría

A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita

P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud

E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

El presente informe ha sido realizado

para todas las reivindicaciones

para las reivindicaciones nº:

Fecha de realización del informe

31.01.2008

Examinador

L. Dueñas Campo

Página

1/2

CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD

B64C 1/00 (2006.01)
C22C 1/00 (2006.01)
C22C 21/00 (2006.01)
C22C 21/10 (2006.01)
C22F 1/04 (2006.01)
C22F 1/053 (2006.01)