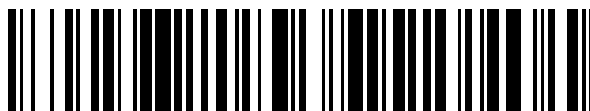


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 579 780**

51 Int. Cl.:

C22C 21/10 (2006.01)

C22F 1/053 (2006.01)

B64C 3/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.05.2008 E 08825939 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **30.03.2016 EP 2158339**

54 Título: **Productos de aleación de aluminio que tienen unas combinaciones mejoradas de propiedades, y métodos para envejecer artificialmente los mismos**

30 Prioridad:

14.05.2007 US 748021

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:

16.08.2016

73 Titular/es:

**ALCOA INC. (100.0%)
Alcoa Corporate Center, 201 Isabella Street
Pittsburgh, PA 15212-5858, US**

72 Inventor/es:

**BRAY, GARY, H.;
CHAKRABARTI, DHRUBA, J.;
DENZER, DIANA, K.;
LIN, JEN, C.;
NEWMAN, JOHN;
VENEMA, GREGORY, B.;
YANAR, CAGATAY y
BOSELLI, JULIEN**

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 579 780 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

Productos de aleación de aluminio que tienen unas combinaciones mejoradas de propiedades, y métodos para envejecer artificialmente los mismos

Antecedentes

5 Campo de la descripción

La presente descripción se refiere a una chapa o a un componente estructural de aleación de aluminio, particularmente de aleaciones de aluminio ("Al") de la serie 7000 (o 7XXX) según la designación de la Aluminum Association. Más particularmente, se refiere a unos productos de aleación de aluminio útiles en la fabricación de componentes estructurales para aeronaves comerciales que tienen a lo sumo un espesor de 101,6 mm (4 pulgadas).

10 Descripción de la técnica relacionada

La demanda de aleaciones de aluminio en la industria se ha vuelto cada vez más rigurosa con cada nueva serie de aeronaves que es fabricada por la industria aeroespacial. Conforme se hace mayor el tamaño de las nuevas aeronaves a reacción, o conforme se agrandan los actuales modelos de reactores de pasajeros para alojar cargas más pesadas y/o disponer de autonomías de vuelo mayores y así mejorar su rendimiento y economía, la demanda de ahorro de peso en los componentes estructurales, tales como los componentes del ala, continúa en aumento.

En la Figura 1 se muestra una estructura tradicional del ala de una aeronave, que incluye una caja del ala generalmente designada con el número 2. La caja del ala 2 se extiende hacia afuera del fuselaje constituyendo el componente principal de la resistencia del ala y, generalmente, sigue una dirección perpendicular al plano de la Figura 1. En la caja del ala 2, los revestimientos superior e inferior del ala, 4 y 6, están separadas mediante miembros o largueros estructurales verticales, 12 y 20, que se extienden entre, o que conectan, los revestimientos superior e inferior del ala. La caja del ala 2 también incluye unas costillas que generalmente se extienden de un larguero a otro. Estas costillas se disponen en paralelo al plano de la Figura 1, mientras que los revestimientos y largueros del ala siguen una dirección perpendicular al plano de la Figura 1.

El revestimiento superior del ala está comprendido, típicamente, por un revestimiento 4 y unos elementos o largueros de refuerzo 8. Estos elementos de refuerzo se pueden fijar por separado mediante elementos de fijación o hacer que formen parte integral del revestimiento, para eliminar la necesidad de largueros y remaches independientes. Durante el vuelo, la estructura superior del ala de una aeronave comercial se somete a una carga de compresión, lo que exige aleaciones con una alta resistencia a la compresión. Esta exigencia ha llevado al desarrollo de aleaciones con una resistencia a la compresión cada vez mayor, al tiempo que se mantiene el nivel nominal de tenacidad a la fractura. Los miembros estructurales superiores del ala de las grandes aeronaves de hoy en día se fabrican, típicamente, a partir de aleaciones de aluminio de alta resistencia de la serie 7XXX, tales como las aleaciones de aluminio 7150 (patente de EE.UU. reexpedida N° 34.008), 7449 (patente de EE.UU. N° 5.560.789) o 7055 (patente de EE.UU. N° 5.221.377). Más recientemente, la patente de EE.UU. N° 7.097.719 describe una aleación de aluminio 7055 mejorada.

Sin embargo, el desarrollo de aeronaves de una capacidad ultra alta ha dado lugar a nuevas exigencias de diseño. Debido a que las alas son más grandes y más pesadas y a los elevados pesos brutos de despegue de las aeronaves, durante el aterrizaje estas aeronaves experimentan unas altas cargas de flexión descendente, lo que produce unas altas cargas de tracción en los elementos estructurales superiores del ala. Mientras que la resistencia a la tracción de las más altas aleaciones actuales para alas es más que adecuada para soportar estas cargas de flexión descendente, su tenacidad a la fractura se vuelve un criterio de diseño limitativo en las partes internas del revestimiento superior. Esto ha llevado a desear aleaciones para los miembros estructurales superiores de las aeronaves ultra grandes que tengan una tenacidad a la fractura muy alta, más parecida a la de las aleaciones de revestimiento inferior del ala, tales como la aleación 2324 (patente de EE.UU. N° 4.294.625), incluso si se ha de sacrificar hasta cierto punto la alta resistencia. Es decir, se ha producido un desplazamiento de la combinación óptima de resistencia y tenacidad, necesarias para maximizar el ahorro de peso en los miembros estructurales superiores del ala de una aeronave ultra grande, hacia una tenacidad a la fractura significativamente mayor y una resistencia menor.

Las nuevas tecnologías de soldadura, tales como la soldadura por fricción-agitación, también han abierto muchas nuevas posibilidades, tanto para el diseño como para los productos de aleación, para su utilización en componentes de largueros y costillas del ala para la reducción de su peso y/o el ahorro de sus costes. Para obtener el máximo rendimiento de un larguero, la parte del larguero que se une al revestimiento superior del ala tiene unas propiedades similares al revestimiento superior, y la parte del larguero que se conecta con el revestimiento inferior del ala tiene unas propiedades similares a las del revestimiento inferior del ala. Esto ha llevado a la utilización de largueros "ensamblados" (en inglés, "built-up"), que comprenden un cordón de larguero superior 14 ó 22, un alma 18 ó 20, y un cordón de larguero inferior 16 ó 24, unidos mediante elementos de fijación (no se muestra). Este diseño "ensamblado" permite que se utilicen productos de una aleación óptima para cada componente. Sin embargo, la instalación de los muchos elementos de fijación requeridos aumenta el coste de montaje. Los elementos y orificios de fijación también pueden ser conexiones estructurales frágiles y puede que se tenga que aumentar el espesor de

los componentes, lo que reduce algo la ventaja en el rendimiento por la utilización de aleaciones múltiples.

Un enfoque utilizado para superar el coste de montaje asociado a un larguero ensamblado es mecanizar el larguero completo a partir de una chapa gruesa, una extrusión o un forjado de una aleación. A veces, esta operación de mecanizado se conoce como "corte de poca penetración y alta velocidad" (en inglés, "hogging out") del componente.

5 Con este diseño, se elimina la necesidad de fabricar uniones entre el alma y el larguero superior y entre el alma y el larguero inferior. Una pieza de larguero fabricada de esta manera se conoce a veces como "larguero integral". Una aleación ideal para fabricar largueros integrales debe tener las características de resistencia de una más alta aleación para alas, combinadas con una tenacidad a la fractura y otras características de tolerancia a los daños de una más baja aleación para alas. Típicamente, la consecución simultánea de ambas propiedades es difícil y requiere un compromiso entre las exigencias en las propiedades del revestimiento superior y del revestimiento inferior. Una desventaja que un larguero integral debe superar es que las propiedades de resistencia y tenacidad de los productos gruesos utilizados como material de partida, son típicamente menores que las de los productos más delgados utilizados típicamente en un larguero "ensamblado", incluso si el larguero integral se fabrica con la misma aleación y temple. Por lo tanto, el compromiso en las propiedades y la utilización de productos gruesos para un larguero integral pueden dar lugar a una penalización en su peso. La aleación 7085, descrita en la patente de EE.UU. N° 6.972.110, es una aleación para productos gruesos que cumple razonablemente con las exigencias en las propiedades de un cordón de larguero, tanto superior como inferior, y conserva unas buenas propiedades, incluso en los productos gruesos, debido a su baja sensibilidad al enfriamiento brusco. Otra desventaja de los largueros integrales, independientemente de la aleación, es la alta relación de peso de compra (es decir, el material que se adquiere) respecto al peso de vuelo (es decir, el peso del material que vuela en la aeronave), que se conoce como la relación de "compra-vuelo". Esto disminuye, al menos parcialmente, las ventajas en el coste de un larguero integral sobre un larguero ensamblado, que se consiguen por medio de un coste de montaje reducido.

25 Sin embargo, las nuevas tecnologías, tales como la soldadura por fricción-agitación, proporcionan la posibilidad de mejoras adicionales, tanto en el peso como en el coste. Un larguero de múltiples componentes unidos mediante soldadura por fricción-agitación, u otros métodos avanzados de soldadura o de unión, combina las ventajas de un larguero ensamblado y un larguero integral. La utilización de tales métodos permite la utilización de productos de menor espesor, así como la utilización de múltiples aleaciones, conformaciones de producto y/o temples, los cuales son optimizados para cada componente del larguero. Esto amplía las opciones de producto de aleación/temple y mejora la relación de compra-vuelo del material como en un larguero ensamblado, al tiempo que conserva una parte importante de la ventaja del coste de montaje de un larguero integral.

35 La patente de EE.UU. N° 5.865.911 describe una aleación de la serie 7000 contemplada para su utilización en miembros estructurales de revestimiento inferior del ala y en miembros de larguero del ala de aeronaves de capacidad ultra alta. Esta aleación presenta mejoras en la resistencia, la tenacidad y la resistencia a la fatiga en forma de chapa delgada, con respecto a las correspondientes más bajas aleaciones para alas, tales como las aleaciones 2024 y 2324 (patente de EE.UU. N° 4.294.625). En la aleación 7085 (patente de EE.UU. N° 6.972.110) en forma de chapa delgada se han obtenido propiedades similares en la resistencia y la tenacidad, como se muestra en la Tabla 1. Cualquiera de estas aleaciones en forma de producto delgado es útil para los miembros estructurales del revestimiento inferior del ala y para el cordón y el alma de larguero inferior de un larguero de múltiples componentes unidos mediante elementos de fijación mecánicos o mediante soldadura. Estas aleaciones también son adecuadas para aplicaciones de costillas, en un diseño ya sea ensamblado o bien integral. Sin embargo, los niveles de resistencia alcanzables en estas aleaciones son típicamente insuficientes para su utilización en los miembros estructurales superiores del ala de grandes aeronaves comerciales. Una resistencia más alta también es beneficiosa para el cordón de larguero superior y el alma de larguero, y para las costillas, siempre que se mantenga la adecuada tenacidad.

45 Tabla 1. Propiedades de las aleaciones Miyasato (patente de EE.UU. 5.865.911) y 7085 (patente de EE.UU. 6.972.110) en forma de chapa delgada.

Propiedad	Dir.	Miyasato (1)	7085 (2)
UTS (ksi)*	L	82,1	82,6
	LT	81,4	82,2
TYS (ksi)*	L	76,2	78,0
	LT	75,4	77,2
Klc, Kq (ksi√in)** RT	L-T	47,5	44,0
	T-L	40,7	35,9
Klc, Kq (ksi√in)** -53,9C (-65F)	L-T	42,0	40,5
	T-L	na	34,3
Kapp (ksi√in)** RT	L-T	120,8	128,7
	T-L	94,3	104,4
Kapp (ksi√in)**	L-T	115,5	106,8

Propiedad	Dir.	Miyasato (1)	7085 (2)
-53,9C (-65F)	T-L	74,7	79,0
Kc (ksi√in)**	L-T	172,9	165,7
RT	T-L	123,9	129,1
Kc (ksi√in)**	L-T	166,4	140,1
-53,9C (-65F)	T-L	79,8	84,8

(1) Patente de EE.UU. 5.865.911: Chapa laminada de 30,48 mm (1,2 pulgadas) de espesor, 2.184,4 mm (86 pulgadas) de anchura.
(2) 7085, patente de EE.UU. 6.972.110: Chapa laminada de 38,1 mm (1,5 pulgadas) de espesor, 2.590,8 mm (102 pulgadas) de anchura.
*: 1 ksi = 6,8948 MPa
**: 1 ksi√in = 1,099 MPa√m

5 La solicitud de patente de EE.UU. N° US 2005/0150579 describe unos productos de una chapa de aleación de aluminio que comprende 6 a 10% en peso de Zn, 1,2 a 1,9% en peso de Mg, 1,2 a 2,2% en peso de Cu, con Mg ≤ (Cu + 0,3), y 0,05 a 0,4% en peso de Zr. Los ejemplos de la aleación de la invención descritos en esta solicitud de la técnica anterior contienen aproximadamente 1,5% en peso de Mg y de aproximadamente 1,5 a aproximadamente 1,9% en peso de Cu.

10 Por lo tanto, para las aeronaves de capacidad ultra alta existe la necesidad de una aleación que tenga una tenacidad significativamente más alta que las aleaciones actuales que son utilizadas en los miembros estructurales superiores del ala, al tiempo que todavía conserve un nivel aceptable de resistencia. Una aleación tal también es valiosa para su utilización en el cordón de larguero y el alma de larguero superiores de un larguero de múltiples componentes unido mediante elementos de fijación mecánica o mediante soldadura, así como para las costillas del ala de un diseño ensamblado o integral. Mientras que se han comentado específicamente las necesidades respecto a las alas de las aeronaves de capacidad ultra alta, una aleación semejante también puede resultar beneficiosa en aeronaves más pequeñas para su utilización en aplicaciones de fuselaje y en estructuras, tanto ensambladas como integrales.
15 Además, a partir de la presente aleación también se pueden fabricar componentes no aeroespaciales, tales como blindajes para vehículos militares.

Compendio de la descripción

Se proporcionan unos nuevos productos de aleación de aluminio, como se definen en las reivindicaciones, muy adecuados particularmente para componentes estructurales aeroespaciales.

20 La aleación de aluminio se utiliza en forma de una chapa que tiene un espesor de 63,5 ó 76,2 mm (2,5 ó 3,0 pulgadas) o 63,7 mm (2,51 pulgadas) a aproximadamente 88,9 mm (3,5 pulgadas), 95,3 mm (3,75 pulgadas) o incluso 101,6 mm (4 pulgadas). La aleación de aluminio comprende 7,5 - 7,9% en peso de Zn, 2,05 - 2,20% en peso de Cu, 1,6 - 1,75% en peso de Mg, hasta 0,25% en peso de al menos un elemento de Hf, Sc y V, y hasta aproximadamente 88,85% en peso de aluminio. En cualquiera de estas realizaciones, la aleación de aluminio
25 consiste en los ingredientes indicados (aparte del aluminio), siendo el resto aluminio e impurezas.

El producto de aleación puede alcanzar unas propiedades mejoradas de resistencia y tenacidad. En una realización, el producto de aleación incluye una sección de no más de aproximadamente 63,5 mm (2,5 pulgadas) de espesor y tiene un límite de elasticidad a la tracción mínimo en la dirección longitudinal y una tenacidad a la fractura en deformación plana en la dirección L-T en o por encima y a la derecha de la línea A-A en la Figura 3A o la Figura 3B
30 (por ejemplo, la zona sombreada). En una realización, la aleación incluye una sección de no más de aproximadamente 63,5 mm (2,5 pulgadas) de espesor y que tiene un límite de elasticidad a la tracción y una tenacidad aparente a la fractura en tensión plana en la dirección L-T en o por encima y a la derecha de la línea B-B en la Figura 4 (por ejemplo, la zona sombreada), cuando se mide en un panel de 406,4 mm (16 pulgadas) fisurado en el centro del ancho con una longitud inicial de la fisura (2a0) de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas) y un
35 espesor de aproximadamente 6,4 mm (0,25 pulgadas).

En una realización, el producto de aleación incluye una sección de aproximadamente 50,8 ó 63,5 mm (2,00 ó 2,5 pulgadas) a 76,2 ó 79,4 ó 82,6 mm (3,0 ó 3,125 ó 3,25 pulgadas) de espesor y tiene un límite de elasticidad a la tracción en la dirección LT (transversal larga) y una tenacidad a la fractura en deformación plana en la dirección T-L en o por encima y a la derecha de la línea C-C en la Figura 7 (por ejemplo, la zona sombreada). En una realización,
40 el producto de aleación incluye una sección de aproximadamente 50,8 ó 63,5 mm (2,00 ó 2,5 pulgadas) a 76,2 ó 79,4 ó 82,6 mm (3,0 ó 3,125 ó 3,25 pulgadas) de espesor (por ejemplo, en su punto de mayor espesor) y tiene un límite de elasticidad a la tracción en la dirección ST (transversal corta) y una tenacidad a la fractura en deformación plana en la dirección S-L en o por encima y a la derecha de la línea E-E en la Figura 9 (por ejemplo, la zona sombreada).

- En una realización, el producto de aleación incluye una sección de aproximadamente 69,9, 76,2, 79,4 ó 82,6 mm (2,75, 3,0, 3,125 ó 3,25 pulgadas) a aproximadamente 88,9, 95,3 ó 101,6 mm (3,5, 3,75 ó 4 pulgadas) de espesor (por ejemplo, en su punto de mayor espesor) y tiene una resistencia mínima a la tracción en la dirección LT y una tenacidad a la fractura en deformación plana en la dirección T-L en o por encima y a la derecha de la línea D-D en la Figura 8 (por ejemplo, la zona sombreada). En una realización, el producto de aleación incluye una sección de aproximadamente 69,9, 76,2, 79,4 ó 82,6 mm (2,75, 3,0, 3,125 ó 3,25 pulgadas) a aproximadamente 88,9, 95,3 ó 101,6 mm (3,5, 3,75 ó 4 pulgadas) de espesor y tiene una resistencia mínima a la tracción en la dirección ST y una tenacidad a la fractura en deformación plana en la dirección S-L en o por encima y a la derecha de la línea F-F en la Figura 10 (por ejemplo, la zona sombreada).
- El producto de aleación también puede alcanzar una excelente resistencia a la corrosión. En una realización, el producto de aleación tiene una calificación de resistencia a la corrosión EXCO de "EB" o mejor. En una realización, el producto de aleación supera consistentemente los ensayos de resistencia a la fisuración por corrosión bajo tensión de inmersiones alternadas a un nivel de carga de 241,3 MPa (35 ksi) para un temple T74, a un nivel de carga de 172,4 MPa (25 ksi) para un temple T76, y a un nivel de carga de 103,4 MPa (15 ksi) para un temple T79.
- En una realización, el producto de aleación supera consistentemente los ensayos de resistencia a la fisuración por corrosión bajo tensión en un entorno costero a un nivel de carga de 241,3 MPa (35 ksi) para un temple T74, a un nivel de carga de 172,4 MPa (25 ksi) para un temple T76, y a un nivel de carga de 103,4 MPa (15 ksi) para un temple T79. En una realización, el producto de aleación consigue consistentemente una calificación de resistencia a la corrosión EXCO de "EB" o mejor, y supera consistentemente ambos ensayos de resistencia a la fisuración por corrosión bajo tensión de inmersiones alternadas y resistencia a la fisuración por corrosión bajo tensión en un entorno costero a un nivel de carga de 241,3 MPa (35 ksi) para un temple T74, a un nivel de carga de 172,4 MPa (25 ksi) para un temple T76, y a un nivel de carga de 103,4 MPa (15 ksi) para un temple T79. En una realización, el producto de aleación consigue consistentemente una calificación de resistencia a la corrosión EXCO de "EB" o mejor, y supera consistentemente ambos ensayos de resistencia a la fisuración por corrosión bajo tensión de inmersiones alternadas y resistencia a la fisuración por corrosión bajo tensión en un entorno costero a un nivel de carga de 241,3 MPa (35 ksi) para un temple T74, a un nivel de carga de 172,4 MPa (25 ksi) para un temple T76, y a un nivel de carga de 103,4 MPa (15 ksi) para un temple T79, y consigue las propiedades de límite de elasticidad a la tracción y tenacidad a la fractura antes descritas. El producto de aleación también puede superar otros ensayos de resistencia a la fisuración por corrosión bajo tensión.
- El producto de aleación se puede utilizar en una diversidad de aplicaciones. En una realización, el producto de aleación es un componente estructural aeroespacial. El componente estructural de una aeronave puede ser cualquiera de un panel superior del ala (revestimiento), un larguerillo superior del ala, un revestimiento superior del ala con larguerillos integrales, un cordón de larguero, un alma de larguero, una costilla, unos pies de costilla o un alma de costilla, unos elementos de refuerzo y las combinaciones de los mismos. En una realización, el producto de aleación es un componente del fuselaje (por ejemplo, el revestimiento del fuselaje).
- Los productos de aleación se pueden producir mediante una diversidad de métodos. Por ejemplo, el componente se puede fabricar a partir de un producto de aleación que se suelda mediante métodos de fusión o de estado sólido a uno o más productos de aleación de aluminio fabricados sustancialmente con la misma aleación, del mismo o de diferente temple, para fabricar el componente. El producto de aleación se puede unir a uno o más productos de aleación de aluminio de diferente composición para fabricar un componente de múltiples aleaciones. El producto se puede unir mediante elementos de fijación mecánica. El producto de aleación se puede unir mediante métodos de soldadura de fusión o de estado sólido. El producto de aleación se puede conformar con envejecimiento, bien solo o bien después de unirse a otros productos de aleación en el procedimiento de fabricación del componente. El producto de aleación se puede reforzar mediante materiales laminados de fibra de metal u otros materiales de refuerzo.
- En un enfoque, los productos de aleación se pueden producir mediante un método que incluye las etapas de conformar o moldear una aleación de aluminio en forma de un componente estructural de aeronave. El método puede incluir producir o proporcionar una aleación de aluminio, tal como una aleación de aluminio que tiene cualquiera de las composiciones mencionadas anteriormente, homogeneizar y laminar en caliente, tratar térmicamente la aleación en solución, enfriar rápidamente la aleación, y relajar las tensiones internas de la aleación. El componente estructural en la condición de envejecido artificialmente puede presentar una mejor combinación de resistencia y tenacidad a la fractura. La aleación puede tener un espesor inferior a aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas) cuando se enfría rápidamente. El método puede incluir el conformado con envejecimiento del componente, bien solo o bien después de unirse a otros componentes.
- El conformado o el moldeo del componente estructural pueden incluir un mecanizado. El mecanizado se puede realizar después de envejecer artificialmente o entre una de las etapas de envejecimiento. El mecanizado se puede realizar antes del tratamiento térmico en solución.
- El moldeo o el conformado del componente estructural puede incluir un conformado con envejecimiento, bien antes o bien después de unirse a otros componentes. Al menos parte de la etapa de conformado o moldeo del componente estructural se puede realizar antes o durante al menos parte del envejecimiento artificial.

El producto de aleación se puede envejecer artificialmente mediante un método que comprende: (i) una primera etapa de envejecimiento en el intervalo de aproximadamente 65,6 a aproximadamente 135,0°C (150 a aproximadamente 275°F), y (ii) una segunda etapa de envejecimiento en el intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 168,3°C (290 a aproximadamente 335°F). En un enfoque, la primera etapa de envejecimiento (i) transcurre en el intervalo de aproximadamente 93,3 a aproximadamente 126,7°C (200 a aproximadamente 260°F). En un enfoque, la primera etapa de envejecimiento (i) transcurre durante aproximadamente 2 a aproximadamente 18 horas. En un enfoque, la segunda etapa de envejecimiento transcurre durante aproximadamente 4 a aproximadamente 30 horas, en el intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 162,8°C (290 a aproximadamente 325°F). En un enfoque, la segunda etapa de envejecimiento (ii) transcurre durante aproximadamente 6 a aproximadamente 30 horas, en el intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 157,2°C (290 a aproximadamente 315°F). En un enfoque, la segunda etapa de envejecimiento (ii) transcurre durante aproximadamente 7 a aproximadamente 26 horas, en el intervalo de aproximadamente 148,9 a aproximadamente 162,8°C (300 a aproximadamente 325°F). En un enfoque, una o ambas etapas de envejecimiento incluyen una integración de múltiples efectos de envejecimiento por temperatura. En un enfoque, una o ambas etapas de envejecimiento se interrumpen con el fin de soldar el elemento a otro componente de los mismos o diferentes aleación o temple.

Alternativamente, el producto de aleación se puede envejecer artificialmente mediante un método que comprende: (i) una primera etapa de envejecimiento en el intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 168,3°C (290 a aproximadamente 335°F), y (ii) una segunda etapa de envejecimiento en el intervalo de aproximadamente 93,3 a aproximadamente 135,0°C (200 a aproximadamente 275°F). En un enfoque, la primera etapa de envejecimiento (i) transcurre durante aproximadamente 4 a aproximadamente 30 horas, en el intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 162,8°C (290 a aproximadamente 325°F). En un enfoque, la primera etapa de envejecimiento (i) transcurre durante aproximadamente 6 a aproximadamente 30 horas, en el intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 157,2°C (290 a aproximadamente 315°F). En un enfoque, la primera etapa de envejecimiento (i) transcurre durante aproximadamente 7 a aproximadamente 26 horas, en el intervalo de aproximadamente 148,9 a aproximadamente 162,8°C (300 a aproximadamente 325°F). En un enfoque, una o ambas etapas de envejecimiento incluyen una integración de múltiples efectos de envejecimiento por temperatura. En un enfoque, una o ambas etapas de envejecimiento se interrumpen con el fin de soldar el elemento a otro componente de los mismos o diferentes aleación o temple.

Como otra alternativa, el producto de aleación se puede envejecer artificialmente mediante un método que comprende: (i) una primera etapa de envejecimiento en el intervalo de aproximadamente 65,6 a aproximadamente 135,0°C (150 a aproximadamente 275°F), (ii) una segunda etapa de envejecimiento en el intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 168,3°C (290 a aproximadamente 335°F), y (iii) una tercera etapa de envejecimiento en el intervalo de aproximadamente 93,3 a aproximadamente 135,0°C (200 a aproximadamente 275°F). En un enfoque, la primera etapa de envejecimiento (i) transcurre en el intervalo de aproximadamente 93,3 a aproximadamente 126,7°C (200 a aproximadamente 260°F). En un enfoque, la primera etapa de envejecimiento (i) transcurre durante aproximadamente 2 a aproximadamente 18 horas. En un enfoque, la segunda etapa de envejecimiento (ii) transcurre durante aproximadamente 4 a aproximadamente 30 horas, en el intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 162,8°C (290 a aproximadamente 325°F). En un enfoque, la segunda etapa de envejecimiento (ii) transcurre durante aproximadamente 6 a aproximadamente 30 horas, en el intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 157,2°C (290 a aproximadamente 315°F). En un enfoque, la segunda etapa de envejecimiento (ii) transcurre durante aproximadamente 7 a aproximadamente 26 horas, en el intervalo de aproximadamente 148,9 a aproximadamente 162,8°C (300 a aproximadamente 325°F). En un enfoque, la tercera etapa de envejecimiento (iii) transcurre durante al menos aproximadamente 2 horas, en el intervalo de aproximadamente 110,0 a aproximadamente 126,7°C (230 a aproximadamente 260°F). En un enfoque, la tercera etapa de envejecimiento (iii) transcurre durante aproximadamente 18 horas o más, en el intervalo de aproximadamente 115,6 a aproximadamente 123,9°C (240 a aproximadamente 255°F). En un enfoque, una, dos o todas las etapas de envejecimiento incluyen una integración de múltiples efectos de envejecimiento por temperatura. En un enfoque, una, dos o todas las etapas de envejecimiento se interrumpen con el fin de soldar el elemento a otro componente de los mismos o diferentes aleación o temple.

Mediante elementos de fijación mecánica se pueden unir uno o más componentes. Mediante soldadura se pueden unir uno o más componentes. Los componentes se pueden soldar mediante soldadura por haz de electrones, o bien los componentes se pueden soldar mediante soldadura por fricción-agitación. Se puede fijar o soldar un componente a otro producto de aluminio para fabricar un componente de múltiples aleaciones y/o múltiples temple.

Como se puede apreciar, varios de los aspectos, enfoques y/o realizaciones mencionados anteriormente se pueden combinar para producir diversos productos y componentes de aleación de aluminio útiles. Estos y otros aspectos, ventajas y características novedosas de la descripción se exponen en parte en la siguiente descripción y serán evidentes para los expertos en la técnica tras el examen de la descripción y las figuras siguientes, o se pueden aprender mediante la práctica de la descripción

60 **Breve descripción de los dibujos**

Para una comprensión más completa de la presente descripción, se hace referencia a la siguiente descripción

tomada en conexión con el(los) dibujo(s) adjunto(s), en los que:

La Figura 1 es una vista en corte transversal de una típica construcción de la caja del ala de una aeronave;

5 las Figuras 2A y 2B representan unas realizaciones de la composición de la aleación de la presente descripción en términos de los principales elementos de aleación Cu, Zn, Mg y Zn, en comparación con unas composiciones de las familias de aleaciones 7085, 7055 y 7449, respectivamente;

las Figuras 2C y 2D representan varias realizaciones de una composición de aleación de la presente invención reivindicada y de otras composiciones fuera de la invención reivindicada, tales como unas composiciones útiles para la producción de chapas de aleación de aluminio que tienen un espesor de al menos aproximadamente 50,8 ó 63,5 mm (2 ó 2,5 pulgadas);

10 la Figura 3A es una gráfica que representa la tenacidad típica a la fractura K_{Ic} en deformación plana L-T, frente al límite de elasticidad a la tracción longitudinal mínimo de (i) las aleaciones de ejemplo A-D en forma de chapa y de un temple T79, y (ii) otras diversas aleaciones convencionales en forma de chapa delgada;

15 la Figura 3B es una gráfica que representa la tenacidad típica a la fractura K_{Ic} en deformación plana L-T, frente al límite de elasticidad a la tracción longitudinal mínimo de (i) las aleaciones de ejemplo A-D en forma de chapa y de un temple T79, y (ii) otras diversas aleaciones convencionales en forma de chapa;

la Figura 4 es una gráfica que representa la tenacidad típica a la fractura Kapp en tensión plana L-T, frente al límite de elasticidad a la tracción real o medido de (i) las aleaciones de ejemplo A-D en forma de chapa y de un temple T79 y (ii) otras diversas aleaciones convencionales en forma de chapa;

20 la Figura 5 es una gráfica que compara el porcentaje de resistencia retenida después de la exposición a la corrosión en la dirección LT de dos de las composiciones de la aleación de ejemplo, para tres tiempos de envejecimiento en la 3ª etapa de 0, 6 y 12 horas;

la Figura 6 es una gráfica que compara el porcentaje de resistencia retenida después de la exposición a la corrosión en la dirección LT de la aleación de ejemplo y de la aleación 7055 de la técnica anterior, durante un tiempo de envejecimiento en la 2ª etapa de 12 horas;

25 la Figura 7 es una gráfica que representa la tenacidad típica a la fractura K_{Ic} en deformación plana T-L, frente al límite de elasticidad a la tracción LT típico de unas chapas de (i) la aleación de ejemplo E (que tienen un espesor de 79,4 mm (3,125 pulgadas)) y de un temple T74, y (ii) otras diversas aleaciones convencionales (que tienen un espesor de aproximadamente 76,2 mm (3 pulgadas));

30 la Figura 8 es una gráfica que representa la tenacidad típica a la fractura K_{Ic} en deformación plana T-L, frente al límite de elasticidad a la tracción LT típico de unas chapas de (i) la aleación de ejemplo F (que tienen un espesor de 101,6 mm (4,0 pulgadas)) y de un temple T74, y (ii) otras diversas aleaciones convencionales (que tienen un espesor de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas));

35 la Figura 9 es una gráfica que representa la tenacidad típica a la fractura K_{Ic} en deformación plana S-L, frente al límite de elasticidad a la tracción ST típico de unas chapas de (i) la aleación de ejemplo E (que tienen un espesor de 79,4 mm (3,125 pulgadas)) y de un temple T74, y (ii) otras diversas aleaciones convencionales (que tienen un espesor de aproximadamente 76,2 mm (3 pulgadas)); y

40 la Figura 10 es una gráfica que representa la tenacidad típica a la fractura K_{Ic} en deformación plana S-L, frente al límite de elasticidad a la tracción ST típico de unas chapas de (i) la aleación de ejemplo F (que tienen un espesor de 101,6 mm (4,0 pulgadas)) y de un temple T74, y (ii) otras diversas aleaciones convencionales (que tienen un espesor de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas)).

En todos los dibujos, los caracteres de referencia similares indican elementos similares.

Descripción detallada

45 La Figura 1 es un esquema que representa una vista en corte transversal de una típica construcción de una caja del ala 2, que comprende el revestimiento del ala 4 y los larguerillos superiores 8, el revestimiento del ala 6 y los larguerillos inferiores 10, separados por los largueros 12 y 20. Los larguerillos 4 y 10 se pueden unir por separado mediante unos elementos de fijación o fabricar formando cuerpo (integral) con el revestimiento para eliminar la necesidad de larguerillos y remaches separados. Típicamente, para revestir cada una de las superficies superior e inferior del ala se necesitan dos, tres o cuatro paneles del ala 4 ó 6, dependiendo del tamaño y del diseño del ala de la aeronave. Para el diseño integral del revestimiento y el larguerillo incluso pueden ser necesarios más paneles.

50 Típicamente, los múltiples paneles que comprenden el revestimiento superior e inferior se unen mediante elementos de fijación mecánica. Estas uniones añaden peso a la aeronave.

Los largueros pueden ser de diseño "ensamblado", estando comprendidos por el cordón de larguero superior 14 ó 22, el cordón de larguero inferior 16 ó 24, y el alma 18 ó 26, unidos mediante elementos de sujeción mecánica o

pueden ser de diseño integral en una sola pieza, teniendo cada tipo de diseño sus propias ventajas y desventajas. Un larguero ensamblado permite que se utilicen productos de una aleación óptima para cada uno de los componentes del larguero y ha mejorado la relación de "compra-vuelo" en comparación con un larguero integral. Típicamente, el cordón superior requiere una alta resistencia a la compresión, mientras que los cordones de larguero inferiores requieren una menor resistencia, pero unas propiedades superiores de tolerancia al daño, tales como tenacidad a la fractura y resistencia al crecimiento de grietas por fatiga. Un larguero integral tiene unos costes de montaje mucho más bajos, pero su rendimiento puede ser menor que el de un diseño ensamblado, ya que necesariamente sus propiedades son un compromiso entre las exigencias para el revestimiento superior y para el revestimiento inferior. Además, la resistencia y la tenacidad de un producto grueso que es utilizado como material de partida en un larguero integral son típicamente menores que las de los productos más delgados utilizados en un larguero ensamblado.

La caja del ala también incluye unas costillas (no se muestra) que generalmente se extienden de un larguero a otro. Estas costillas se disponen en paralelo al plano de la Figura 1, mientras que el revestimiento y los largueros del ala son perpendiculares a dicho plano de la Figura 1. Como sucede con los largueros, el diseño de las costillas también puede ser ensamblado o integral, teniendo cada tipo ventajas o desventajas similares a lo que sucede con los largueros. Sin embargo, las propiedades óptimas en las costillas difieren algo, siendo ventajosa una alta resistencia para los pies de la costilla que se conectan con el revestimiento del ala y los larguerillos superior e inferior, y siendo ventajosa una mayor rigidez para el alma de la costilla. Más típicamente, las costillas del ala son de un diseño integral, con un compromiso de las propiedades entre las exigencias para los pies de la costilla y el alma de la costilla.

Las nuevas tecnologías de soldadura, tales como la soldadura por fricción-agitación y la soldadura por haz de electrones, permiten nuevos conceptos de estructura, manteniendo las ventajas de los actuales diseños ensamblados e integrales, al tiempo que minimizan sus desventajas. Por ejemplo, los diferentes paneles del ala 4 que son utilizados para fabricar el revestimiento superior se pueden unir mediante soldadura por fricción-agitación, en lugar de por una unión fijada mecánicamente, reduciendo de ese modo el peso del revestimiento superior. Los largueros y las costillas se pueden fabricar a partir de múltiples aleaciones, temple y/o productos, optimizar para cada componente de larguero o costilla y unir mediante soldadura por fricción-agitación, conservando de ese modo las ventajas del rendimiento y de la mejor relación compra-vuelo de los productos más delgados, como sucede con un larguero ensamblado, al tiempo que se reducen los costes de montaje de manera similar a un larguero o una costilla integral. Por ejemplo, los cordones de larguero superiores 14 y 22 se pueden fabricar a partir de una aleación de alta resistencia o de una extrusión con temple, los cordones de larguero inferiores 16 y 24 a partir de una aleación de menor resistencia o tolerancia a los daños o de una extrusión con temple, y las almas de larguero 18 y 26 a partir de una aleación de resistencia moderada o de una chapa templada, siendo unidos los tres componentes mediante soldadura por fricción-agitación o soldadura por haz de electrones. Los diseños que contienen una mezcla de diseño integral y ensamblado se pueden utilizar para mejorar la seguridad a los fallos y la tolerancia a los daños de un componente, al tiempo que se reduce el coste de montaje. Por ejemplo, los cordones de larguero superiores 14 y 22 se pueden unir a las almas de larguero 12 y 20 mediante soldadura por fricción-agitación, para reducir los costes de montaje, mientras que los cordones de larguero inferiores 16 y 24 se pueden fijar mecánicamente, para mejorar la tolerancia a los daños. Mediante el refuerzo con laminados de fibra de metal y otros materiales de refuerzo, como se describe en la patente de EE.UU. Nº 6.595.467, se pueden conseguir mejoras adicionales en la tolerancia a los daños en las estructuras ensambladas e integrales soldadas y en las estructuras que contienen una mezcla de ambas.

La aleación descrita en la patente de EE.UU. Nº 6.972.110, que tiene la designación comercial 7085, está dirigida principalmente a calibres más gruesos, generalmente de 101,6 a 203,2 mm (4 a 8 pulgadas) o mayores, donde es importante una baja sensibilidad al enfriamiento rápido. La baja sensibilidad al enfriamiento rápido se consigue proporcionando una composición controlada cuidadosamente que permite el enfriamiento rápido de calibres más gruesos, al tiempo que aún consigue unas combinaciones superiores de alta resistencia, tenacidad y resistencia a la corrosión, en comparación con las aleaciones anteriores de productos gruesos, tales como las aleaciones 7050, 7010 y 7040. La composición controlada cuidadosamente registrada como AA7085 incluye unos bajos niveles de Cu (aproximadamente 1,3 a aproximadamente 1,9% en peso) y unos bajos niveles de Mg (aproximadamente 1,3 a aproximadamente 1,68% en peso), que están entre los niveles más pobres utilizados en las aleaciones aeroespaciales comerciales. Los niveles de Zn (aproximadamente 7 a aproximadamente 9,5% en peso) para los que se optimizaron más las propiedades correspondieron a niveles mucho más altos que los especificados para las aleaciones 7050, 7010 y 7040. Esto estaba en contra de las enseñanzas pasadas, en donde un mayor contenido de Zn aumenta la sensibilidad al enfriamiento rápido. Por el contrario, se mostró que en realidad los niveles mayores de Zn en la aleación 7085 eran beneficiosos frente a las condiciones de enfriamiento lento y rápido de las piezas de sección gruesa. La patente de EE.UU. Nº 6.972.110 enseña que una buena parte de la resistencia y la tenacidad mejoradas para las secciones gruesas de su presente aleación se debe a la combinación específica de ingredientes de aleación.

La patente de EE.UU. Nº 5.221.377 se refiere a la aleación 7055, que se utiliza típicamente para chapas y extrusiones de 50,8 mm (2 pulgadas) de espesor o menos, y enseña que la reducción de los niveles de Mg da lugar a una mejor tenacidad a la fractura. También se reconoce ampliamente en la técnica anterior que el aumento de la resistencia por medio de un mayor contenido de soluto, típicamente, da lugar a una reducción de la tenacidad.

La presente aleación está dirigida principalmente a productos de aleación más delgados, de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas) de espesor o menos, y, a veces de aproximadamente 63,5 mm (2,5 pulgadas) de espesor o menos, para los miembros estructurales superiores del ala de las grandes aeronaves comerciales, que incluyen los revestimientos del ala, los largueros del ala y los cordones de larguero superiores. Estas aplicaciones se benefician, y en muchos casos requieren, de la mayor resistencia que se puede conseguir mediante la composición 7085. Las Figuras 2A y 2B representan la realización B de la presente composición de aleación, en términos de los principales elementos de aleación Cu y Zn y Mg y Zn, en comparación con las composiciones de las aleaciones 7085 (patente de EE.UU. N° 6.972.110), 7055 (patente de EE.UU. N° 5.221.377) y 7449. En las Figuras 2A y 2B también se incluyen las composiciones de las aleaciones de ejemplo comparativas A y C-F, descritas a continuación.

La aleación de aluminio se utiliza en una chapa que tiene un espesor de aproximadamente 51,1 mm (2,01 pulgadas) o 63,8 mm (2,51 pulgadas) a aproximadamente 88,9 mm (3,5 pulgadas), 95,25 mm (3,75 pulgadas) o incluso 101,6 mm (4 pulgadas). En una realización fuera de la definición de las reivindicaciones, la aleación de aluminio de la chapa comprende 6,8 - 8,5% en peso de Zn, 1,5 - 2,0% en peso de Mg, 1,75 - 2,3% en peso de Cu, y hasta 0,25% en peso de al menos un elemento de Zr, Hf, Sc, Mn y V, y hasta aproximadamente 89,95% en peso de aluminio (por ejemplo, como se representa en las Figuras 2A y 2B). En otras realizaciones fuera de la definición de las reivindicaciones, y con referencia a las Figuras 2C y 2D, la aleación de aluminio comprende 7,4 - 8,0% en peso de Zn, 1,9 - 2,3% en peso de Cu, 1,55 - 2,0% en peso de Mg, hasta 0,25% en peso de al menos un elemento de Zr, Hf, Sc, Mn y V, y hasta aproximadamente 89,15% en peso de aluminio (tal como se proporciona en la realización 1 de las Figuras 2C y 2D). En la realización reivindicada, la aleación de aluminio comprende 7,5 - 7,9% en peso de Zn, 2,05 - 2,20% en peso de Cu, 1,6 - 1,75% en peso de Mg, hasta 0,25% en peso de al menos un elemento de Zr, Hf, Sc, Mn y V, y hasta aproximadamente 88,85% en peso de aluminio (como se proporciona en la realización 2 de las Figuras 2C y 2D). En cualquiera de estas realizaciones, la aleación de aluminio consistió en los ingredientes indicados (aparte del aluminio), siendo el resto aluminio e impurezas.

A partir de las enseñanzas de la patente de EE.UU. N° 6.972.110, los cambios en la composición de las aleaciones descritas en la presente memoria aumentan algo la sensibilidad al enfriamiento rápido de la aleación, en comparación con la aleación 7085, y este es bastante posiblemente el caso. Sin embargo, las aleaciones descritas en la presente memoria conservan probablemente algunas de las ventajas de la composición 7085 y, en cualquier caso, la sensibilidad al enfriamiento rápido es una preocupación menor en los productos de aleación más delgados a los que están dirigidas las aleaciones descritas en la presente memoria. También se esperaba que los cambios en la composición tuvieran una influencia perjudicial en la tenacidad a la fractura, tanto por el aumento de la resistencia resultante como por el mayor contenido de Mg. Con un intervalo de Mg entre la aleación 7085 y las más altas aleaciones para alas existentes, 7055 y 7449, se creía que la resistencia y la tenacidad de las aleaciones descritas en la presente memoria se situarían entre estas aleaciones. Este fue el caso, de hecho, para la resistencia. Sin embargo, la combinación de resistencia y tenacidad a la fractura de las aleaciones descritas en la presente memoria fue mejor, no sólo sobre las aleaciones 7055 y 7449, como se esperaba, sino que, bastante sorprendentemente, también fue mejor sobre la aleación 7085. Por lo tanto, las aleaciones descritas en la presente memoria identifican una zona inesperada de composición "dulce" que ofrece unas combinaciones de resistencia y tenacidad a la fractura superiores a las que presentan las aleaciones actuales.

Los productos de aleación de la presente descripción se pueden preparar mediante métodos más o menos convencionales, que incluyen la fusión y el enfriamiento directo (DC) de una colada en forma de lingote y que presentan configuraciones de la estructura interna características de la derivación en lingotes. También se pueden utilizar afinadores del grano convencionales, tales como los que contienen titanio y boro, o titanio y carbono, como es bien conocido en la técnica. Una vez que un lingote a partir de esta composición se ha fundido, se descostra (si es necesario) y se homogeneiza mediante calentamiento a una o más temperaturas entre aproximadamente 426,7°C y aproximadamente 482,2°C (800°F y aproximadamente 900°F), o entre aproximadamente 454,4°C a aproximadamente 482,2°C (850°F a aproximadamente 900°F). Después de la homogeneización, estos lingotes se trabajan mediante, por ejemplo, laminar en una chapa o lámina o extruir o forjar en secciones conformadas especiales. En la mayoría de las aplicaciones aeroespaciales, los productos de aleación fabricados a partir de la composición descrita en la presente memoria tienen un espesor de la sección transversal de aproximadamente 101,6, 95,3 u 88,9 mm (4, 3,75 ó 3,5 pulgadas) o menos, y a veces aproximadamente 63,5 ó 50,8 mm (2,5 ó 2,0 pulgadas) o menos. Luego, si se desea, el producto se puede tratar térmicamente en solución, calentando a una o más temperaturas entre aproximadamente 454,4°C a aproximadamente 482,2°C (850°F y aproximadamente 900°F), para tomar partes sustanciales, a veces todo o sustancialmente todo, del cinc, el magnesio y el cobre solubles en la solución, en la comprensión de que, con los procesos físicos que no siempre son perfectos, probablemente durante el tratamiento térmico en solución no se disuelve los últimos restos de cada uno de estos ingredientes de aleación principales. Después de calentar a temperaturas elevadas, como se describe, se debe enfriar rápidamente el producto para completar el procedimiento de tratamiento térmico en solución. Típicamente, tal enfriamiento se lleva a cabo mediante la inmersión en un tanque de agua fría adecuadamente dimensionado o mediante pulverizaciones de agua. Como medio de refrigeración complementario o sustitutivo, también se puede utilizar el enfriamiento por aire. Después del enfriamiento rápido, algunos productos puede que necesiten relajar mecánicamente los esfuerzos interiores, tal como mediante estiramiento y/o compresión hasta aproximadamente 8%, por ejemplo de aproximadamente 1% a aproximadamente 3%.

Se considera que un producto que ha sido tratado térmicamente en solución y enfriado rápidamente, con o sin ser

trabajado en frío, está en la condición de endurecible por precipitación, o que está preparado para un envejecimiento artificial. El método puede ser un método de dos etapas o de tres etapas y, para algunas aplicaciones, incluso puede ser suficiente un método de una sola etapa. Sin embargo, entre cada etapa o fase no pueden existir líneas de demarcación claras. En general, se sabe que el aumento y/o la disminución gradual de las temperaturas de tratamiento dadas (o deseadas), en sí mismos, pueden producir efectos de precipitación (envejecimiento) que pueden, y que a menudo necesitan, ser tomados en cuenta en el programa completo del tratamiento de envejecimiento mediante la integración de tales condiciones de aumento o disminución gradual y sus efectos de endurecimiento por precipitación. Tal integración se ha descrito con mayor detalle en la patente de EE.UU. N° 3.645.804, cuya descripción se incorpora por completo como referencia en la presente memoria.

La patente de EE.UU. N° 6.972.110, cuya descripción se incorpora por completo como referencia en la presente memoria, describe un método de envejecimiento de tres etapas para la aleación 7085. Con la aleación descrita en la presente memoria también se puede utilizar un método de envejecimiento de 3 etapas, con los mismos o similares intervalos de temperatura que los descritos en la patente 6.972.110, pero para algunas de las principales aplicaciones previstas, un método de 2 etapas también es adecuado. El método de 2 etapas puede ser una etapa de baja temperatura seguida por una etapa de alta temperatura, o viceversa. Por ejemplo, a menudo se utiliza un método de 2 etapas para los revestimientos y larguerillos superiores del ala. Estos componentes, a menudo, son conformados con envejecimiento por el fabricante de la aeronave para obtener el contorno del ala. Durante el conformado con envejecimiento, el componente está confinado en una matriz a una temperatura elevada, normalmente entre aproximadamente 121,1 y 204,4°C (250 y aproximadamente 400°F), durante varias horas a decenas de horas, y el contorno deseado se consigue por medio de procedimientos de fluencia y relajación de esfuerzos. El conformado con envejecimiento a menudo se efectúa conjuntamente con el tratamiento de envejecimiento artificial, especialmente durante la etapa de alta temperatura a la que se produce más rápidamente la fluencia. Típicamente, el conformado con envejecimiento se realiza en un horno autoclave. El autoclave y las matrices requeridos para conformar con envejecimiento un panel del ala de aeronave, para una aeronave comercial grande, son grandes y caros y, en consecuencia, se emplean poco en el procedimiento de fabricación. Por lo tanto, es deseable que el ciclo de conformado con envejecimiento sea tan corto como sea factible, al tiempo que todavía se consiga el contorno y las propiedades requeridos en el producto de aleación, de modo que se maximice la capacidad de producción. El acortamiento de la tercera etapa o su completa eliminación son beneficiosos para la consecución de este objetivo. En el método de 2 etapas de baja-alta temperatura, la primera etapa puede ser aplicada por el productor de la aleación, lo que minimiza aún más el tiempo empleado en el procedimiento de conformado con envejecimiento.

Los resultados de los estudios de SCC en las aleaciones de ejemplo indican que la tercera etapa, de hecho, se puede acortar e incluso eliminar, al tiempo que se cumple con las exigencias de SCC para el revestimiento y los larguerillos superiores del ala. Generalmente, el método de 3 etapas para las aleaciones 7085 en aplicaciones de productos gruesos es innecesario para las aleaciones descritas en la presente memoria en más altas aplicaciones para alas y otras aplicaciones de alta resistencia, por varias razones. Por ejemplo, las exigencias de SCC para los componentes superiores del ala son menos estrictas que para una aplicación de un producto grueso, tal como una costilla o un larguero. Los componentes superiores del ala son sometidos predominantemente a cargas de compresión, mientras que el larguero, en particular su parte inferior, se somete a cargas de tracción. Sólo las cargas de tracción contribuyen a la SCC. Asimismo, un larguero o una costilla integrales mecanizados a partir de un producto grueso pueden tener cargas de diseño importantes en la dirección ST. Por ejemplo, los cordones del larguero de un larguero integral fabricados a partir de chapa están en el plano L-ST de la chapa matriz. En comparación, las cargas de diseño principales en el revestimiento y el larguerillo superiores están predominantemente en el plano L-LT, que es menos propenso a la SCC. A consecuencia de estas diferencias, la exigencia de una SCC mínima en la dirección ST para las correspondientes más altas aleaciones para alas, 7055 y 7449, es de 103,4 ó 110,3 MPa (15 ó 16 ksi), lo que permite que estas aleaciones se utilicen en los temples de alta resistencia T79, mientras que los productos gruesos para largueros, costillas y otras aplicaciones se utilizan típicamente en los temples de menor resistencia T76 y T74, que típicamente tienen una SCC mínima de 172,4 MPa (25 ksi) y 241,3 MPa (35 ksi), respectivamente.

Las aleaciones descritas en la presente memoria también se contemplan para su utilización en un larguero o costilla de múltiples componentes y múltiples aleaciones, unidos mediante elementos de fijación mecánica o mediante soldadura. Como ya se ha descrito, es probable que estas aplicaciones tengan mayores exigencias de SCC que el revestimiento y los larguerillo superiores del ala. Sin embargo, en un larguero de múltiples componentes constituido por productos más delgados, la estructura del grano se puede orientar para resistencia a la SCC más favorablemente que para un larguero integral mecanizado a partir de una chapa gruesa. Los cordones de larguero, por ejemplo, se pueden mecanizar desde el plano L-LT, más resistente a la SCC, de una chapa o extrusión matriz, en lugar del plano L-ST. Típicamente, el rendimiento mínimo de SCC en las direcciones L y LT es mayor de 275,8 MPa (40 ksi), incluso en los temples de alta resistencia menos resistentes a la SCC, en comparación con 172,4 MPa (25 ksi) o 241,3 MPa (35 ksi) en la dirección ST, para los temples más altamente resistentes a la SCC y de menor resistencia. Por consiguiente, se puede dar el caso de que la tercera etapa del método de envejecimiento utilizado a menudo para las aleaciones 7085, también se pueda acortar o eliminar para las aleaciones descritas en la presente memoria, incluso para los largueros, las costillas y otras aplicaciones que tienen exigencias de SCC más exigentes. El acortamiento o eliminación de la tercera etapa da lugar a una pequeña reducción de la resistencia,

típicamente de aproximadamente 6,9 a aproximadamente 13,8 MPa (1 a aproximadamente 2 ksi). Sin embargo, se puede dar el caso de que esta reducción de la resistencia pueda ser compensada mediante la utilización de unos temple de mayor resistencia que no son viables en productos gruesos. Aun así, para algunas aplicaciones ensambladas, integrales o de múltiples componentes, de la presente descripción, pueden ser deseables temple de menor resistencia, tales como los temple T74 o T73, bien por la resistencia adicional a la corrosión que proporcionan o bien por las mejoras adicionales en la tenacidad a la fractura.

En el caso de los largueros o las costillas de múltiples aleaciones unidos mediante soldadura, una característica deseable es la flexibilidad en el método de envejecimiento que presentan las aleaciones descritas en la presente memoria. La soldadura, bien mediante métodos de soldadura de fusión o bien mediante métodos de estado sólido, tales como la soldadura por fricción-agitación, se puede realizar en un temple intermedio en lugar de en el temple final de la aleación, ya que el envejecimiento posterior a la soldadura es típicamente deseable para mejorar las propiedades de resistencia y ante la corrosión de la soldadura. Por ejemplo, la soldadura de las aleaciones descritas en la presente memoria con otra aleación que tiene unas propiedades de resistencia y tolerancia a los daños más adecuadas para el cordón de larguero inferior, se puede realizar después de la aplicación de la primera etapa de envejecimiento de cualquiera de los métodos de 2 ó 3 etapas en la aleación descrita en la presente memoria. La otra aleación puede ser otra aleación 7XXX o de una composición bastante diferente, por ejemplo una aleación de aluminio-litio de acuerdo con la patente de EE.UU. N° 4.961.792, y tiene su propio método de envejecimiento típico que puede estar comprendido por una, dos o tres etapas. Puesto que necesariamente el envejecimiento posterior a la soldadura de los dos productos de aleación unidos se debe producir conjuntamente, el método de envejecimiento para las aleaciones descritas en la presente memoria puede que necesite tener dos o tres etapas, dependiendo de las exigencias de envejecimiento de la aleación a la que se unen. Por lo tanto, para los componentes soldados de múltiples aleaciones es beneficiosa la flexibilidad de las aleaciones descritas en la presente memoria, con respecto al número de etapas de envejecimiento y las veces que se pueden utilizar con éxito. Aun así, pueden ser necesarios algunos compromisos en el método de envejecimiento típico para cada aleación, en función de las aleaciones específicas implicadas.

La fabricación y envejecimiento de un componente de múltiples aleaciones, que utiliza las aleaciones descritas en la presente memoria unidas mediante soldadura, se pueden simplificar algo mediante la utilización de aleaciones 7XXX con composiciones similares a las aleaciones descritas en la presente memoria, pero que son más delgadas o más ricas en elementos de aleación adicionales para refuerzo, para conseguir el equilibrio deseado de resistencia y tenacidad en cada componente. Probablemente, los métodos típicos de envejecimiento anterior y posterior a la soldadura son más compatibles para tales aleaciones que para aleaciones más diferentes que requieren menores ajustes para sus métodos típicos. Alternativamente, las diferencias deseadas en la resistencia y la tenacidad probablemente se pueden conseguir en algunos casos con la utilización de las aleaciones descritas en la presente memoria solas, mediante el empleo de temple diferentes. Por ejemplo, un larguero de múltiples temple fabricado únicamente a partir de las aleaciones descritas en la presente memoria puede utilizar el temple T79 de alta resistencia en el cordón superior, el temple T76 de moderada resistencia y mayor tenacidad en el alma del larguero, y el temple T73 de menor resistencia y de la tenacidad más alta en el cordón de larguero inferior. Típicamente, los tiempos de envejecimiento para los temple T76 y T73 son mayores que para el temple T79. En un larguero soldado de múltiples temple, el envejecimiento anterior a la soldadura para el larguero superior T79 puede estar comprendida, por ejemplo, solamente por la primera etapa, para el alma del larguero T76 puede estar comprendida por la primera etapa y parte de la segunda etapa, y para el cordón del larguero inferior T73 por la primera etapa y una parte mayor de la segunda etapa. Esto se puede llevar a cabo en cada componente por separado o escalonando su retirada del mismo horno. Una vez soldados, en los componentes unidos se utiliza el mismo método de envejecimiento posterior a la soldadura. Con la selección apropiada del método de envejecimiento anterior y posterior a la soldadura, se puede aplicar a cada componente su método típico de envejecimiento esencialmente sin compromiso.

Ejemplo 1 (todas las muestras de ensayo del Ejemplo 1 están fuera de la definición de las reivindicaciones)

Unos lingotes A-D, que tenían una composición similar a las realizaciones descritas anteriormente para la presente familia de aleaciones, se moldearon en forma de lingotes grandes a escala comercial. Adicionalmente, se moldeó un lingote de la aleación de aluminio 7085 para control. Los lingotes se descostraron y homogeneizaron con una temperatura de homogeneización final de aproximadamente 465,6°C a aproximadamente 482,2°C (870°F a aproximadamente 900°F). Un lingote de cada una de las aleaciones A (fuera de la definición de la aleación de las reivindicaciones) y B (dentro de la definición de la aleación de las reivindicaciones) se laminó en caliente en una chapa de un espesor de 27,2 mm (1,07 pulgadas) y una anchura de 3.429 mm (135 pulgadas). Otro lingote de cada una de las aleaciones A y B se laminó en caliente en una chapa de un espesor de 27,9 mm (1,10 pulgadas) y una anchura de 2.819,4 mm (111 pulgadas). La chapa primera se referirá en lo sucesivo como chapa 1 y la chapa segunda como chapa 2. Un lingote de cada una de las aleaciones C y D (ambas aleaciones están fuera de la definición de la aleación de las reivindicaciones) se laminó en caliente con el mismo espesor y anchura que la chapa 2. Los tamaños de la chapa 1 y de la chapa 2 son representativos de los paneles superiores del ala de una aeronave de capacidad ultra grande. La aleación 7085 de control se laminó en caliente con el mismo espesor y anchura que la chapa 1. Las chapas se trataron térmicamente en solución entre aproximadamente 471,1°C y aproximadamente 479,4°C (880°F y aproximadamente 895°F) durante aproximadamente 70-100 minutos, se enfriaron rápidamente a temperatura ambiente con agua pulverizada, y se estiraron en frío de aproximadamente 1,5 a aproximadamente 3%.

ES 2 579 780 T3

Las muestras de las chapas de las aleaciones A a D y la aleación 7085 de control se envejecieron con un temple del tipo T79 de alta resistencia adecuado para los componentes superiores del ala, utilizando un método convencional de envejecimiento de tres etapas (por ejemplo, según lo proporcionado por la patente de EE.UU. N° 6.972.110). El método de tres etapas consistía en una primera etapa de aproximadamente 6 horas a aproximadamente 121,1°C (250°F), una segunda etapa de aproximadamente 7 horas a aproximadamente 153,3°C (308°F) y una tercera etapa de aproximadamente 24 horas a aproximadamente 121,1°C (250°F). Adicionalmente, se cortaron unas muestras de una versión mejorada de la aleación de aluminio 7055 (patente de EE.UU. N° 7.097.719) de varios lotes de producción diferentes de chapa de los mismos o similares anchura y espesor, y se les aplicó el temple T7951 de alta resistencia, y varios tratamientos de temple y sobre-envejecimiento para disminuir el nivel de resistencia y aumentar la tenacidad a la fractura. En la Tabla 2 se representa la composición de los lingotes A-D, y las composiciones de varias aleaciones convencionales. El método de envejecimiento para el temple T7951 de la versión mejorada de la aleación 7055 era un método de dos etapas que consistía en una primera etapa de 10 horas a 150,0°C (302°F) y una segunda etapa de 6 horas. Los temples sobre-envejecidos se obtuvieron mediante un aumento de la primera etapa de aproximadamente 10 horas a aproximadamente 19 a aproximadamente 24 horas.

15 Tabla 2

Aleación	% en peso de Zn	% en peso de Cu	% en peso de Mg	% en peso de Fe	% en peso de Si	% en peso de Zr
A*	7,7	1,81	1,62	0,024	0,014	0,11
B*	7,64	2,15	1,65	0,028	0,021	0,10
C*	8,05	2,08	1,78	0,044	0,026	0,12
D*	7,83	2,17	1,84	0,036	0,020	0,11
Muestra 7085	7,6	1,62	1,48	0,032	0,015	0,11
Intervalo AA 7085	7,0-8,0	1,3-2,0	1,2-1,8	0,08 máx.	0,06 máx.	0,08-0,15
7055 mejorada	7,6-8,4	2,0-2,6	1,8-2,3	0,09 máx.	0,06 máx.	0,08-0,25
Intervalo AA 7055	7,6-8,4	2,0-2,6	1,8-2,3	0,15 máx.	0,10 máx.	0,08-0,25
Intervalo AA 7499	7,5-8,7	1,4-2,1	1,8-2,7	0,15 máx.	0,12 máx.	(1)
(1) 0,25 máx. de Zr + Ti						
*: aleación fuera de la definición de las reivindicaciones.						

Se midió la resistencia a la tracción y a la compresión, la tenacidad a la fractura en deformación plana (K_{IC}) y en tensión plana aparente (K_{app}), y la resistencia a la exfoliación de las aleaciones de ejemplo A a D, y las aleaciones 7085 y 7055 mejorada de los controles. El ensayo de tracción se realizó de acuerdo con las normas de ensayo ASTM E8 y ASTM B557, y el ensayo de compresión de acuerdo con la norma ASTM E9. El ensayo de tenacidad a la fractura (K_{IC}) en deformación plana se realizó de acuerdo con la norma ASTM E399. Las probetas de tenacidad a la fractura en deformación plana eran del espesor de la chapa completa y tenían una anchura W de 76,2 mm (3 pulgadas). El ensayo de tenacidad a la fractura (K_{app}) en tensión plana se llevó a cabo de acuerdo con las normas ASTM E561 y R646. Los expertos en la técnica apreciarán que el valor numérico de la K_{app} típicamente aumenta a medida que aumenta la anchura de probeta de ensayo. La K_{app} también está influida por el espesor de la probeta, la longitud inicial de la fisura y la geometría de la muestra de ensayo. Por lo tanto, los valores de la K_{app} solamente se pueden comparar de forma fiable en probetas de ensayo de una geometría, anchura, espesor y longitud inicial de la fisura equivalentes. En consecuencia, todos los ensayos sobre las aleaciones de ejemplo y las aleaciones 7085 y 7055 de los controles se realizaron utilizando probetas fisuradas en el centro M(T) que tenían las mismas dimensiones nominales, una anchura de 406,4 mm (16 pulgadas), un espesor de 6,35 mm (0,25 pulgadas) y una longitud inicial de la fisura por fatiga previa (2a₀) de 101,6 mm (4 pulgadas). Las probetas se centraron a la mitad del espesor (T/2) de la chapa. El ensayo de exfoliación que utilizó el método de EXCO también se realizó de acuerdo con la norma ASTM G34. Las probetas de ensayo se tomaron a la mitad del espesor (T/2) y a un décimo del espesor (T/10).

En la Tabla 3 se proporcionan las propiedades medidas de las aleaciones de ejemplo A a D y de la composición nominal 7085. La aleación A presentó un aumento de aproximadamente 20,7 MPa (3 ksi) en el límite de elasticidad a la tracción y la carga de rotura por tracción, sobre la composición nominal 7085, en los valores de la chapa 1, tanto en la dirección L como en la LT, un aumento de la resistencia de aproximadamente 4%; mientras que la aleación B presentó un aumento de aproximadamente 34,5 MPa (5 ksi) en el límite de elasticidad y la carga de rotura por tracción, una mejora de aproximadamente 6%. Las aleaciones C y D presentaron incluso una mayor resistencia. El aumento en el límite de elasticidad y la carga de rotura por tracción de ambas aleaciones fue de aproximadamente 48,3 MPa (7 ksi), una mejora de aproximadamente 8%. Los fabricantes de aeronaves consideran que estas mejoras de la resistencia son significativas. La mejora de la resistencia se obtuvo al tiempo que se conservaba una excelente resistencia a la exfoliación; todas las probetas de las aleaciones de ejemplo consiguieron una calificación EA.

Tabla 3

Aleación/Panel	Dir.	UTS (ksi)**	TYS (ksi)**	CYS (ksi)**	KIc (ksi√in)***	Kapp (ksi√in)***	EXCO
Muestra 7085	L	83,7	79,9	81,4	50,6	128,9	EA (t/2)
	LT	83,7	79,6	Na	41,1	102,6	EA (t/10)
Aleación de ejemplo A* Chapa 1	L	86,7	83,2	84,3	50,9	127,5	EA (t/2)
	LT	86,8	82,6	Na	40,8	94,0	EA (t/10)
Aleación de ejemplo A* Chapa 2	L	85,8	81,7	83,0	49,1	129,2	EA (t/2)
	LT	85,7	81,5	Na	39,6	91,9	EA (t/10)
Aleación de ejemplo B Chapa 1	L	89,3	85,7	86,7	43,8	113,2	EA (t/2)
	LT	89,2	85,0	Na	34,2	78,6	EA (t/10)
Aleación de ejemplo B* Chapa 2	L	87,8	84,3	86,4	43,6	129,1	EA (t/2)
	LT	88,5	84,1	Na	34,5	86,0	EA (t/10)
Aleación de ejemplo C*	L	90,2	87,2	86,5	36,0	115,6	EA (t/2)
	LT	90,2	84,6	Na	30,0	71,2	EA (t/10)
Aleación de ejemplo D*	L	90,4	87,1	86,2	40,1	107,9	EA (t/2)
	LT	90,6	86,5	Na	31,5	68,8	EA (t/10)

*: aleación fuera de la definición de las reivindicaciones.
 **: 1 ksi = 6,8948 MPa
 ***: 1 ksi√in = 1,099 MPa√m

En las Figuras 3A, 3B y 4 se muestran las combinaciones de resistencia y tenacidad de las aleaciones de ejemplo A a D, donde son comparadas con las aleaciones de la técnica anterior. Las Figuras 3A y 3B comparan la tenacidad a la fractura en deformación plana KIc en la orientación L-T, que corresponde a la dirección principal de la carga en la parte superior del ala, en función del límite de elasticidad a la tracción mínimo en la dirección L (laminado) de las aleaciones de ejemplo A a D, los lotes de control de la muestra de la aleación 7085 (Tabla 3), otros cuatro lotes de una chapa delgada de la aleación 7085, que proporcionan un método de envejecimiento de menor resistencia más adecuado para la parte inferior de las alas (Tabla 1), y los valores de la versión mejorada de la aleación 7055 en el temple T7951 y con unos tratamientos de temple sobre-envejecidos. Adicionalmente, se muestra la típica tenacidad a la fractura KIc de otras aleaciones de la técnica anterior en forma de chapa delgada. Para las aleaciones de ejemplo y los temple sobre-envejecidos de la aleación 7055, para los que en la actualidad no existen especificaciones del material, se estimó el límite de elasticidad a la tracción mínimo restando 20,7 MPa (3 ksi) al valor medido. La línea de rendimiento mínimo para las aleaciones descritas en la presente memoria se designa mediante la línea A-A, que tiene la ecuación $FT = (-2,3 \cdot (TYS) / 6,8948 + 229) \cdot 1,099$ ($FT = -2,3 \cdot (TYS) + 229$), en donde TYS es el límite de elasticidad a la tracción L de la chapa en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, y en donde FT es la tenacidad a la fractura en deformación plana L-T de la chapa en MPa√m (ksi√inch) medida de acuerdo con la norma ASTM E399.

La Figura 3A también incluye una zona sombreada que resalta las propiedades potenciales de los productos de aleación de chapa delgada de la presente descripción. La zona sombreada está delimitada por una tenacidad L-T mínima de 39,6 MPa√m (36 ksi√inch), una resistencia mínima de 510,2 MPa (74 ksi), y la línea A-A, que tiene la ecuación $FT = (-2,3 \cdot (TYS) / 6,8948 + 229) \cdot 1,099$, conforme a lo dispuesto anteriormente. La zona sombreada de la Figura 3A es particularmente adecuada para los productos de aleación de chapa delgada de un temple T74, aunque se pueden producir aleaciones con otros temple (por ejemplo, el T6, T73, T76, T79) que pueden tener propiedades que se encuentran dentro de la zona sombreada.

La Figura 3B también incluye una zona sombreada que resalta las propiedades potenciales de los productos de aleación de chapa delgada de la presente descripción. La zona sombreada está delimitada por una tenacidad mínima de 33,0 MPa√m (30 ksi√inch), una resistencia mínima de 544,7 MPa (79 ksi), y la línea A-A, que tiene la ecuación $FT = (-2,3 \cdot (TYS) / 6,8948 + 229) \cdot 1,099$, conforme a lo dispuesto anteriormente. La zona sombreada de la Figura 3B es particularmente adecuada para los productos de aleación de chapa delgada de un temple T76, aunque se pueden producir aleaciones con otros temple (por ejemplo, el T6, T73, T74, T79) que pueden tener propiedades que se encuentran dentro de la zona sombreada.

La Figura 4 compara el límite de elasticidad a la tracción L y la tenacidad a la fractura en tensión plana aparente (Kapp) de unas realizaciones de las aleaciones descritas en la presente memoria, en la orientación L-T, de nuevo con los cinco lotes de la aleación 7085 y los valores de la aleación 7055 mejorada. Es evidente la mejora de la combinación de resistencia y tenacidad de la aleación 7085, con respecto a la versión mejorada de la aleación 7055. La línea de rendimiento mínimo para las aleaciones descritas en la presente memoria se designa por la línea B-B,

ES 2 579 780 T3

que tiene la ecuación $FT = (-4 \cdot (TYS)/6,8948 + 453) \cdot 1,099$ ($FT = -4,0 \cdot (TYS) + 453$), donde TYS es el límite de elasticidad a la tracción L de la chapa en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, donde FT es la tenacidad a la fractura en tensión plana L-T (Kapp) de la chapa en $MPa\sqrt{m}$ ($ksi\sqrt{inch}$), y donde FT se mide de acuerdo con las normas ASTM E561 y B646 en una probeta de aleación de aluminio fisurada en el centro tomada de la ubicación T/2 de la chapa de aleación de aluminio, y donde la probeta tiene una anchura de 406,4 mm (16 pulgadas), un espesor de 6,35 mm (0,25 pulgadas) y una longitud inicial de la fisura por fatiga previa de 101,6 (4 pulgadas).

La tenacidad a la fractura de la aleación 7055 es significativamente menor, incluso con un sobrevejecimiento significativa para conseguir el mismo o similar nivel de resistencia que con la aleación descrita en la presente memoria. Puesto que, en las aleaciones descritas en la presente memoria, los niveles de Cu y Mg se encuentran entre los de la aleación 7085 y la versión mejorada de la aleación 7055, mientras que los niveles de Fe y Si son similarmente bajos, la previsión era que la combinación de resistencia y tenacidad alcanzable con las aleaciones descritas en la presente memoria se situaría entre la de la aleación 7085 y la aleación 7055 mejorada. Sorprendentemente, las aleaciones descritas en la presente memoria presentaron una mejor combinación de resistencia y tenacidad, no sólo sobre la aleación 7055 mejorada, sino también sobre la aleación 7085. De este modo, las realizaciones de las aleaciones descritas en la presente memoria identifican una zona de composición "dulce" que ofrece unas combinaciones de resistencia y tenacidad a la fractura superiores a las presentadas por las aleaciones de la técnica anterior. Mientras que los valores de la Kapp y las mejoras relativas corresponden a una muestra de ensayo del tipo y dimensiones indicados, se espera observar mejoras relativas similares en otros tipos y tamaños de muestras de ensayo. Sin embargo, los expertos en la técnica también apreciarán que los valores reales de la Kapp pueden variar significativamente en otros tipos y tamaños de probetas como se han descrito previamente, y también puede variar la magnitud de la diferencia.

La Figura 4 incluye también una zona sombreada que resalta las propiedades potenciales de los productos de aleación de chapa delgada de la presente descripción. La zona sombreada está delimitada por una tenacidad mínima (Kapp) de $109,9 MPa\sqrt{m}$ ($100 ksi\sqrt{inch}$), un límite de elasticidad a la tracción mínimo de 551,6 MPa (80 ksi), y la línea B-B, que tiene la ecuación $FT = (-4 \cdot (TYS)/6,8948 + 453) \cdot 1,099$, conforme a lo dispuesto anteriormente. La zona sombreada de la Figura 4 es particularmente adecuada para los productos de aleación de chapa delgada de un temple T79, aunque se pueden producir aleaciones con otros temples (por ejemplo, el T6, T73, T74, T76) que pueden tener propiedades que se encuentran dentro de la zona sombreada. Por otra parte, algunos productos de chapa delgada de la presente descripción pueden ser capaces de alcanzar los valores, tanto de la tenacidad a la fractura en tensión plana como del límite de elasticidad a la tracción, definidos por la zona sombreada de la Figura 4, así como los valores de la tenacidad a la fractura en deformación plana y del límite de elasticidad a la tracción definidos por la zona sombreada de las Figuras 3A y/o 3B.

Ejemplo 2 (todas las muestras de ensayo del Ejemplo 2 están fuera de la definición de las reivindicaciones)

Cuatro conjuntos de muestras en la condición de solución tratada térmicamente, enfriada rápidamente y estirada (temple W51) de las aleaciones de ejemplo A y B, fabricadas en forma de chapa del Ejemplo 1, se sometieron a las dos primeras etapas de envejecimiento del método de tres etapas utilizado en el Ejemplo 1. Posteriormente, el primer conjunto de muestras se sometió a la tercera etapa con un tiempo de envejecimiento de 24 horas, el mismo que el empleado en el Ejemplo 1, mientras que el segundo y tercer conjunto se sometieron a tiempos de envejecimiento más cortos, de 6 y 12 horas. No se aplicó la tercera etapa (0 horas) en el cuarto conjunto de muestras. Las probetas de tracción con un diámetro de 3,2 mm (0,125 pulgadas) se mecanizaron en la dirección transversal larga (LT) y en la dirección transversal corta (ST), tanto para el ensayo de resistencia a la fisuración por corrosión bajo tensión de inmersiones alternadas (IA) como para el ensayo de exposición a un entorno costero (SC) (también referido a veces en esta memoria como ensayo de resistencia a la fisuración por corrosión bajo tensión en un entorno costero). Los ensayos de inmersiones alternadas se llevaron a cabo de acuerdo con las normas ASTM G44, G47 y/o G49. Más específicamente, las probetas se expusieron a unos ciclos de inmersión en una solución acuosa de NaCl al 3,5% durante 10 minutos, y seguidamente a 50 minutos de secado con aire, mientras que se sometían a una carga constante necesaria para conseguir el nivel de carga deseado. El ensayo de exposición a un entorno costero se llevó a cabo en el sitio de exposición a un entorno costero de Alcoa en Pt. Judith, RI, como se describe a continuación.

Para la dirección ST, se seleccionaron tres tiempos de envejecimiento para la 3ª etapa, 0, 12 y 24 horas, y dos niveles de carga, 16 y 137,9 MPa (20 ksi). El primer nivel de carga representa la exigencia mínima en la dirección ST para las actuales más altas aleaciones para alas, 7055 y 7449. El segundo nivel de carga se corresponde con un nivel de carga 25% más alto. Típicamente el período de exposición del ensayo de IA para las aleaciones 7XXX en la dirección ST es de 20 ó 30 días, o hasta que se produce el fallo. En estos ensayos, el período de exposición máximo para IA se amplió a 150 días, para evaluar mejor el rendimiento de los diferentes métodos de envejecimiento. Para las exposiciones a un entorno costero, el período de exposición máximo fue de 466 días. En la Tabla 4 se proporcionan los resultados de los ensayos de corrosión bajo tensión (SCC).

Tabla 4

Aleación	Panel	Duración de la 3ª etapa (h)	Carga LT (ksi)*		Ensayo SCC			Fallo (días)
			YS	UTS	Ubicación	Carga (ksi)*	Nº de ensayos	
A	2		82,5	86,2	IA	16	5	48,101,101,101,115
					IA	20	5	32,59,70,101,115
					SC	16	5	297,311
					SC	20	5	290,290,339,349
A	2	12	83,8	87,4	IA	16	5	78,97,101
					IA	20	5	53,98,101,101,101
					SC	16	5	325,339
					SC	20	5	66,325,339,367
A	2	24	83,7	87,3	IA	16	5	101,101,101,115,129
					IA	20	5	44,73,98,101,143
					SC	16	5	332
					SC	20	5	332,346,346,402
A	1	12	84,1	87,6	IA	16	5	87,129,143,143
					IA	20	5	59,98,101,101,101
					SC	16	5	325,332,332,339
					SC	20	5	325,332,339
B	2	12	85,5	89,2	IA	16	5	115,135,135
					IA	20	5	29,54,101,101,115
					SC	16	5	234,332
					SC	20	5	122,311,325

*: 1 ksi = 6,8948 MPa

Los resultados de la aleación de ejemplo A, panel 2, con tiempos de envejecimiento para la tercera etapa de 0 (es decir, no hay tercera etapa) 12 y 24 horas, indican que no hay una diferencia significativa en la resistencia de SCC de las aleaciones descritas en la presente memoria con o sin una 3ª etapa de envejecimiento, o para una duración más corta o más larga de la 3ª etapa de envejecimiento. En todos los casos, el número de días hasta que se produjo el fallo superó los tiempos de exposición estándar, de 20 ó 30 días, para la SCC por IA para las aleaciones 7XXX, tanto en el nivel de carga de 110,3 MPa (16 ksi), exigencia mínima para las actuales más altas aleaciones para alas, como para un nivel de carga 25% más alto de 137,9 MPa (20 ksi). El número de días hasta que se produjo el fallo también fue similar para los 3 tiempos de envejecimiento diferentes. Para las exposiciones a un entorno costero también fue similar la resistencia a la SCC de los tres tiempos de envejecimiento de la 3ª etapa. La aleación A, panel 1, y la aleación de ejemplo B, panel 2, se evaluaron sólo para un tiempo de envejecimiento de la 3ª etapa de 12 horas. El panel 1 era más delgado y más ancho que el panel 2, y por lo tanto se esperaba que tuviera una relación de aspecto del grano diferente y posiblemente una resistencia a la SCC diferente. Los resultados para la aleación A, panel 1, se mostraron ligeramente mejores que los del panel 2. Los resultados para la aleación B, panel 2, fueron similares y posiblemente mejores que para la aleación A, panel 2.

También se llevaron a cabo unos ensayos de SCC en la dirección LT. Para la dirección LT se interrumpieron las exposiciones después de 30, 47 y 90 días, y las probetas expuestas se sometieron a ensayos de carga de rotura de acuerdo con la norma ASTM G139. Se determinó el porcentaje de resistencia retenida o residual de las probetas expuestas, en comparación con la resistencia a la tracción de las probetas no expuestas. Los niveles de carga para la dirección LT fueron 289,6 y 434,4 MPa (42 y 63 ksi), que se corresponden con aproximadamente el 50% y el 75% del límite de elasticidad LT de las aleaciones descritas en la presente memoria. Este ensayo es un medio para obtener más información cuantitativa en un tiempo más corto, y es útil por lo tanto para la dirección LT más resistente a la SCC, donde se espera que los fallos de las probetas se produzcan en tiempos más largos y,

posiblemente, con mayor dispersión, que en la dirección ST, menos resistente a la SCC. En un experimento, los ensayos de carga de rotura se llevaron a cabo en las aleaciones de ejemplo A y B, proporcionado un método de envejecimiento para la 3ª etapa de 0, 6 y 12 horas, después de un período de exposición de 47 días. En un segundo experimento, se llevaron a cabo unos ensayos de carga de rotura en la aleación de ejemplo A y la aleación de control 7055-T7951, después de unos periodos de exposición de 30 y 47 días en IA y 90 días de exposición a un entorno costero, para unos niveles de carga que se correspondían con el 50 y 75% del límite de elasticidad LT, para cada aleación. En ambos experimentos también se incluyeron unas muestras no sometidas a carga. La inclusión de muestras no sometidas a carga y de muestras sometidas a carga permite separar, de la pérdida de resistencia por SCC, la pérdida de resistencia que resulta de la corrosión general y de la corrosión localizada.

En la Figura 5 se muestran los resultados del primer experimento, en donde cada punto representa un promedio de 5 probetas. En este caso, el porcentaje de resistencia retenida es la relación entre la resistencia de una probeta expuesta y la de una probeta no expuesta (es decir, no corroída), expresada en base porcentual. Los resultados indican que no hubo pérdidas en la resistencia a la corrosión general (no sometida a carga) o en la resistencia a la SCC (sometida a carga) con la eliminación de la 3ª etapa de envejecimiento. De hecho, las probetas sin la 3ª etapa tenían una mayor resistencia retenida o residual que las que se sometieron a una 3ª etapa de 6 ó 12 horas. La aleación B superó a la aleación A, para un tiempo de envejecimiento dado. En la Figura 6 se proporcionan los resultados del segundo experimento, donde cada punto representa un promedio de 5 probetas. La Figura 6 es una gráfica que compara el porcentaje de resistencia retenida en la dirección LT de las aleaciones descritas en la presente memoria y de la aleación de la técnica anterior 7055, para un tiempo de envejecimiento de la 2ª etapa de 12 horas, seguido de unas exposiciones de 30 y 47 días en una solución de NaCl al 3,5% y 90 días de exposición a un entorno costero, para unos niveles de carga del 50 y 75% del límite de elasticidad de cada aleación. La aleación de ejemplo A tenía un mayor porcentaje de resistencia retenida que la aleación 7055, para los tres exposiciones, tanto en la condición de no sometida a carga como en la de sometida a carga, y para los dos niveles de carga.

En general, los resultados de corrosión indican que, tanto el método de envejecimiento de 2 etapas, como el de 3 etapas, proporcionan un rendimiento ante la corrosión aceptable de las aleaciones descritas en la presente memoria en más altas aplicaciones para alas. Una desventaja del método de 2 etapas es que para la aleación de ejemplo A la resistencia es ligeramente inferior, como se representa en la Tabla 4. En comparación con el tiempo de envejecimiento de la 3ª etapa de 24 horas, el límite de elasticidad sin la 3ª etapa fue aproximadamente 6,9 MPa (1 ksi) superior. Como se ha descrito previamente, la flexibilidad en el método de envejecimiento de las aleaciones descritas en la presente memoria es una característica beneficiosa. El método de 2 etapas es típico para aplicaciones tales como el revestimiento superior del ala y el larguero, donde es aplicada por el fabricante o subcontratista de la aeronave un envejecimiento parcial o completo durante el procedimiento de envejecimiento, y es deseable que el ciclo de conformado con envejecimiento sea lo más corto posible para maximizar el rendimiento de producción. En relación con ello, las aleaciones descritas en la presente memoria con el método de 2 etapas utilizado en esta memoria, que tiene un tiempo total de homogeneización de 13 horas, ofrece una mejora sobre las actuales más altas aleaciones para alas. Dependiendo de las exigencias del conformado con envejecimiento, posiblemente éste se puede acortar aún más a aproximadamente 7 horas, si la primera etapa es aplicada por el productor del material y la segunda etapa sólo se lleva a cabo en el procedimiento de conformado con envejecimiento.

El método de 3 etapas se puede utilizar cuando el material es suministrado por el productor en la condición de completamente envejecido, para aplicaciones tales como el larguero superior del ala o el alma del larguero, en un diseño ensamblado. Para estas aplicaciones también se puede utilizar un temple de menor resistencia, tal como un temple T76 o T74, que utiliza un método bien de 2 o de 3 etapas, dependiendo de las exigencias y la dirección de las tensiones de diseño, con respecto a la orientación del grano de los productos de aleación. Cuando las aleaciones descritas en la presente memoria se han de soldar a otro producto de aleación y envejecer posteriormente a la soldadura, como parte de un componente de múltiples aleaciones, se puede utilizar un método de 2 ó 3 etapas, dependiendo del método de envejecimiento de la aleación o aleaciones a las que se han a unir las aleaciones descritas en la presente memoria. La flexibilidad proporcionada por las aleaciones descritas en la presente memoria también puede ser útil para combinar los ciclos de curado de los adhesivos utilizados para fijar los materiales de refuerzo, con el envejecimiento de las aleaciones descritas en la presente memoria.

Ejemplo 3 (todas las muestras de ensayo del Ejemplo 3 están fuera de la definición de las reivindicaciones)

Las muestras de la chapa de aleación de ejemplo A en la condición de tratadas térmicamente en solución, enfriadas rápidamente y estiradas (temple W51), fabricadas en el Ejemplo 1, se mecanizaron en unos paneles de 12,7 mm (0,5 pulgadas) de espesor, por 152,4 mm (6 pulgadas) de anchura, por 889 mm (35 pulgadas) de longitud. Las muestras obtenidas a partir de una extrusión de la aleación 2099 se adquirieron en el temple T3511 y se mecanizaron a las mismas dimensiones. En ambos casos, la dimensión de la longitud estaba en la dirección del laminado de la aleación 2099, que es una aleación de aluminio-litio disponible comercialmente y registrada en la Aluminium Association que tiene una composición de 2,4-3% en peso de Cu, 0,1-0,5% en peso de Mg, 0,4-1,0% en peso de Zn, 0,1-0,5% en peso de Mn, 0,05-0,12% en peso de Zr y 1,6-2,0% en peso de Li, siendo el resto Al e impurezas incidentales. Los paneles de la aleación de ejemplo A y de la aleación 2099 se unieron mediante soldadura por fricción-agitación con la línea de soldadura a lo largo de la longitud de los paneles. Esta combinación de las aleaciones descritas en la presente memoria y la aleación 2099, que tiene composiciones muy diferentes, se

puede utilizar, por ejemplo, para un larguero o una costilla de múltiples aleaciones. En el larguero, las aleaciones descritas en la presente memoria se pueden utilizar en el cordón y el alma superiores, donde se necesita una alta resistencia a la compresión, y la aleación 2099 en el cordón de larguero inferior, donde es beneficiosa una alta resistencia al crecimiento de grietas por fatiga. De manera similar, en las costillas, las aleaciones descritas en la presente memoria se pueden utilizar en los pies, donde es importante una alta resistencia, y la aleación 2099 en el alma del larguero donde son beneficiosas una alta rigidez y una baja densidad.

Los paneles de la aleación A y la aleación 2099 se envejecieron por separado, antes de la operación de soldadura por fricción-agitación. El envejecimiento anterior a la soldadura para la aleación A consistió en una primera etapa de 6 horas a 121,1°C (250°F), mientras que el método de envejecimiento anterior a la soldadura de la aleación 2099 consistió en una primera y una segunda etapas de tiempos y/o temperaturas diferentes a los utilizados para las aleaciones descritas en la presente memoria. El método de envejecimiento posterior a la soldadura de los paneles unidos fue necesariamente el mismo, y consistió en una primera etapa de 6 horas a 121,1°C (250°F) y una segunda etapa de 18 horas a 151,7°C (305°F). El envejecimiento posterior a la soldadura es deseable para mejorar las propiedades de resistencia y ante la corrosión de la zona de soldadura. Con el fin de acrecentar las propiedades de la soldadura, en particular la resistencia mecánica y la resistencia a la corrosión, el envejecimiento se debe llevar a cabo después de la soldadura en la medida que sea posible. Sin embargo, para las aleaciones diferentes, la capacidad para hacer esto puede estar limitada por las exigencias individuales del envejecimiento para cada aleación y el temple final deseado para cada una de ellas. Se seleccionaron cuidadosamente los métodos de envejecimiento anterior a la soldadura para cada aleación, y el método de envejecimiento posterior a la soldadura para el panel de múltiples aleaciones, para llevar a cabo un temple del tipo T76 en las aleaciones descritas en la presente memoria y un temple del tipo T83 en la aleación 2099. A pesar de ello, en los métodos de envejecimiento de ambas aleaciones fue necesario algún compromiso, y fue beneficiosa al respecto la flexibilidad de las aleaciones descritas en la presente memoria, con respecto al número de etapas y a los tiempos de envejecimiento que se pueden utilizar con éxito, al tiempo que se obtienen unas buenas propiedades.

Se midieron las propiedades mecánicas, que incluían la resistencia a la tracción, la resistencia a la compresión, el módulo de elasticidad a la tracción y a la compresión y la tenacidad a la fractura en los metales base (es decir, fuera de la zona afectada por la soldadura y el calor), la zona afectada por el calor (ZAC) y la soldadura que sigue al envejecimiento posterior a la soldadura. Se determinó la extensión de cada zona y la posición de las probetas en la misma, utilizando mediciones de microdureza Vickers (VHN) por medio de soldadura y micrografías ópticas. El ensayo se realizó de acuerdo con los métodos de ensayo de las normas ASTM aplicables: ASTM E8 y B557 para el ensayo de tracción, E9 para el ensayo de compresión, E111 para el ensayo del módulo a la tracción y a la compresión, y ASTM E399 para la tenacidad a la fractura en deformación plana. Se midieron las propiedades de tracción en las direcciones L y LT. La resistencia a la compresión y el módulo de elasticidad solamente se midieron en la dirección L. Las probetas de tenacidad a la fractura en deformación plana estaban en la orientación T-L, tenían una anchura W de 50,8 mm (2 pulgadas) y eran del espesor de todo el panel. Las probetas de fractura se escindieron del panel de modo que su ranura mecanizada (que representaba el plano esperado de la extensión de la fisura) se alineara con la zona de interés. Se tomaron dos probetas en la soldadura y la ZAC, una probeta con la entalladura mecanizada apuntando en la misma dirección que el útil de soldadura por fricción-agitación que se había desplazado durante la operación de soldadura, y otra con la entalladura mecanizada apuntando en la dirección opuesta. En la Tabla 5 se proporcionan los resultados de estos ensayos.

Tabla 5

Propiedad	Dir.	Aleación A		Soldadura	Aleación 2099	
		Metal base	ZAC		ZAC	Metal base
UTS (ksi)**	L	84,5	56,8	61,2	77,6	83,1
	LT	84,3	62,4*			77,2
TYS (ksi)**	L	79,8	43,9	59,0	69,9	76,0
	LT	79,1	50,3*			70,6
CYS (ksi)**	L	82,3	69,5	60,9	76,2	
Et (Mpsi)***	L	10,3	10,4		11,5	11,5
Ec (Mpsi)***	L	10,7	10,7	11,3	11,8	11,9
KIc, Kq (ksi√in)****	T-L	41,5	34,2 ¹ , 36,2 ²	40,5 ¹ , 38,2 ²	26,4 ¹ , 27,1 ²	32,1
: 1 ksi = 6,8948 MPa *: 1 Mpsi = 6,8948 GPa ****: 1 ksi√in = 1,099 MPa√m						

Incluso con el compromiso en los métodos de envejecimiento realizados para cada aleación, el metal base de cada

una de ellas que se sometió al método de envejecimiento anterior a la soldadura (diferente para cada aleación) y al método de envejecimiento posterior a la soldadura (el mismo para cada aleación) consiguió el nivel de resistencia y tenacidad para los temple deseados. Las propiedades en la ZAC y la soldadura fueron inferiores a las típicamente observadas para las soldaduras. La zona de soldadura se trató térmicamente en solución esencialmente durante el procedimiento de soldadura por fricción-agitación, de modo que el envejecimiento artificial de esta zona solamente se produjo durante el envejecimiento posterior a la soldadura. Asimismo, durante el procedimiento de soldadura también se calentó la ZAC, pero a una temperatura que estaba por debajo de la utilizada para el tratamiento térmico en solución y que, por lo tanto, era inadecuada para solubilizar completamente los elementos de aleación. Esto pudo limitar su respuesta al envejecimiento en la ZAC durante el envejecimiento posterior a la soldadura y degradar su resistencia y tenacidad a la fractura. A pesar de estos factores, la eficacia de la soldadura (es decir, la relación entre la resistencia de la soldadura y la resistencia del metal base) conseguida fue bastante buena. En la perpendicular estimada a la línea de soldadura donde la probeta de tracción incluye tanto la soldadura como la ZAC, la eficacia de la soldadura fue del 71% para el límite de elasticidad a la tracción (TYS) y 81% para la carga a la rotura por tracción, en comparación con la resistencia del metal base para la aleación 2099 en la dirección LT.

La tenacidad a la fractura conseguida en la soldadura y la ZAC también fueron satisfactorias. En la zona de soldadura, la tenacidad a la fractura era equivalente a la del metal base de la aleación A, mientras que la tenacidad a la fractura en la ZAC, en el lado de la soldadura, tanto de la aleación de A como de la aleación 2099, era menor que en su metal base respectivo, pero todavía suficiente para satisfacer las exigencias de la mayoría de las estructuras de una aeronave.

También se realizaron ensayos de fisuración por corrosión bajo tensión (SCC) y de exfoliación en los paneles unidos después del envejecimiento posterior a la soldadura. Para el ensayo de SCC, las probetas del tipo de tracción plana con un espesor de 6,0 mm (0,235 pulgadas) se mecanizaron a la mitad del espesor perpendicular a, y a lo largo de, la soldadura y la ZAC. Cada una de tres probetas se ensayó para dos niveles de tracción, 179,3 y 241,3 MPa (26 y 35 ksi), mediante inmersiones alternadas, de acuerdo con las normas ASTM G44, G47 y/o G49. Después de un periodo de exposición de 250 días no se observaron fallos. Para el ensayo de exfoliación, se ensayaron dos probetas rectangulares del espesor de todo el panel que contenía la soldadura, la ZAC y los metales base, utilizando el método de ensayo EXCO de acuerdo con la norma ASTM G34. Este método de ensayo es un método de ensayo acelerado apropiado para las aleaciones 7XXX, tales como las aleaciones descritas en la presente memoria. Un segundo conjunto de probetas del espesor de todo el panel se ensayaron utilizando el MASTMAASIS de solera seca, de acuerdo con la norma ASTM G85. Este método de ensayo es un método de ensayo acelerado apropiado para la aleación 2099. Tanto el metal base de la aleación A, como el de la aleación 2099, tenían una calificación de exfoliación EA. Esta calificación es indicativa de un buen rendimiento ante la corrosión y es congruente con el rendimiento típico de los temple deseados para cada aleación. La zona de soldadura que contenía una mezcla de ambas aleaciones tenía una calificación de EB por el método de ensayo EXCO, lo que de nuevo indicaba razonablemente una buena resistencia a la corrosión por exfoliación. Se esperaba alguna degradación del rendimiento ante la corrosión de la soldadura, ya que esta zona sólo recibió el envejecimiento posterior a la soldadura. La ZAC en la aleación 2099 tenía una calificación P según el MASTMAASIS, sin embargo la ZAC en la aleación A presentaba un ataque localizado y tuvo una calificación ED según EXCO. Este rendimiento ante la corrosión puede ser inaceptable para los elementos estructurales internos de una aeronave, tales como los largueros y las costillas, pero probablemente se puede mejorar optimizando los parámetros de soldadura por fricción-agitación o utilizando métodos de enfriamiento durante la soldadura, con el fin de reducir el aporte de calor en la ZAC. Esta zona también se puede proteger en servicio mediante la utilización de métodos de protección ante la corrosión. Por ejemplo, antes de la aplicación de un anodizado y de una imprimación anticorrosiva, que ya son comúnmente utilizados para la protección ante la corrosión en las estructuras internas, a lo largo de la línea de soldadura se puede aplicar una aleación de aluminio más anódica que las aleaciones descritas en la presente memoria, mediante pulverización térmica u otros métodos. La corrosión galvánica que resulta de las diferencias de potencial de corrosión de la aleación A y la aleación 2099 puede haber contribuido al ataque localizado en la ZAC de la aleación. En este caso, para mejorar la resistencia a la corrosión en la ZAC, pueden ser beneficiosas la utilización de aleaciones más pobres y más ricas de composición similar a las aleaciones descritas en la presente memoria, las cuales deben tener menos diferencia de potencial de corrosión que dos aleaciones muy diferentes, o la utilización de las aleaciones descritas en la presente memoria solas con diferentes temple.

Ejemplo 4

Se moldearon dos lingotes en forma de unos lingotes grandes a escala comercial. Los lingotes tenían una composición congruente con las enseñanzas de la presente descripción. El primer lingote se designó aleación E y el segundo lingote se designó aleación F. Adicionalmente, se moldearon como control cuatro lingotes de la aleación 7085 de la Aluminum Association y seis lingotes de la aleación 7050 de la Aluminum Association. En la Tabla 6 se proporciona la composición de los lingotes de las aleaciones E y F, y de las aleaciones 7050 y 7085 de control, y los intervalos de composición para las aleaciones 7085 y 7050 registrados en la Aluminum Association.

Tabla 6

Aleación	% en peso de Zn	% en peso de Cu	% en peso de Mg	% en peso de Fe	% en peso de Si	% en peso de Zr
E	7,57	2,11	1,63	0,04	0,01	0,11
F	7,64	2,15	1,65	0,03	0,02	0,1
7050-lote 1	6,07	2,21	2,18	0,08	0,05	0,11
7050-lote 2	6,07	2,21	2,18	0,08	0,05	0,11
7050-lote 3	6,00	2,22	2,15	0,08	0,05	0,11
7050-lote 4	6,04	2,29	2,17	0,07	0,04	0,11
7050-lote 5	6,04	2,29	2,17	0,07	0,04	0,11
7050-lote 6	6,09	2,26	2,20	0,08	0,04	0,11
7085-lote 1	7,47	1,64	1,50	0,05	0,02	0,11
7085-lote 2	7,48	1,68	1,50	0,05	0,01	0,11
7085-lote 3	7,35	1,65	1,50	0,04	0,02	0,12
7085-lote 4	7,31	1,65	1,44	0,03	0,02	0,12
Intervalo AA 7085	7,0-8,0	1,3-2,0	1,2-1,8	0,08 máx.	0,06 máx.	0,08-0,15
Intervalo AA 7050	5,7-6,7	2,0-2,6	1,9-2,6	0,15 máx.	0,12 máx.	0,08-0,15

Los lingotes se descostraron y homogeneizaron con una temperatura de homogeneización final de aproximadamente 465,6°C a aproximadamente 487,8°C (870 a 910°F). El lingote de la composición E se laminó en caliente en una chapa que tenía un espesor de 79,4 mm (3,125 pulgadas), mientras que lingote de la composición F se laminó en caliente en una chapa que tenía un espesor de 101,6 mm (4,0 pulgadas). Tales dimensiones son representativas de la chapa aeroespacial estándar que se utiliza para las piezas mecanizadas integralmente. Los lotes 1-3 de los lingotes de control de la aleación 7085 se laminaron en caliente en una chapa que tenía un espesor de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas). El lote 4 del lingote de control de la aleación 7085 se laminó en caliente en una chapa que tenía un espesor de aproximadamente 76,2 mm (3 pulgadas). Tres lingotes de control de la aleación 7050 se laminaron en caliente en una chapa que tenía un espesor de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas). Otros tres lingotes de control de la aleación 7050 se laminaron en caliente en una chapa que tenía un espesor de aproximadamente 76,2 mm (3 pulgadas). Todos los lingotes se laminaron en cruzado en la dirección transversal larga a menos del 15%. Todas las chapas se trataron térmicamente en solución entre aproximadamente 471,1 y 482,2°C (880 y 900°F) durante aproximadamente 2 a 4 horas, se enfriaron rápidamente a temperatura ambiente mediante pulverización de agua, y se estiraron en frío aproximadamente 1,5 a 3%.

De las chapas de las aleaciones E y F se obtuvieron unas muestras. Estas muestras se envejecieron a un temple del tipo T74 (adecuado para componentes mecanizados integralmente) utilizando un método convencional de tres etapas. El método de tres etapas consistía en una primera etapa de aproximadamente 6 horas a 121,1°C (250°F), una segunda etapa de entre 15 y 20 horas a una temperatura de 154,4°C (310°F) y una tercera etapa de aproximadamente 24 horas a 121,1°C (250°F). Algunas de las muestras de las aleaciones E y F se envejecieron durante 15 horas, durante la segunda etapa (muestras 1). Otras muestras de la aleación F se envejecieron durante 18 horas, durante la segunda etapa (muestra 2). Otras muestras de la aleación E se envejecieron durante 20 horas, durante la segunda etapa (muestra 2). Los lotes de control de la aleación 7085 de 101,6 mm (4 pulgadas) también se envejecieron a un temple T74 utilizando este procedimiento convencional de envejecimiento de 3 etapas. La muestra 1 del lote 4 (chapa de 76,2 mm (3 pulgadas)) de los lotes de control de la aleación 7085, se envejeció a un temple T76 utilizando un procedimiento convencional de envejecimiento de 3 etapas, y la muestra 2 del lote 4 (chapa de 76,2 mm (3 pulgadas)) de los lotes de control de la aleación 7085, se envejeció a un temple T74 utilizando un procedimiento convencional de envejecimiento de 3 etapas. Los lotes de control de la aleación 7050 se envejecieron a un temple T74 utilizando un procedimiento convencional de envejecimiento de 2 etapas.

Se midieron las propiedades de tracción y la tenacidad a la fractura (K_{Ic}) en deformación plana de las muestras de las aleaciones E y F y los lotes de control de las aleaciones 7085 y 7050. El ensayo de tracción se realizó de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557. El ensayo de tenacidad a la fractura (K_{Ic}) en deformación plana se realizó de acuerdo con la norma ASTM E399. Las probetas de tenacidad a la fractura en deformación plana para la aleación E tenían 50,8 mm (2 pulgadas) de espesor y una anchura W de 101,6 mm (4 pulgadas) en la orientación T-L, y tenían 25,4 mm (1 inch) de espesor y una anchura W de 50,8 mm (2 pulgadas) en la orientación S-L. Las probetas de tenacidad a la fractura en deformación plana para la aleación F tenían 25,4 mm (1 inch) de espesor y una anchura W de 50,8 mm (2 pulgadas) en ambas orientaciones T-L y S-L. Las probetas de tenacidad a la fractura para las aleaciones E y F se centraron a la mitad del espesor (T/2) de la chapa. Las probetas de tenacidad a la fractura en deformación plana para las chapas de control de la aleación 7085 de 101,6 mm (4 pulgadas), tenían

ES 2 579 780 T3

50,8 mm (2 pulgadas) de espesor y una anchura W de 101,6 mm (4 pulgadas) en la orientación T-L, y tenían 38,1 mm (1,5 pulgadas) de espesor y una anchura W de 76,2 mm (3 pulgadas) en la orientación S-L. Las probetas de tenacidad a la fractura en deformación plana para las chapas de control de la aleación 7085 de 76,2 mm (3 pulgadas), tenían 44,5 mm (1,75 pulgadas) de espesor y una anchura W de 127 mm (5 pulgadas) en la orientación (T-L, y tenían 31,8 mm (1,25 pulgadas) de espesor y una anchura W de 63,5 mm (2,5 pulgadas) en la orientación S-L. Las probetas de tenacidad a la fractura para las chapas de control de la aleación 7085 de 101,6 mm (4 pulgadas) se centraron a un cuarto del espesor (T/4) de la chapa en la orientación T-L y a la mitad del espesor (T/2) de la chapa en la orientación S-L. Las probetas de tenacidad a la fractura de las chapas control de la aleación 7085 de 76,2 mm (3 pulgadas) se centraron a la mitad del espesor (T/2) de la chapa, en ambas orientaciones T-L y S-L. Las probetas de tenacidad a la fractura en deformación plana en la orientación T-L, para las chapas de control de la aleación 7050, tenían 50,8 mm (2 pulgadas) de espesor y una anchura W de 101,6 mm (4 pulgadas). Las probetas de tenacidad a la fractura en deformación plana en la orientación S-L, para las chapas de control de la aleación 7050 de 76,2 mm (3 pulgadas) de espesor, tenían 25,4 mm (1 inch) de espesor y una anchura W de 50,8 mm (2 pulgadas). Las probetas de tenacidad a la fractura en deformación plana en la orientación S-L, para las chapas de control de la aleación 7050 de 101,6 mm (4 pulgadas) de espesor, tenían 38,1 mm (1,5 pulgadas) de espesor y una anchura W de 76,2 mm (3 pulgadas). Las probetas de tenacidad a la fractura de las chapas de control de la aleación 7050 se centraron a la mitad del espesor (T/2) de la chapa en ambas orientaciones T-L y S-L. Para la aleación F se realizó un ensayo de exfoliación utilizando el método EXCO de acuerdo con la norma ASTM G34, donde se tomaron unas probetas de ensayo a la mitad del espesor (T/2), a un cuarto del espesor (T/4) y a un décimo del espesor (T/10).

En la Tabla 7 se proporcionan los valores medidos de las propiedades de las aleaciones E y F y de los lotes de control de las aleaciones 7085 y 7050. Para un espesor de chapa de aproximadamente 76,2 mm (3 pulgadas), la aleación E presentó un aumento de aproximadamente 62,1 a 82,7 MPa (9 a 12 ksi) en el límite de elasticidad a la tracción y un aumento de aproximadamente 41,4 a 55,2 MPa (6 a 8 ksi) en la carga de rotura por tracción, sobre los lotes de control de la aleación 7050 en la dirección LT. De manera similar, la aleación E presentó un aumento de aproximadamente 55,2 a 68,9 MPa (8 a 10 ksi) en el límite de elasticidad a la tracción y un aumento de aproximadamente 41,4 a 55,2 MPa (6 a 8 ksi) en la carga de rotura por tracción, sobre los lotes de control de la aleación 7050 en la dirección ST. Para un espesor de chapa de 101,6 mm (4 pulgadas), la aleación F mostró un aumento de aproximadamente 48,3 a 62,1 MPa (7 a 9 ksi) en el límite de elasticidad a la tracción y un aumento de aproximadamente 20,7 a 27,6 MPa (3 a 4 ksi) en la carga de rotura por tracción, sobre los lotes de control de la aleación 7050 en la dirección LT. De manera similar, la aleación F mostró un aumento de aproximadamente 34,5 a 48,3 MPa (5 a 7 ksi) en el límite de elasticidad a la tracción y un aumento de aproximadamente 27,6 a 34,5 MPa (4 a 5 ksi) en la carga de rotura por tracción, sobre los lotes de control de la aleación 7050 en la dirección ST. La aleación F presentó unas mejoras de aproximadamente 13,8 a 34,5 MPa (2 a 5 ksi) para el límite de elasticidad y la carga de rotura por tracción, en ambas direcciones LT y ST, en comparación con los lotes de control de la aleación 7085 de un temple T74. Estas mejoras de la resistencia son consideradas significativas por los fabricantes de aeronaves.

Tabla 7

Aleación	Lote/Muestra N°	Espesor mm (inch)	Dirección	TYS (ksi)*	UTS (ksi)*	Alargamiento (%)	Orientación	K _{Ic} (ksi√in)**
7050-T7451	Lote 1	76,2 (3)	LT	66,2	76,6	11,4	T-L	28,2
			ST	62,0	73,4	6,2	S-L	28,0
	Lote 2	76,2 (3)	LT	65,8	76,2	11,4	T-L	29,2
			ST	61,7	73,3	6,7	S-L	28,1
	Lote 3	76,2 (3)	LT	65,3	75,3	11,0	T-L	30,0
			ST	61,0	72,5	6,6	S-L	28,8
	Lote 4	101,6 (4)	LT	65,2	75,8	11,3	T-L	26,3
			ST	62,9	74,6	5,8	S-L	22,4
	Lote 5	101,6 (4)	LT	65,6	76,1	10,8	T-L	26,4
			ST	62,4	73,5	5,6	S-L	26,6
	Lote 6	101,6 (4)	LT	66,9	76,8	7,9	T-L	26,5
			ST	61,6	73,0	5,1	S-L	26,2

ES 2 579 780 T3

Aleación	Lote/Muestra N°	Espesor mm (inch)	Dirección	TYS (ksi*)	UTS (ksi)*	Alargamiento (%)	Orientación	KIc (ksi√in)**
7085-T7451	Lote 1	101,6 (4)	LT	69,1	76,4	10,5	T-L	29,1
			ST	64,4	74,1	7,5	S-L	32,3
	Lote 2	101,6 (4)	LT	69,9	76,5	10,7	T-L	29,4
			ST	64,7	74,3	7,0	S-L	31,0
	Lote 3	101,6 (4)	LT	69,5	76,9	10,6	T-L	30,1
			ST	65,4	74,8	6,2	S-L	32,1
7085-T7X51	Lote 4, muestra 2	76,2 (3)	LT	69,3	75,4	18,2	T-L	35,4
			ST	66,5	75,0	13,5	S-L	39,6
	Lote 4, muestra 1	76,2(3)	LT	68,6	74,5	19,0	T-L	37,2
			ST	65,5	74,1	13,9	S-L	37,7
Aleación E	Muestra 1	79,4 (3,125)	LT	77,6	83,8	9,3	T-L	25,0
			ST	71,5	80,9	7,8	S-L	27,6
	Muestra 2	79,4 (3,125)	LT	74,7	82,0	9,7	T-L	26,9
			ST	69,7	79,4	8,6	S-L	29,4
Aleación F	Muestra 1	101,6(4)	LT	74,5	80,3	10,0	T-L	26,4
			ST	69,2	78,2	7,8	S-L	25,1
	Muestra 2	101,6(4)	LT	73,0	79,6	10,0	T-L	28,3
			ST	67,3	77,6	8,6	S-L	27,4

*: 1 ksi = 6,8948 MPa

** : 1 ksi√in = 1,099 MPa√m

5 En la Figura 7 se representan las propiedades de la aleación E y de varias aleaciones convencionales que tienen un espesor de aproximadamente 76,2 mm (3 pulgadas). Más particularmente, la Figura 7 compara la tenacidad a la fractura en deformación plana (KIc) en la orientación T-L, en función del límite de elasticidad a la tracción en la dirección LT (transversal larga), para la aleación E (espesor 79,4 mm (3,125 pulgadas)), los lotes de control de la aleación 7050 (que tienen un espesor de aproximadamente 76,2 mm (3 pulgadas)) y los datos del lote de la aleación 7085 de 76,2 mm (3 pulgadas). La aleación E alcanzó un límite de elasticidad a la tracción significativamente mayor con una tenacidad similar a los lotes de control de la aleación 7050. La aleación E también alcanzó una relación entre la resistencia y la tenacidad comparable a la aleación 7085, pero, como se describe a continuación, la aleación 7085 fue incapaz de superar consistentemente el ensayo de SCC en un entorno costero. En otras palabras, la aleación E alcanzó una resistencia a la corrosión bajo tensión igual o mejor que la aleación 7085 producida y dimensionada de manera similar, pero para una mayor resistencia LT. Por lo tanto, la aleación E alcanzó una combinación hasta ahora no alcanzada de resistencia LT, tenacidad T-L y resistencia a la corrosión en el intervalo de espesor indicado.

15 La Figura 7 también incluye una zona sombreada que resalta las propiedades potenciales de los productos de chapa de la aleación de la presente descripción. La zona sombreada está delimitada por una tenacidad mínima de 24,2 MPa√m (22 ksi√inch), una resistencia mínima de 496,4 MPa (72 ksi), y la línea C-C, que tiene la ecuación $FT_TL = (-1,0*(TYS_LT)/6,8948+98)*1,099$ ($FT_TL = -1,0*(TYS_LT)+98$), donde TYS_LT es el límite de elasticidad a la tracción LT de la chapa en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, y donde FT_TL es la tenacidad a la fractura en deformación plana T-L de la chapa en MPa√m (ksi√inch) medida de acuerdo con la norma ASTM E399. La zona sombreada de la Figura 7 es particularmente adecuada para los productos de aleación de chapa que tienen un espesor de aproximadamente 50,8 a 63,5 mm (2,0 a 2,5 pulgadas) a aproximadamente 76,2, 79,4 u 82,6 mm (3,0, 3,125 ó 3,25 pulgadas), y de un temple T73, T74, T76 o T79.

25 En la Figura 8 se representan las propiedades de la aleación F y de varias aleaciones convencionales que tienen un espesor de 101,6 mm (4 pulgadas). Más particularmente, la Figura 8 compara la tenacidad a la fractura en deformación plana (KIc) en la orientación T-L, en función del límite de elasticidad a la tracción en la dirección LT (transversal larga), para la aleación F (espesor 101,6 mm (4,0 pulgadas)), los lotes de control de la aleación 7050 (que tienen un espesor de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas)) y los lotes de control de la aleación 7085 de 101,6 mm (4 pulgadas). La aleación F alcanzó un límite de elasticidad a la tracción significativamente mayor con una tenacidad similar a los lotes de control de la aleación 7050. La aleación F también alcanzó una relación de resistencia-tenacidad similar a la de los lotes de control de la aleación 7085, pero, como se describe a continuación, la aleación 7085 no fue capaz de superar consistentemente el ensayo de SCC en un entorno costero. En otras

palabras, la aleación F consiguió una resistencia a la corrosión bajo tensión igual o mejor que la aleación 7085 producida y dimensionada de manera similar, pero para una mayor resistencia LT. Por lo tanto, la aleación F alcanzó una combinación hasta ahora no alcanzada de resistencia LT, tenacidad T-L y resistencia a la corrosión en el intervalo de espesor indicado.

5 La Figura 8 también incluye una zona sombreada que resalta las propiedades potenciales de los productos de chapa de la aleación de la presente descripción. La zona sombreada está delimitada por una tenacidad mínima de 23,1 MPa√m (21 ksi√inch), una resistencia mínima de 489,5 MPa (71 ksi), y la línea D-D, que tiene la ecuación $FT_{TL} = (-1,0 \cdot (TYS_{LT}) / 6,8948 + 98) \cdot 1,099$ ($FT_{TL} = -1,0 \cdot (TYS_{LT}) + 98$), donde TYS_{LT} es el límite de elasticidad a la tracción LT de la chapa en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, donde FT_{TL} es la tenacidad a la fractura en deformación plana T-L de la chapa en MPa√m (ksi√inch) medida de acuerdo con la norma ASTM E399. La zona sombreada de la Figura 8 es particularmente adecuada para los productos de aleación de chapa que tienen un espesor de aproximadamente 76,2, 79,4 u 82,6 mm (3,0 a 3,125 ó 3,25 pulgadas) a aproximadamente 88,9, 95,3 ó 101,6 mm (3,5, 3,75 ó 4 pulgadas), y de un temple T73, T74, T76 o T79.

15 En la Figura 9 también se representan las propiedades de la aleación E y de varias aleaciones convencionales que tienen un espesor de aproximadamente 76,2 mm (3 pulgadas). Más particularmente, la Figura 9 compara la tenacidad a la fractura en deformación plana (K_{Ic}) en la orientación S-L, en función del límite de elasticidad a la tracción en la dirección ST (transversal corta), para la aleación E (espesor 79,4 mm (3,125 pulgadas)) y los lotes de control de la aleación 7050 (que tienen un espesor de aproximadamente 76,2 mm (3 pulgadas)) y el lote de control de la aleación 7085 de 76,2 mm (3 pulgadas). La aleación E alcanzó un límite de elasticidad a la tracción significativamente mayor con una tenacidad similar a los lotes de control de la aleación 7050. La aleación E también alcanzó una relación entre la resistencia y la tenacidad similar a la del lote de control de la aleación 7085, pero, como se describe a continuación, la aleación 7085 fue incapaz de superar consistentemente el ensayo de SCC en un entorno costero. En otras palabras, la aleación E alcanzó una resistencia a la corrosión bajo tensión igual o mejor que la aleación 7085 producida y dimensionada de manera similar, pero para una mayor resistencia ST. Por lo tanto, la aleación E alcanzó una combinación hasta ahora no alcanzada de resistencia ST, tenacidad S-L y resistencia a la corrosión en el intervalo de espesor indicado.

30 La Figura 9 también incluye una zona sombreada que resalta las propiedades potenciales de los productos de chapa de la aleación de la presente descripción. La zona sombreada está delimitada por una tenacidad mínima de 24,2 MPa√m (22 ksi√inch), una resistencia mínima de 475,7 MPa (69 ksi), y la línea E-E, que tiene la ecuación $FT_{SL} = (-1,1 \cdot (TYS_{ST}) / 6,8948 + 99) \cdot 1,099$ ($FT_{SL} = -1,1 \cdot (TYS_{ST}) + 99$), donde TYS_{ST} es el límite de elasticidad a la tracción ST de la chapa en ksi medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, en donde FT_{SL} es la tenacidad a la fractura en deformación plana S-L de la chapa en MPa√m (ksi√inch) medida de acuerdo con ASTM E399. La zona sombreada de la Figura 9 es particularmente adecuada para los productos de aleación de chapa que tienen un espesor de aproximadamente 50,8 a 63,5 mm (2,0 a 2,5 pulgadas) a aproximadamente 76,2, 79,4 u 82,6 mm (3,0, 3,125 ó 3,25 pulgadas), y de un temple T73, T74, T76 o T79.

40 En la Figura 10 también se representan las propiedades de la aleación F y de varias aleaciones convencionales que tienen un espesor de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas). Más particularmente, la Figura 10 compara la tenacidad a la fractura en deformación plana (K_{Ic}) en la orientación S-L, en función del límite de elasticidad a la tracción en la dirección ST (transversal corta), para la aleación F (espesor 101,6 mm (4,0 pulgadas)) y los lotes de control de la aleación 7050 (que tienen un espesor de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas)) y los lotes de control de la aleación 7085 (que tienen un espesor de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas)). La aleación F alcanzó un límite de elasticidad a la tracción significativamente mayor con una tenacidad similar a los lotes de control de la aleación 7050. La aleación F también alcanzó una relación de resistencia-tenacidad similar a la de los lotes de control de la aleación 7085, pero, como se describe a continuación, la aleación 7085 no fue capaz de superar consistentemente el ensayo de SCC en un entorno costero. En otras palabras, la aleación F consiguió una resistencia a la corrosión bajo tensión igual o mejor que la aleación 7085 producida y dimensionada de manera similar, pero para una mayor resistencia ST. Por lo tanto, la aleación F alcanzó una combinación hasta ahora no alcanzada de resistencia ST, tenacidad S-L y resistencia a la corrosión para el espesor indicado.

50 La Figura 10 también incluye una zona sombreada que resalta las propiedades potenciales de los productos de chapa de la aleación de la presente descripción. La zona sombreada está delimitada por una tenacidad mínima de 22 MPa√m (20 ksi√inch), una resistencia mínima de 455,1 MPa (66 ksi), y la línea F-F, que tiene la ecuación $FT_{SL} = (-1,1 \cdot (TYS_{ST}) / 6,8948 + 99) \cdot 1,099$ ($FT_{SL} = -1,1 \cdot (TYS_{ST}) + 99$), donde TYS_{ST} es el límite de elasticidad a la tracción ST de la chapa en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, en donde FT_{SL} es la tenacidad a la fractura en deformación plana S-L de la chapa en MPa√m (ksi√inch) medida de acuerdo con la norma ASTM E399. La zona sombreada de la Figura 10 es particularmente adecuada para los productos de aleación de chapa que tienen un espesor de aproximadamente 50,8 a 63,5 mm (2,0 a 2,5 pulgadas) a aproximadamente 76,2, 79,4 u 82,6 mm (3,0, 3,125 ó 3,25 pulgadas), y de un temple T73, T74, T76 o T79.

60 La aleación F, en ambas condiciones de envejecimiento, se ensayó para la resistencia a la corrosión por exfoliación (EXCO) de acuerdo con la norma ASTM G34. La aleación F consiguió en ambas condiciones de envejecimiento una calificación EA, congruente con una buena resistencia a la corrosión por exfoliación para una aleación 7XXX. Se esperan resultados similares si la aleación E se somete a ensayos de EXCO. Por lo tanto, las aleaciones descritas

ES 2 579 780 T3

en la presente memoria obtuvieron mejoras en la resistencia, al tiempo que conservaron una excelente característica de resistencia por exfoliación, consiguiendo todas las probetas de la aleación F una calificación EA en EXCO.

5 Las aleaciones E, F y las aleaciones 7085 se sometieron a dos tipos de ensayos de fisuración por corrosión bajo tensión. Se realizó un primer ensayo, un ensayo acelerado de fisuración por corrosión bajo tensión (SCC) de inmersiones alternadas (IA), para las muestras 1 y 2 de las aleaciones E y F, así como en las chapas de control de la aleación 7085, en unas probetas de ensayo tomadas a la mitad del espesor (T/2) en la dirección ST de acuerdo con las normas ASTM G44, G47 y/o G49. Los resultados de los ensayos de SCC de IA se representan en la Tabla 8 (101,6 mm (4 pulgadas)) y en la Tabla 9 (76,2 mm (3 pulgadas)).

Tabla 8

Aleación	TYS (LT)	Lote/Muestra N°	Espesor mm (inch)	Carga (ksi)*	N° de ensayos	Días en ensayo	Fallos (días)
Aleación F	74,5 ksi*	1 Muestra 1	101,6(4)	40	3	100	53, 71, 78
				50	3	100	51, 57, 58
	73,0 ksi*	Muestra 2	101,6(4)	40	3	100	74, 93, 100
				50	3	100	63, 63, 63
7085-T7451	69,1 ksi*	Lote 1	101,6(4)	35	5	65	Sin fallos
				45	5	65	44, 50 y 58
	69,9 ksi*	Lote 2	101,6(4)	35	5	65	60, 60 y 62
				45	5	65	45, 46, 57, 57, 57
	69,5 ksi*	Lote 3	101,6(4)	35	5	65	Sin fallos
				45	5	65	50, 57

* 1 ksi = 6,8948 MPa

10

Tabla 9

Aleación	TYS (LT)	Lote/Muestra N°	Espesor mm (inch)	Carga (ksi)*	N° de ensayos	Días en ensayo	Fallos (días)
Aleación E	77,6 ksi*	Muestra 1	79,4 (3,125)	40	3	100	54, 54, 99
				50	3	100	47, 52, 74
	74,7 ksi*	Muestra 2	79,4 (3,125)	40	3	100	68, 74, 76
				50	3	100	50, 54, 57
7085-T7451	68,6 ksi*	Lote 4, muestra 2	76,2 (3)	35	5	100	72, 73, 75
				45	5	100	57, 61, 61, 64, 65
7085-T7651	69,4 ksi*	Lote 4, muestra 1	76,2 (3)	35	5	100	61, 65, 68, 81
				45	5	100	48, 65, 65

*:1 ksi = 6,8948 MPa

15

Las aleaciones E y F alcanzaron un rendimiento aceptable para unos niveles de carga de 275,8 y 344,7 MPa (40 y 50 ksi), que estaban 34,5 y 103,4 MPa (5 y 15 ksi) por encima, respectivamente, de las exigencias mínimas para calificar que una aleación tiene un temple T74.

20

Para las muestras 1 y 2 de la aleación E también se realizaron unos ensayos de SCC en un entorno costero en probetas de ensayo tomadas a la mitad del espesor (T/2) en la dirección ST. También se realizó un ensayo de SCC en un entorno costero para la aleación 7085. Las probetas para el ensayo de SCC en un entorno costero se ensayaron en unos dispositivos de deformación constante (por ejemplo, similares a los que se utilizan en los ensayos acelerados de SCC de laboratorio). Las condiciones de ensayo de SCC en un entorno costero incluían exponer continuamente las muestras a un entorno costero por medio de unos bastidores, donde las muestras estaban a aproximadamente 1,5 metros del suelo, las muestras se orientaron 45° respecto a la horizontal, y una cara de las muestras miraba hacia los vientos dominantes. Las muestras se situaron a unos 100 metros de la costa. En una realización, la costa era de naturaleza rocosa, con los vientos dominantes orientados hacia las muestras con el fin de proporcionar una exposición agresiva a la niebla salina (por ejemplo, una ubicación similar a la estación de exposición a un entorno costero de Alcoa Inc. en Pt. Judith, Rhode Island, EE.UU.). En la Tabla 10 se representan los resultados de los ensayos de SCC en un entorno costero para la aleación E y las aleaciones 7085.

25

Tabla 10

Aleación	TYS (LT)	Lote/Muestra N°	Espesor mm (inch)	Carga (ksi)*	N° de ensayos	Días en ensayo	Fallos (días)
Aleación E	77,6 ksi*	Muestra 1	79,4 (3,125)	40	3	262	Sin fallos
				50	3	262	60, 102
	74,7 ksi*	Muestra 2	79,4 (3,125)	40	3	262	Sin fallos
				50	3	262	Sin fallos
7085	68,6 ksi*	Lote 4, muestra 2	76,2 (3)	35	5	525	Sin fallos
7085	69,4 ksi*	Lote 4, muestra 1	76,2 (3)	35	5	525	76, 132 y 3 con sin fallos

*:1 ksi = 6,8948 MPa

5 Muchas de las muestras de la aleación E no presentaron fallos (una probeta falla cuando se divide en dos pedazos o se hace visible una fisura a simple vista) para unos niveles de carga de 275,8 MPa (40 ksi) y 344,7 MPa (50 ksi), después de 262 días de exposición. Se recuerda que la aleación E consiguió unas resistencias LT de 515,0 MPa (74,7 ksi) y 535,0 (77,6 ksi) para las muestras 1 y 2, respectivamente. Por el contrario, las aleaciones 7085 de espesor similar y que sólo tenían unas resistencias LT de 473,0 y 478,5 MPa (68,6 y 69,4 ksi) fallaron cero de 5 veces y 2 de 5 veces, respectivamente. Se ha de observar la tendencia de los datos de la aleación 7085 de que sólo para los aumentos menores en la resistencia de la aleación 7085, disminuye la capacidad de superar el ensayo de SCC en un entorno costero. Se espera que, si se trata la aleación 7085 para conseguir un nivel de resistencia LT de 10 496,4 MPa (72 ksi) para un espesor de 76,2 mm (3 pulgadas), tal aleación 7085 no superará consistentemente el ensayo de SCC en un entorno costero (para una carga de 241,3 MPa (35 ksi) en la dirección ST), mientras que la aleación E (y otras aleaciones definidas mediante la presente descripción) superará consistentemente el ensayo de SCC en un entorno costero para el mismo nivel de resistencia y de carga de SCC.

15 Por lo tanto, las aleaciones descritas en la presente memoria son capaces de conseguir una combinación hasta ahora no alcanzada de resistencia, tenacidad y resistencia a la corrosión en los intervalos de espesor indicados. En una realización, se proporciona un producto de aleación de aluminio de un temple T74. El producto de aleación de aluminio se puede fabricar a partir de una chapa primera, una chapa segunda y/o una chapa tercera. Si se utiliza una chapa primera, la chapa primera tendrá un espesor no mayor de aproximadamente 50,8 mm (2,00 pulgadas) 20 (fuera de las reivindicaciones), y comprende una composición de aleación de cualquiera de las realizaciones 1 (fuera de las reivindicaciones) o 2 de las Figuras 2C y 2D, como se ha descrito anteriormente. Si se utiliza una chapa segunda, la chapa segunda tendrá un espesor mayor de 50,8 mm (2,00 pulgadas), pero no mayor de 76,2 mm (3,00 pulgadas), y comprende una composición de aleación de cualquiera de las realizaciones 1 (fuera de las reivindicaciones) o 2 de las Figuras 2C y 2D, como se ha descrito anteriormente. Si se utiliza una chapa tercera, la chapa tercera tendrá un espesor mayor de 76,2 mm (3,00 pulgadas), pero no mayor de 101,6 mm (4,00 pulgadas), y 25 comprende una composición de aleación de las realizaciones 1 (fuera de las reivindicaciones) o 2 de las Figuras 2C y 2D, como se ha descrito anteriormente. El producto de aleación de aluminio puede comprender otras composiciones, tales como otras composiciones de los niveles de composición antes indicados. Por otra parte, en cualquiera de estas realizaciones, la aleación de aluminio puede consistir esencialmente en los ingredientes 30 indicados (aparte del aluminio), siendo el resto aluminio y elementos e impurezas incidentales.

En esta realización, cualquier chapa primera puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la expresión $FT \geq (2,3 \cdot (TYS)/6,8948 + 229) \cdot 1,099$ ($FT \geq -2,3 \cdot (TYS) + 229$), en donde YYS es el límite de elasticidad a la tracción L de la chapa primera en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, en donde FT es la tenacidad a la fractura en deformación plana L-T de la chapa primera en $MPa\sqrt{m}$ ($ksi\sqrt{inch}$) medida de acuerdo con la norma ASTM E399, donde la chapa primera tiene un YYS de al menos 510,2 MPa (74 ksi), donde la chapa primera tiene una FT de al menos 39,6 $MPa\sqrt{m}$ (36 $ksi\sqrt{inch}$). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener un límite de elasticidad a la tracción de al menos aproximadamente 517,1 MPa (75 ksi), tal como al menos aproximadamente 524,0 MPa (76 ksi) o al menos aproximadamente 530,9 MPa (77 ksi) o al menos aproximadamente 537,8 MPa (78 ksi) o al menos aproximadamente 544,7 MPa (79 ksi) o incluso al menos aproximadamente 551,6 (80 ksi). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad de al menos aproximadamente 44,0 $MPa\sqrt{m}$ (40 $ksi\sqrt{inch}$), tal como al menos aproximadamente 46,2 $MPa\sqrt{m}$ (42 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 48,4 $MPa\sqrt{m}$ (44 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 50,6 $MPa\sqrt{m}$ (46 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 52,8 $MPa\sqrt{m}$ (48 $ksi\sqrt{inch}$) o incluso al menos aproximadamente 55,0 $MPa\sqrt{m}$ (50 $ksi\sqrt{inch}$).

45 En esta realización, cualquier chapa segunda puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la expresión $FT_{TL} \geq (-1,0 \cdot (TYS_{LT})/6,8948 + 98) \cdot 1,099$ ($FT_{TL} \geq -1,0 \cdot (TYS_{LT}) + 98$), donde YYS_LT es el límite de elasticidad a la tracción LT de la chapa segunda en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM

B557, en donde FT_TL es la tenacidad a la fractura en deformación plana T-L de la chapa segunda en MPa√m (ksi√inch) medida de acuerdo con la norma ASTM E399, en donde la chapa segunda tiene un TYS_LT de al menos 496,4 MPa (72 ksi), y donde la chapa segunda tiene una FT_TL de al menos 26,9 MPa√m (24,5 ksi√inch). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener un límite de elasticidad a la tracción de al menos aproximadamente 503,3 MPa (73 ksi), tal como al menos aproximadamente 510,2 MPa (74 ksi) o como al menos aproximadamente 517,1 MPa (75 ksi) o al menos aproximadamente 524,0 MPa (76 ksi) o incluso al menos aproximadamente 530,9 MPa (77 ksi). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad de al menos aproximadamente 27,5 MPa√m (25 ksi√inch), tal como al menos aproximadamente 28,6 MPa√m (26 ksi√inch) o al menos aproximadamente 29,7 MPa√m (27 ksi√inch) o incluso al menos aproximadamente 30,8 MPa√m (28 ksi√inch).

En esta realización, cualquier chapa segunda puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la expresión $FT_SL \geq (-1,1*(TYS_ST)/6,8948+99)*1,099$ ($FT_SL \geq -1,1*(TYS_ST)+99$), donde TYS_ST es el límite de elasticidad a la tracción ST de la chapa segunda en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, en donde FT_SL es la tenacidad a la fractura en deformación plana S-L de la chapa segunda en MPa√m (ksi√inch) medida de acuerdo con la norma ASTM E399, donde la chapa segunda tiene un TYS_ST de al menos 475,7 MPa (69 ksi), donde la chapa segunda tiene una FT_SL de al menos 27,5 MPa√m (25 ksi√inch). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener un límite de elasticidad a la tracción de al menos aproximadamente 479,2 MPa (69,5 ksi), tal como al menos aproximadamente 482,6 MPa (70 ksi) o como al menos aproximadamente 486,1 MPa (70,5 ksi) o incluso en menos aproximadamente 489,5 MPa (71 ksi). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad de al menos aproximadamente 28,6 MPa√m (26 ksi√inch), tal como al menos aproximadamente 29,7 MPa√m (27 ksi√inch) o al menos aproximadamente 30,8 MPa√m (28 ksi√inch) o al menos aproximadamente 31,9 MPa√m (29 ksi√inch) o al menos aproximadamente 33,0 MPa√m (30 ksi√inch) o incluso al menos aproximadamente 34,1 MPa√m (31 ksi√inch).

En esta realización, cualquier chapa tercera puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la expresión $FT_TL \geq (-1,0*(TYS_LT)/6,8948+98)*1,099$ ($FT_TL \geq -1,0*(TYS_LT)+98$), donde TYS_LT es el límite de elasticidad a la tracción LT de la chapa tercera en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, en donde FT_TL es la tenacidad a la fractura en deformación plana T-L, respectivamente, de la chapa tercera en MPa√m (ksi√inch) medida de acuerdo con la norma ASTM E399, donde la chapa tercera tiene un TYS_LT de al menos 489,5 MPa (71 ksi), y donde la chapa tercera tiene una FT_TL de al menos 25,3 MPa√m (23 ksi√inch). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener un límite de elasticidad a la tracción de al menos aproximadamente 493,0 MPa (71,5 ksi), tal como al menos aproximadamente 496,4 MPa (72 ksi) o como al menos aproximadamente 499,9 MPa (72,5 ksi) o al menos aproximadamente 503,3 MPa (73 ksi) o al menos aproximadamente 506,8 MPa (73,5 ksi) o incluso al menos aproximadamente 510,2 MPa (74 ksi). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad de al menos aproximadamente 26,4 MPa√m (24 ksi√inch), tal como al menos aproximadamente 27,5 MPa√m (25 ksi√inch) o al menos aproximadamente 28,6 MPa√m (26 ksi√inch) o al menos aproximadamente 29,7 MPa√m (27 ksi√inch) o al menos aproximadamente 30,8 MPa√m (28 ksi√inch) o incluso al menos aproximadamente 31,9 MPa√m (29 ksi√inch).

En esta realización, cualquier chapa tercera puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la expresión $FT_SL \geq (-1,1*(TYS_ST)/6,8948+99)*1,099$ $FT_SL > -1,1*(TYS_ST)+99$, donde TYS_ST es el límite de elasticidad a la tracción ST de la chapa tercera en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, donde FT_SL es la tenacidad a la fractura en deformación plana S-L de la chapa tercera en MPa√m (ksi√inch) medida de acuerdo con la norma ASTM E399, donde la chapa tercera tiene un TYS_ST de al menos 455,1 MPa (66 ksi), y donde la chapa tercera tiene una FT_SL de al menos 25,3 MPa√m (23 ksi√inch). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener un límite de elasticidad a la tracción de al menos aproximadamente 458,5 MPa (66,5 ksi), tal como al menos aproximadamente 462,0 MPa (67 ksi) o como al menos aproximadamente 465,4 MPa (67,5 ksi) o al menos aproximadamente 468,8 MPa (68 ksi) o al menos aproximadamente 472,3 MPa (68,5 ksi) o incluso al menos aproximadamente 475,7 MPa (69 ksi). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad de al menos aproximadamente 26,4 MPa√m (24 ksi√inch), tal como al menos aproximadamente 27,5 MPa√m (25 ksi√inch) o al menos aproximadamente 28,6 MPa√m (26 ksi√inch) o al menos aproximadamente 29,7 MPa√m (27 ksi√inch) o incluso al menos aproximadamente 30,8 MPa√m (28 ksi√inch).

En esta realización, cualquiera de las chapas primera segunda o tercera, puede superar consistentemente uno o más ensayos de fisuración por corrosión bajo tensión. En una realización particular, y mediante la definición de un temple T74, las chapas superan consistentemente los ensayos de resistencia a la fisuración por corrosión bajo tensión (SCC) en un entorno costero (descrito a continuación) para una carga de al menos 241,3 MPa (35 ksi) en la dirección ST, o al menos aproximadamente 275,8 MPa (40 ksi) en la dirección ST, o incluso al menos aproximadamente 310,3 MPa (45 ksi) en la dirección ST, y durante un período de al menos 180 días. En algunas realizaciones, las chapas superan consistentemente el ensayo de SCC en un entorno costero durante un período de al menos 230 días o al menos 280 días o al menos 330 días o incluso al menos 365 días, para el(los) nivel(es) de carga indicado(s). En una realización particular, las chapas superan consistentemente el ensayo de SCC de inmersiones alternadas (de acuerdo con las normas ASTM G44, G47 y/o G49) durante un período de al menos 30 días. En algunas realizaciones, las chapas superan consistentemente el ensayo de SCC de inmersiones alternadas durante un período de al menos 40 días o al menos 60 días o al menos 80 días o incluso de al menos 100 días. No

se conocen aleaciones convencionales de la serie 7XXX en un temple T74 que sean capaces de conseguir todo lo siguiente: (i) la resistencia proporcionada anteriormente en el intervalo de espesor proporcionado, (ii) la tenacidad proporcionada anteriormente en el intervalo de espesor proporcionado, (iii) las relaciones de resistencia-tenacidad proporcionadas anteriormente en el intervalo de espesor proporcionado, y (iv) la capacidad de superar consistentemente uno o los dos ensayos de SCC indicados anteriormente en el intervalo de espesor proporcionado.

En otra realización, se proporciona un producto de aleación de aluminio de un temple T76. El producto de aleación de aluminio se puede fabricar a partir de una chapa primera, una chapa segunda y/o una chapa tercera. Si se utiliza una chapa primera, la chapa primera tendrá un espesor no mayor de aproximadamente 50,8 mm (2,00 pulgadas), y comprende una composición de aleación de cualquiera de las realizaciones 1 (fuera de las reivindicaciones) o 2 de las Figuras 2C y 2D, como se ha descrito anteriormente. Si se utiliza una chapa segunda, la chapa segunda tendrá un espesor mayor de 50,8 mm (2,00 pulgadas), pero no mayor de 76,2 mm (3,00 pulgadas), y comprende una composición de aleación de cualquiera de las realizaciones 1 (fuera de las reivindicaciones) o 2 de las Figuras 2C y 2D, como se ha descrito anteriormente. Si se utiliza una chapa tercera, la chapa tercera tendrá un espesor mayor de 76,2 mm (3,00 pulgadas), pero no mayor de 101,6 mm (4,00 pulgadas), y comprende una composición de la aleación de cualquiera de las realizaciones 1 (fuera de las reivindicaciones) o 2 de las Figuras 2C y 2D, como se ha descrito anteriormente. El producto de aleación de aluminio puede comprender otras composiciones, tales como otras composiciones de los niveles de composición antes indicados. Por otra parte, en cualquiera de estas realizaciones, la aleación de aluminio puede consistir esencialmente en los ingredientes indicados (aparte del aluminio), siendo el resto aluminio y elementos e impurezas incidentales.

En esta realización, cualquier chapa primera puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la expresión $FT \geq (-2,3*(TYS)/6,8948+229)*1,099$ ($FT \geq -2,3*(TYS)+229$), en donde TYS es el límite de elasticidad a la tracción L de la chapa primera en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, en donde FT es la tenacidad a la fractura en deformación plana $L-T$ de la chapa primera en $MPa\sqrt{m}$ ($ksi\sqrt{inch}$) medida de acuerdo con la norma ASTM E399, donde la chapa primera tiene un TYS de al menos 544,7 MPa (79 ksi), donde la chapa primera tiene una FT de al menos 33,0 $MPa\sqrt{m}$ (30 $ksi\sqrt{inch}$). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener un límite de elasticidad a la tracción de al menos aproximadamente 551,6 MPa (80 ksi), tal como al menos aproximadamente 558,5 MPa (81 ksi) o como al menos aproximadamente 565,4 MPa (82 ksi) o al menos aproximadamente 572,3 MPa (83 ksi) o al menos aproximadamente 579,2 MPa (84 ksi) o al menos aproximadamente 586,1 MPa (85 ksi) o incluso al menos aproximadamente 593,0 MPa (86 ksi). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad de al menos aproximadamente 35,2 $MPa\sqrt{m}$ (32 $ksi\sqrt{inch}$), tal como al menos aproximadamente 37,4 $MPa\sqrt{m}$ (34 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 39,6 $MPa\sqrt{m}$ (36 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 41,8 $MPa\sqrt{m}$ (38 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 44,0 $MPa\sqrt{m}$ (40 $ksi\sqrt{inch}$) o incluso al menos aproximadamente 46,2 $MPa\sqrt{m}$ (42 $ksi\sqrt{inch}$).

En esta realización, cualquier chapa segunda puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la expresión $FT_{TL} \geq (-1,0*(TYS_{LT})/6,8948+98)*1,099$ ($FT_{TL} \geq -1,0*(TYS_{LT})+98$), donde TYS_{LT} es el límite de elasticidad a la tracción LT de la chapa segunda en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, en donde FT_{TL} es la tenacidad a la fractura en deformación plana $T-L$ de la chapa segunda en $MPa\sqrt{m}$ ($ksi\sqrt{inch}$) medida de acuerdo con la norma ASTM E399, en donde la chapa segunda tiene un TYS_{LT} de al menos 524,0 MPa (76 ksi), y donde la chapa segunda tiene una FT_{TL} de al menos 24,2 $MPa\sqrt{m}$ (22 $ksi\sqrt{inch}$). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener un límite de elasticidad a la tracción de al menos aproximadamente 530,9 MPa (77 ksi), tal como al menos aproximadamente 537,8 MPa (78 ksi) o como al menos aproximadamente 544,7 MPa (79 ksi) o al menos aproximadamente 551,6 MPa (80 ksi) o incluso al menos aproximadamente 558,5 MPa (81 ksi). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad de al menos aproximadamente 24,7 $MPa\sqrt{m}$ (22,5 $ksi\sqrt{inch}$), tal como al menos aproximadamente 25,3 $MPa\sqrt{m}$ (23 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 25,8 $MPa\sqrt{m}$ (23,5 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 26,4 $MPa\sqrt{m}$ (24 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 26,9 $MPa\sqrt{m}$ (24,5 $ksi\sqrt{inch}$) o incluso al menos aproximadamente 27,5 $MPa\sqrt{m}$ (25 $ksi\sqrt{inch}$).

En esta realización, cualquier chapa segunda puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la expresión $FT_{SL} \geq (-1,1*(TYS_{ST})/6,8948+99)*1,099$ ($FT_{SL} \geq -1,1*(TYS_{ST})+99$), donde TYS_{ST} es el límite de elasticidad a la tracción ST de la chapa segunda en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, en donde FT_{SL} es la tenacidad a la fractura en deformación plana $S-L$ de la chapa segunda en $MPa\sqrt{m}$ ($ksi\sqrt{inch}$) medida de acuerdo con la norma ASTM E399, donde la chapa segunda tiene un TYS_{ST} de al menos 489,5 MPa (71 ksi), donde la chapa segunda tiene una FT_{SL} de al menos 24,2 $MPa\sqrt{m}$ (22 $ksi\sqrt{inch}$). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener un límite de elasticidad a la tracción de al menos aproximadamente 493,0 MPa (71,5 ksi), tal como al menos aproximadamente 496,4 MPa (72 ksi) o como al menos aproximadamente 499,9 MPa (72,5 ksi) o incluso en menos aproximadamente 503,3 MPa (73 ksi). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad de al menos aproximadamente 25,3 $MPa\sqrt{m}$ (23 $ksi\sqrt{inch}$), tal como al menos aproximadamente 26,4 $MPa\sqrt{m}$ (24 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 27,5 $MPa\sqrt{m}$ (25 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 28,6 $MPa\sqrt{m}$ (26 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 29,7 $MPa\sqrt{m}$ (27 $ksi\sqrt{inch}$) o incluso al menos aproximadamente 30,8 $MPa\sqrt{m}$ (28 $ksi\sqrt{inch}$).

En esta realización, cualquier chapa tercera puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la

expresión $FT_{TL} \geq (-1,0 \cdot (TYS_{LT})/6,8948+98) \cdot 1,099$ ($FT_{TL} \geq -1,0 \cdot (TYS_{LT})+98$), donde TYS_{LT} es el límite de elasticidad a la tracción LT de la chapa tercera en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, en donde FT_{TL} es la tenacidad a la fractura en deformación plana T-L, respectivamente, de la chapa tercera en $MPa\sqrt{m}$ ($ksi\sqrt{inch}$) medida de acuerdo con la norma ASTM E399, donde la chapa tercera tiene un TYS_{LT} de al menos 517,1 MPa (75 ksi), y donde la chapa tercera tiene una FT_{TL} de al menos 23,1 $MPa\sqrt{m}$ (21 $ksi\sqrt{inch}$). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener un límite de elasticidad a la tracción de al menos aproximadamente 520,6 MPa (75,5 ksi), tal como al menos aproximadamente 524,0 MPa (76 ksi) o como al menos aproximadamente 527,5 MPa (76,5 ksi) o al menos aproximadamente 530,9 MPa (77 ksi) o al menos aproximadamente 534,3 MPa (77,5 ksi) o incluso al menos aproximadamente 537,8 MPa (78 ksi). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad de al menos aproximadamente 24,2 $MPa\sqrt{m}$ (22 $ksi\sqrt{inch}$), tal como al menos aproximadamente 25,3 $MPa\sqrt{m}$ (23 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 26,4 $MPa\sqrt{m}$ (24 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 27,5 $MPa\sqrt{m}$ (25 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 28,6 $MPa\sqrt{m}$ (26 $ksi\sqrt{inch}$) o incluso al menos aproximadamente 29,7 $MPa\sqrt{m}$ (27 $ksi\sqrt{inch}$).

En esta realización, cualquier chapa tercera puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la expresión $FT_{SL} \geq (-1,1 \cdot (TYS_{ST})/6,8948+99) \cdot 1,099$ ($FT_{SL} \geq -1,1 \cdot (TYS_{ST})+99$), donde TYS_{ST} es el límite de elasticidad a la tracción ST de la chapa tercera en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, donde FT_{SL} es la tenacidad a la fractura en deformación plana S-L de la chapa tercera en $MPa\sqrt{m}$ ($ksi\sqrt{inch}$) medida de acuerdo con la norma ASTM E399, donde la chapa tercera tiene un TYS_{ST} de al menos 482,6 MPa (70 ksi), y donde la chapa tercera tiene una FT_{SL} de al menos 22,0 $MPa\sqrt{m}$ (20 $ksi\sqrt{inch}$). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener un límite de elasticidad a la tracción de al menos aproximadamente 486,1 MPa (70,5 ksi), tal como al menos aproximadamente 489,5 MPa (71 ksi) o como al menos aproximadamente 493,0 MPa (71,5 ksi) o al menos aproximadamente 496,4 MPa (72 ksi) o al menos aproximadamente 499,9 MPa (72,5 ksi) o incluso al menos aproximadamente 503,3 MPa (73 ksi). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad de al menos aproximadamente 23,1 $MPa\sqrt{m}$ (21 $ksi\sqrt{inch}$), tal como al menos aproximadamente 24,2 $MPa\sqrt{m}$ (22 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 25,3 $MPa\sqrt{m}$ (23 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 26,4 $MPa\sqrt{m}$ (24 $ksi\sqrt{inch}$) o incluso al menos aproximadamente 27,5 $MPa\sqrt{m}$ (25 $ksi\sqrt{inch}$).

En esta realización, cualquiera de las chapas primera, segunda o tercera, puede superar consistentemente uno o más ensayos de fisuración por corrosión bajo tensión. En una realización particular, y mediante la definición de un temple T76, las chapas superan consistentemente los ensayos de resistencia a la fisuración por corrosión bajo tensión (SCC) en un entorno costero (descrito a continuación) en un intervalo de carga de al menos aproximadamente 172,4 MPa (25 ksi) (por ejemplo, un intervalo de 172,4 MPa (25 ksi) a 234,4 MPa (34 ksi)) en la dirección ST y durante un periodo de al menos 180 días. En algunas realizaciones, las chapas superan consistentemente el ensayo de SCC en un entorno costero durante un periodo de al menos 230 días o al menos 280 días o al menos 330 días o incluso al menos 365 días, para el(los) nivel(es) de carga indicado(s). En una realización particular, las chapas superan consistentemente el ensayo de SCC de inmersiones alternadas (de acuerdo con las normas ASTM G44, G47 y/o G49) durante un periodo de al menos 30 días. En algunas realizaciones, las chapas superan consistentemente el ensayo de SCC de inmersiones alternadas durante un periodo de al menos 40 días o al menos 60 días o al menos 80 días o incluso al menos 100 días. No se conocen aleaciones convencionales de la serie 7XXX en un temple T76 que sean capaces de conseguir todo lo siguiente: (i) la resistencia proporcionada anteriormente en el intervalo de espesor proporcionado, (ii) la tenacidad proporcionada anteriormente en el intervalo de espesor proporcionado, (iii) las relaciones de resistencia-tenacidad proporcionadas anteriormente en el intervalo de espesor proporcionado, y (iv) la capacidad de superar consistentemente uno o los dos ensayos de SCC indicados anteriormente en el intervalo de espesor proporcionado.

En una realización, se utiliza una aleación de aluminio como el revestimiento superior del ala para un vehículo aeroespacial. El producto de aleación de aluminio puede comprender (con menos frecuencia) composiciones tales como las de cualquiera de los niveles de composición indicados anteriormente. En cualquiera de estas realizaciones, la aleación de aluminio puede consistir en los ingredientes indicados (aparte del aluminio), siendo el resto aluminio e impurezas. En estas realizaciones, la chapa de aleación de aluminio puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la expresión $FT \geq (-4,0 \cdot (TYS)/6,8948+453) \cdot 1,099$ ($FT \geq -4,0 \cdot (TYS)+453$), en donde TYS es el límite de elasticidad a la tracción L de la chapa en MPa (ksi) medido de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, en donde FT es la tenacidad a la fractura en tensión plana L-T (Kapp) de la chapa en $MPa\sqrt{m}$ ($ksi\sqrt{inch}$), en donde FT se mide de acuerdo con las normas ASTM E561 y B646 en una probeta de aleación de aluminio fisurada en el centro tomada de la ubicación T/2 de la chapa de aleación de aluminio, en donde la probeta tiene una anchura de 406,4 mm (16 pulgadas), un espesor de 6,4 mm (0,25 pulgadas) y una longitud inicial de la fisura por fatiga previa de 101,6 mm (4 pulgadas). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener un límite de elasticidad de al menos aproximadamente 551,6 MPa (80 ksi), tal como al menos aproximadamente 558,5 MPa (81 ksi) o al menos aproximadamente 565,4 MPa (82 ksi) o al menos aproximadamente 572,3 MPa (83 ksi) o al menos aproximadamente 579,2 MPa (84 ksi) o incluso al menos aproximadamente 586,1 MPa (85 ksi). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad de al menos aproximadamente 109,9 $MPa\sqrt{m}$ (100 $ksi\sqrt{inch}$), tal como al menos aproximadamente 111,0 $MPa\sqrt{m}$ (101 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 112,1 $MPa\sqrt{m}$ (102 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 113,2 $MPa\sqrt{m}$ (103 $ksi\sqrt{inch}$) o al menos aproximadamente 114,3 $MPa\sqrt{m}$ (104 $ksi\sqrt{inch}$) o incluso al menos aproximadamente 115,4 $MPa\sqrt{m}$ (105 $ksi\sqrt{inch}$). La chapa de revestimiento superior del ala también puede conseguir una mejor tenacidad a la fractura en

5 deformación plana (K_{1c}), además de un límite de elasticidad a la tracción y una tenacidad a la fractura en tensión plana mejores. Por lo tanto, en estas realizaciones, la chapa puede tener una relación de resistencia-tenacidad que satisface la expresión $FT-K1C \geq (-2,3*(TYS)/6,8948+229)*1,099$ ($FT-K1C \geq -2,3*(TYS)+229$), en donde TYS es el límite de elasticidad a la tracción L como se ha descrito anteriormente, y en donde FT-K1C es la tenacidad a la fractura en deformación plana L-T de la chapa en MPa√m (ksi√inch) medida de acuerdo con la norma ASTM E399, donde la chapa tiene una FT-K1C de al menos 37,4 MPa√m (34 ksi√inch). En algunas de estas realizaciones, la chapa puede tener una tenacidad a la fractura FT-K1C de al menos aproximadamente 39,6 MPa√m (36 ksi√inch), tal como al menos aproximadamente 41,8 MPa√m (38 ksi√inch) o al menos aproximadamente 44,0 MPa√m (40 ksi√inch) o incluso al menos aproximadamente 46,2 MPa√m (42 ksi√inch). No se conocen aleaciones convencionales de la serie 7XXX que sean capaces de conseguir todo lo siguiente: (i) la resistencia proporcionada anteriormente en el intervalo de espesor proporcionado, (ii) la tenacidad proporcionada anteriormente en el intervalo de espesor proporcionado, y (iii) las relaciones de resistencia-tenacidad proporcionadas anteriormente en el intervalo de espesor proporcionado. Estas aleaciones también pueden ser capaces de conseguir la resistencia a la corrosión proporcionada anteriormente en el Ejemplo 2.

15

REIVINDICACIONES

- 1.- Una chapa de aleación de aluminio que tiene un espesor de 51,1 mm (2,01 pulgadas) a 101,6 mm (4 pulgadas), en donde la chapa de aleación de aluminio consiste en:
- 7,5 - 7,9% en peso de Zn;
 - 5 2,05 - 2,20% en peso de Cu;
 - 1,6 - 1,75% en peso de Mg;
 - opcionalmente, hasta 0,25% en peso de al menos un elemento de Zr, Hf, Sc, Mn y V;
 - siendo el resto aluminio e impurezas.
- 2.- Un componente estructural aeroespacial fabricado a partir de una chapa de aleación de aluminio de acuerdo con la reivindicación 1.
- 10 3.- Un componente estructural aeroespacial de acuerdo con la reivindicación 2, caracterizado por que es uno cualquiera de un panel superior del ala, un larguerillo superior del ala, un revestimiento superior del ala con larguerillos integrales, un cordón de larguero, un alma de larguero, una costilla, unos pies de costilla o un alma de costilla, un elemento de refuerzo o una combinación de los mismos.
- 15 4.- Un componente estructural aeroespacial de acuerdo con la reivindicación 2, caracterizado por que es un componente del fuselaje.

FIG. 1

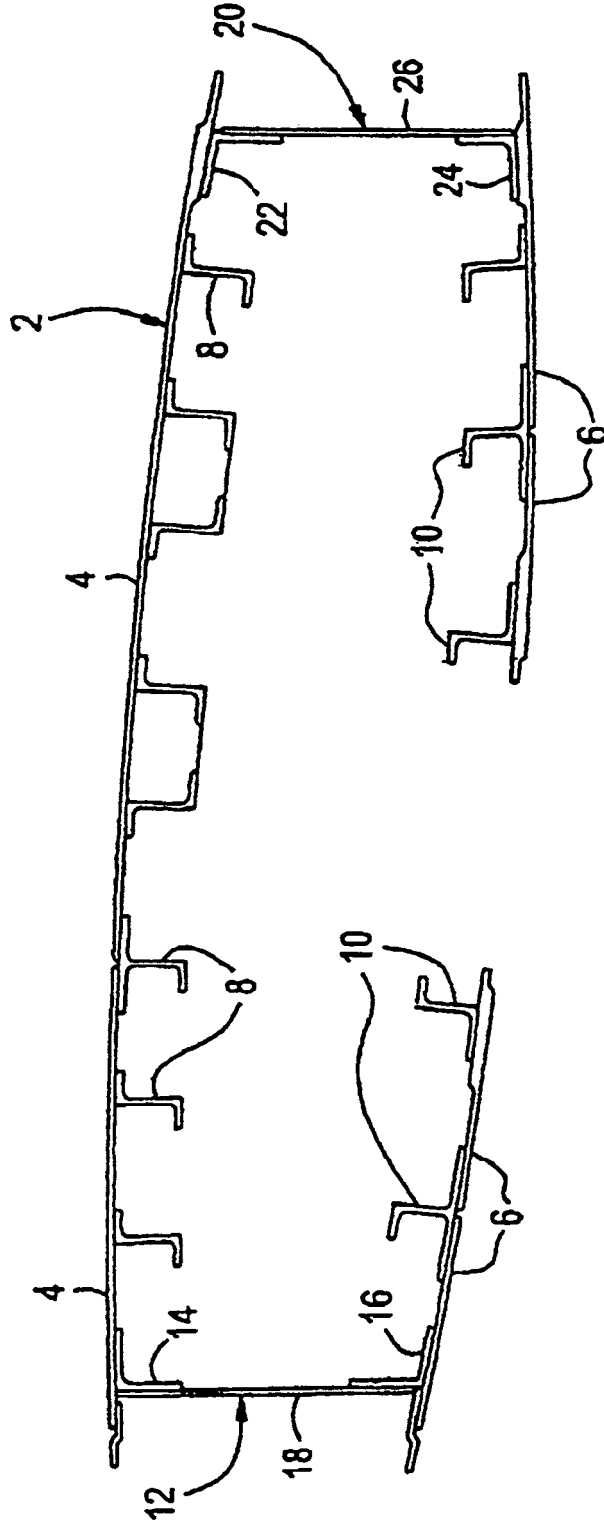


FIG. 2A

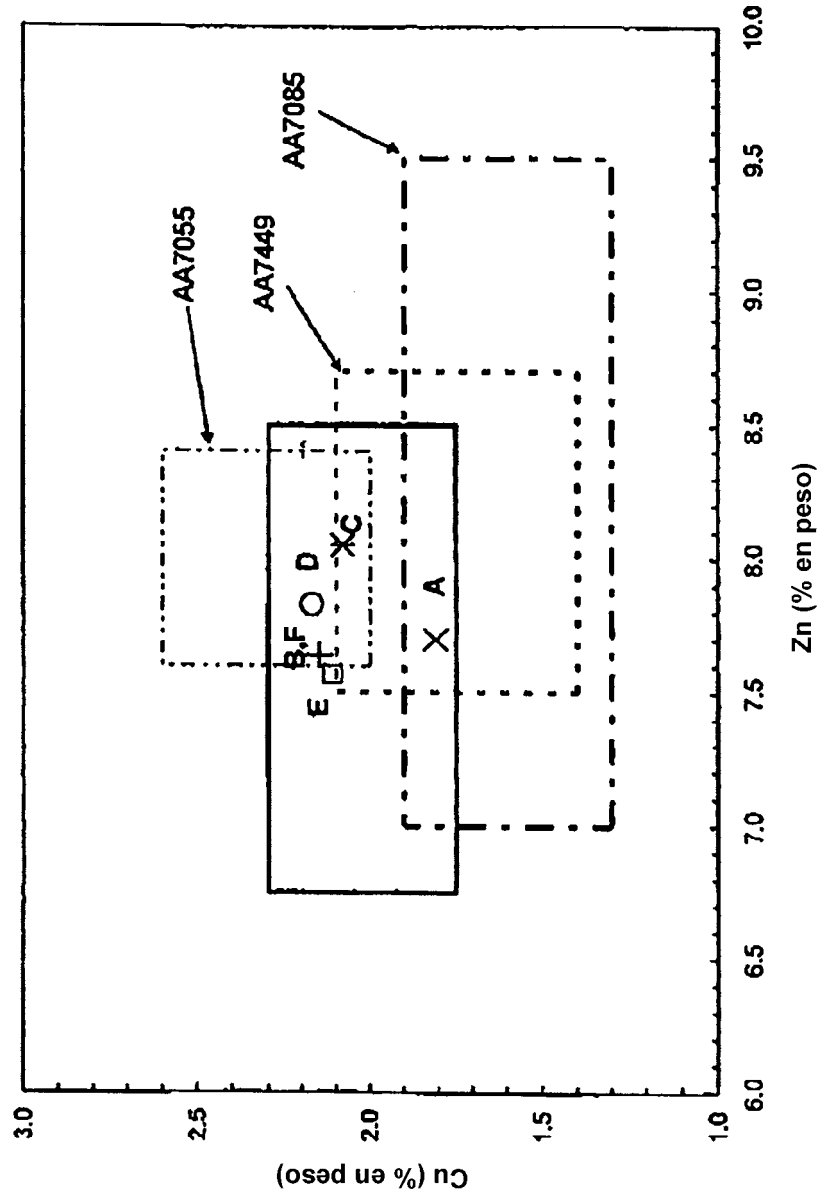


FIG. 2B

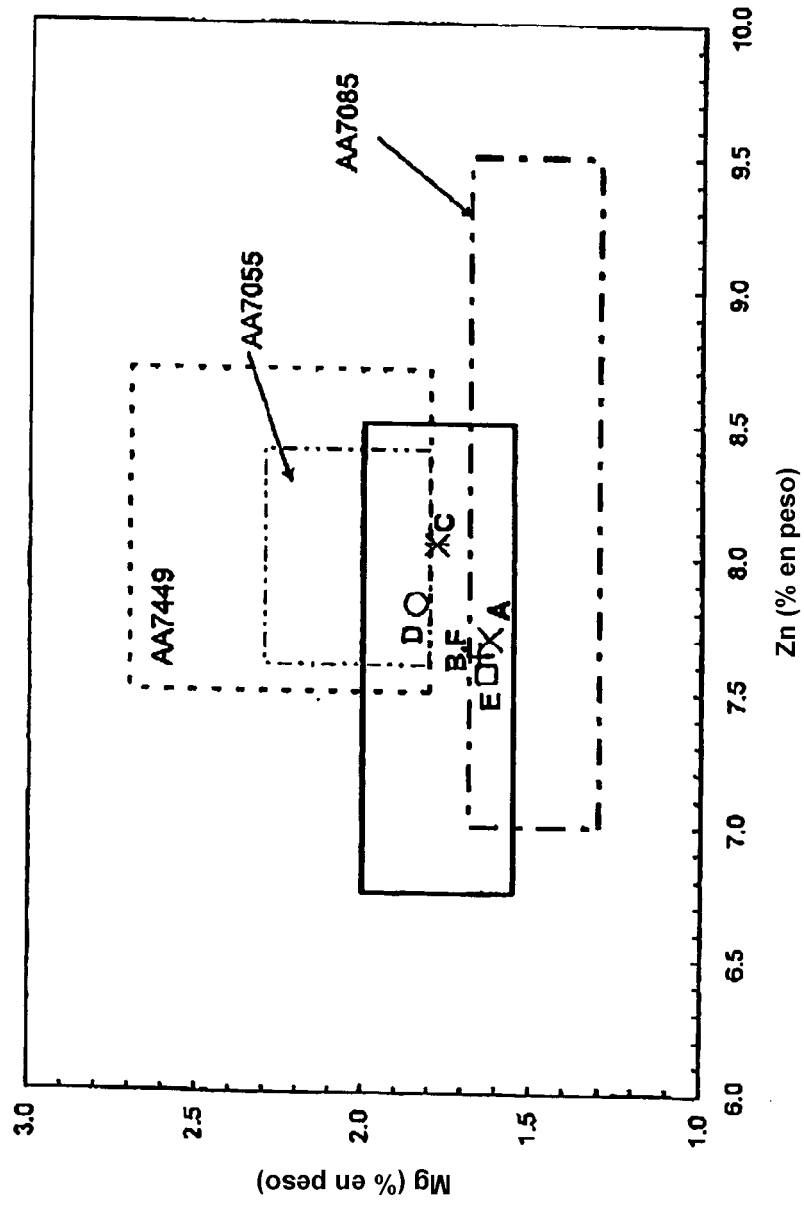


FIG. 2 C

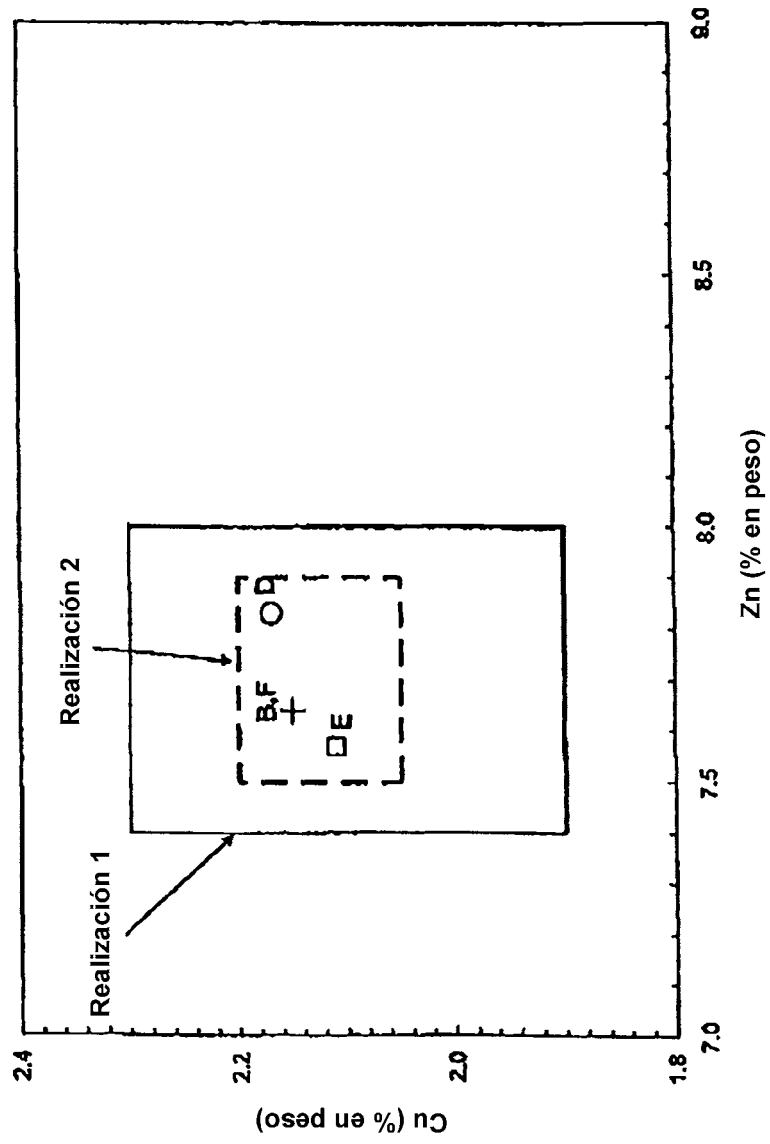
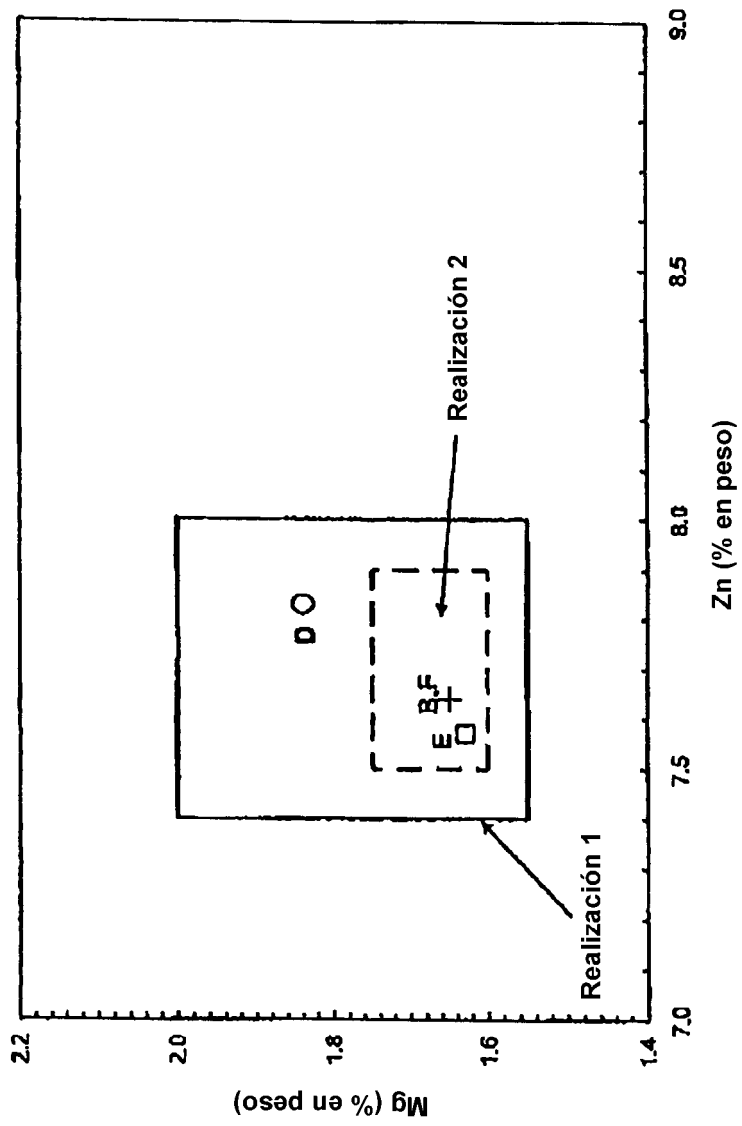


FIG. 2D



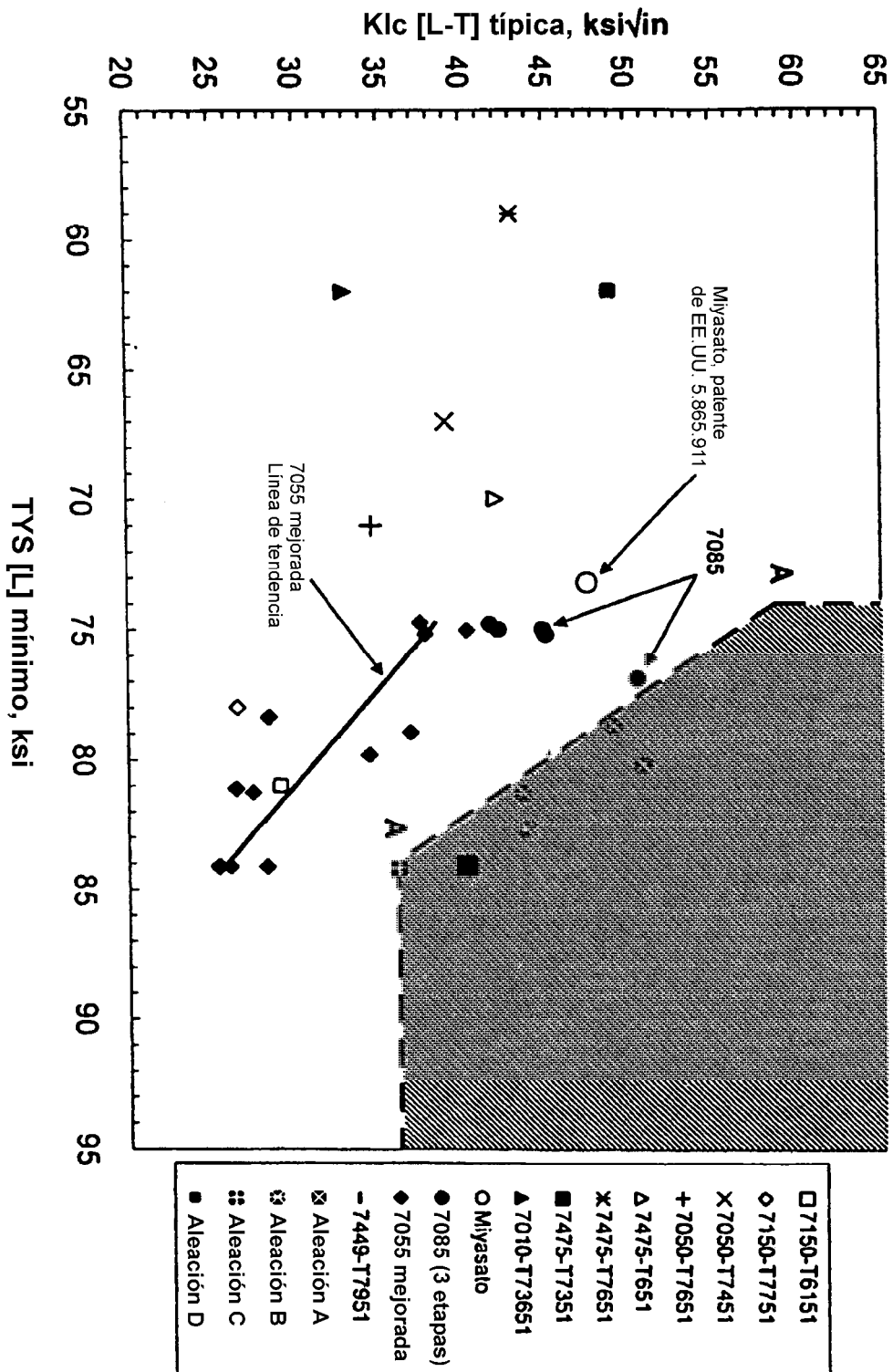


FIG. 3A

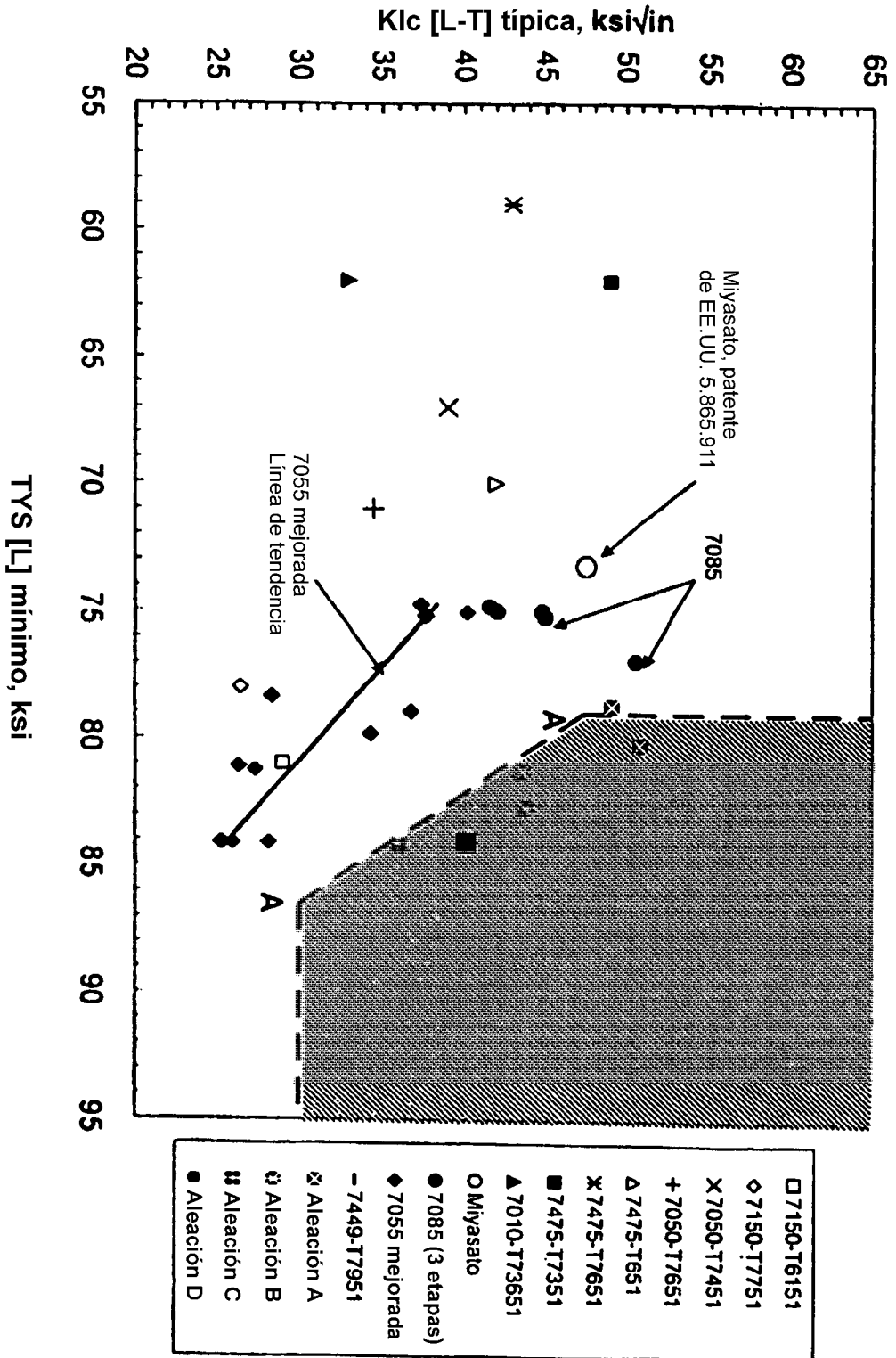


FIG. 3B

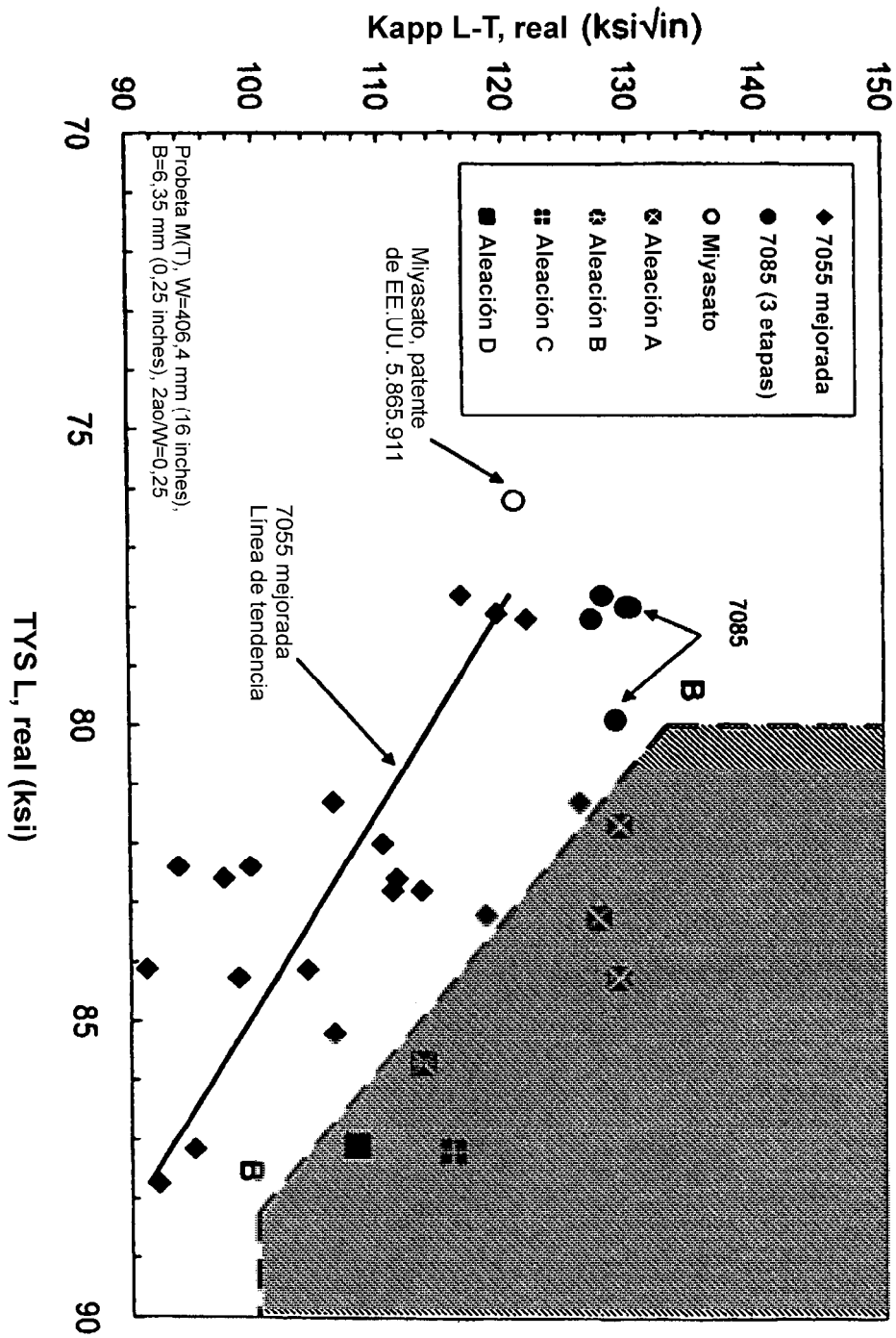


FIG. 4

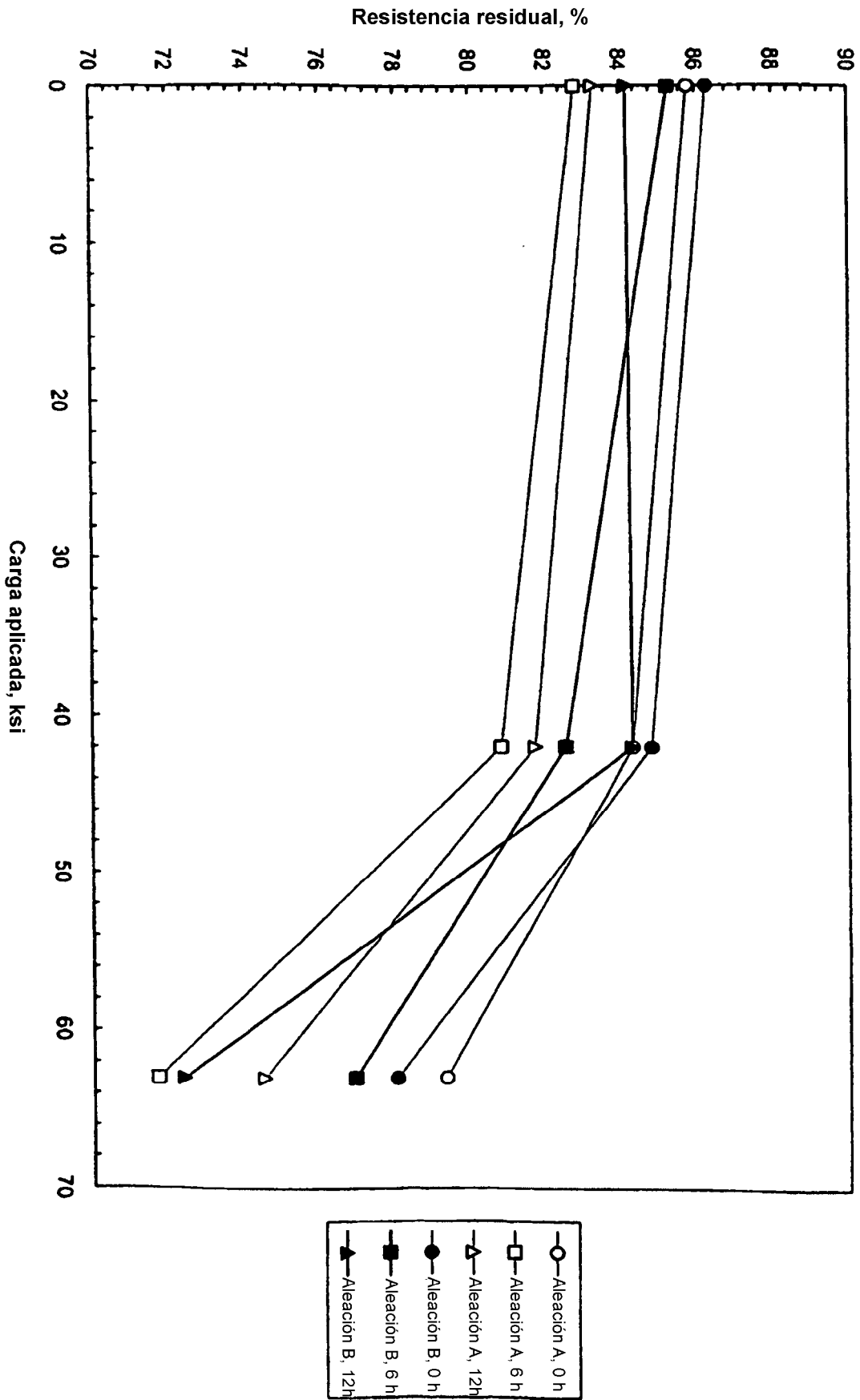


FIG. 5

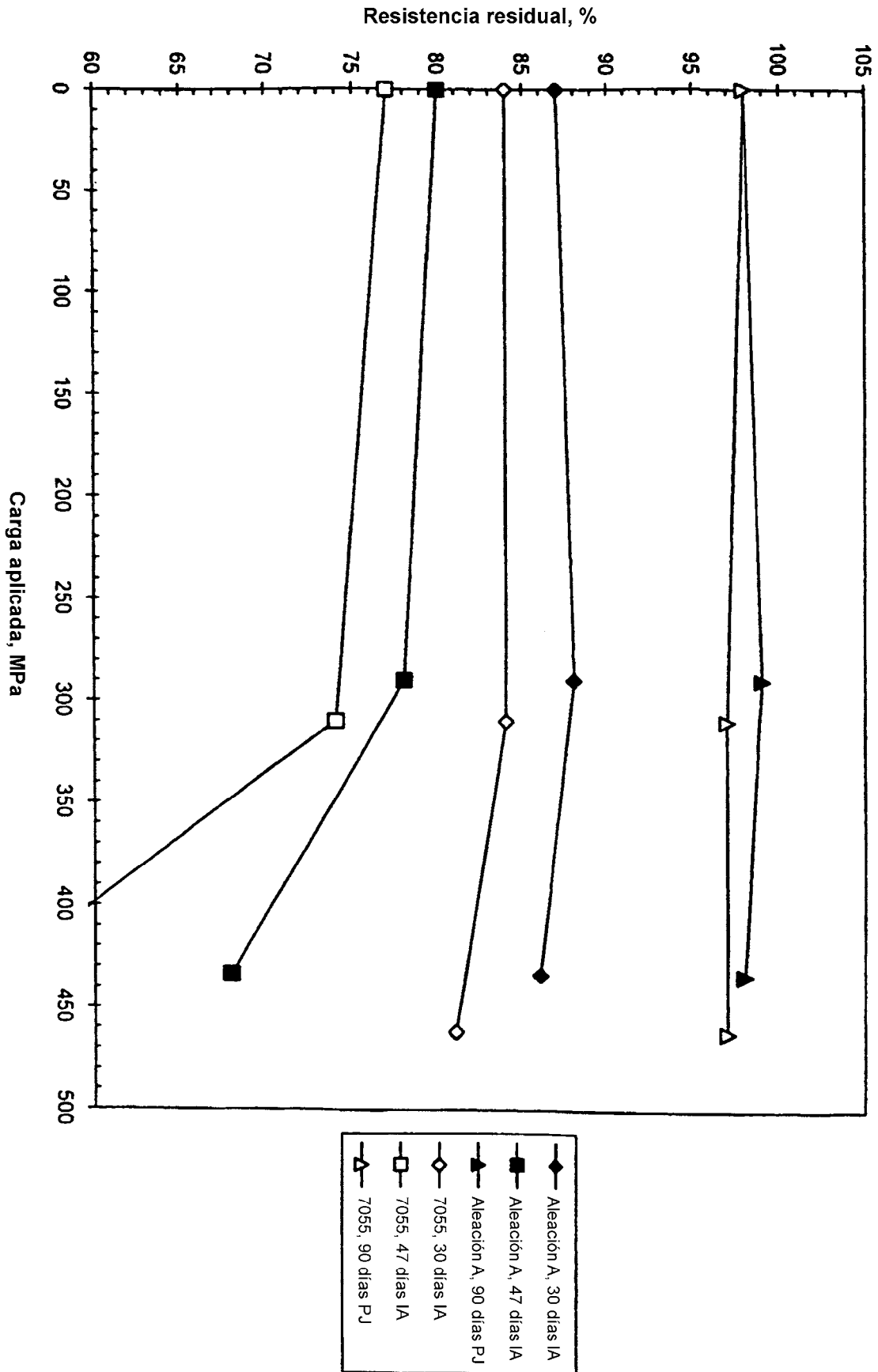


FIG. 6

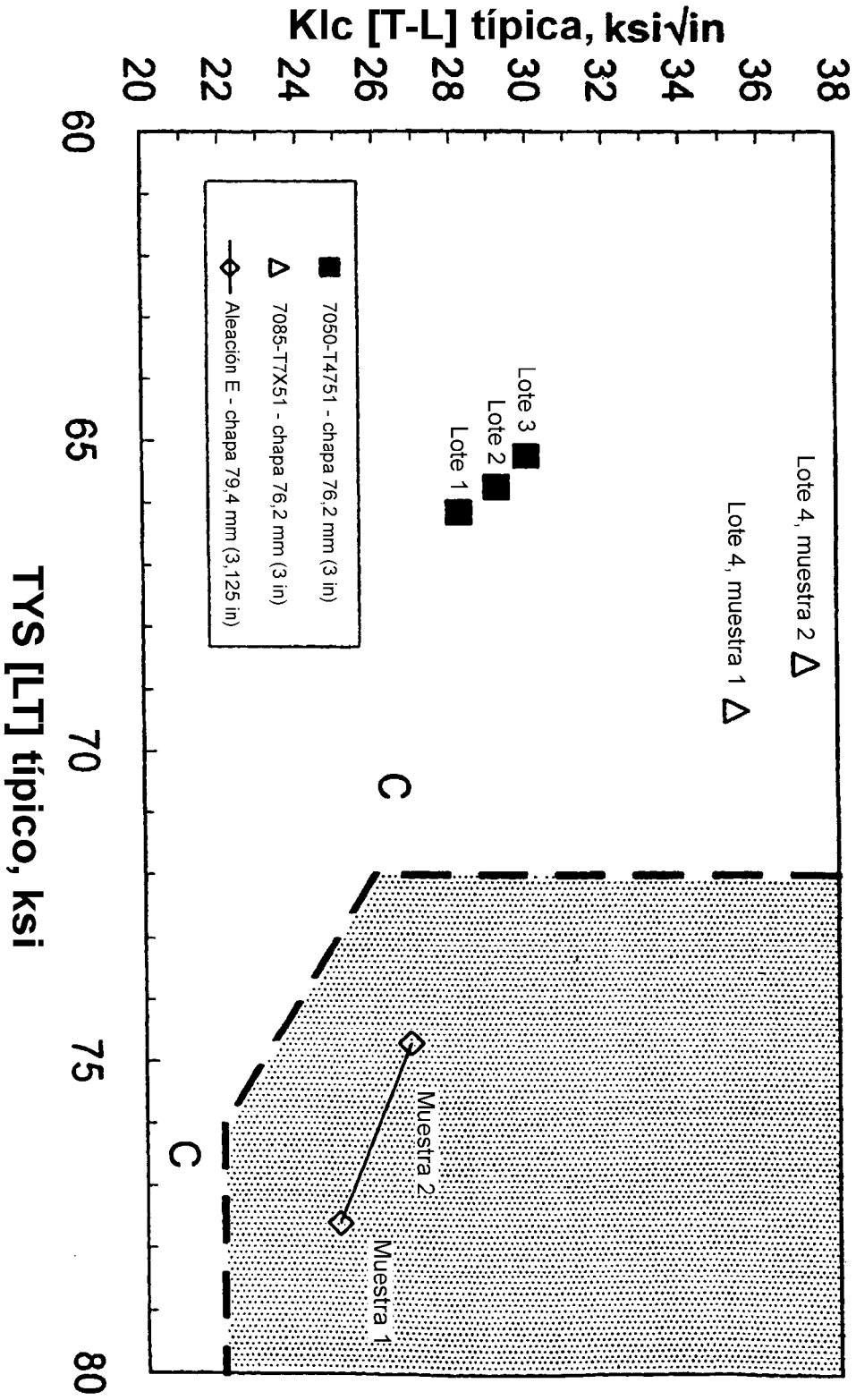


FIG. 7

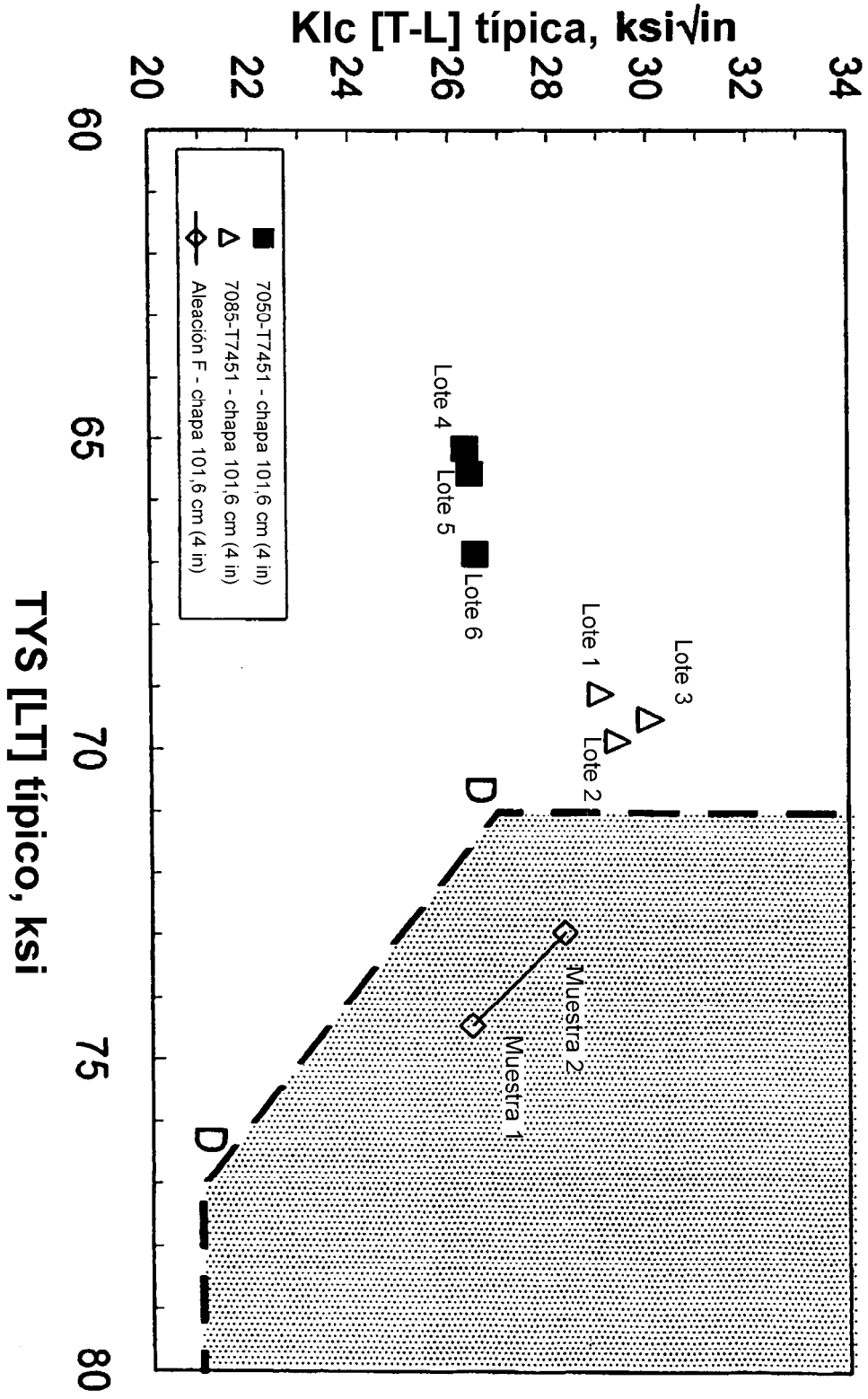
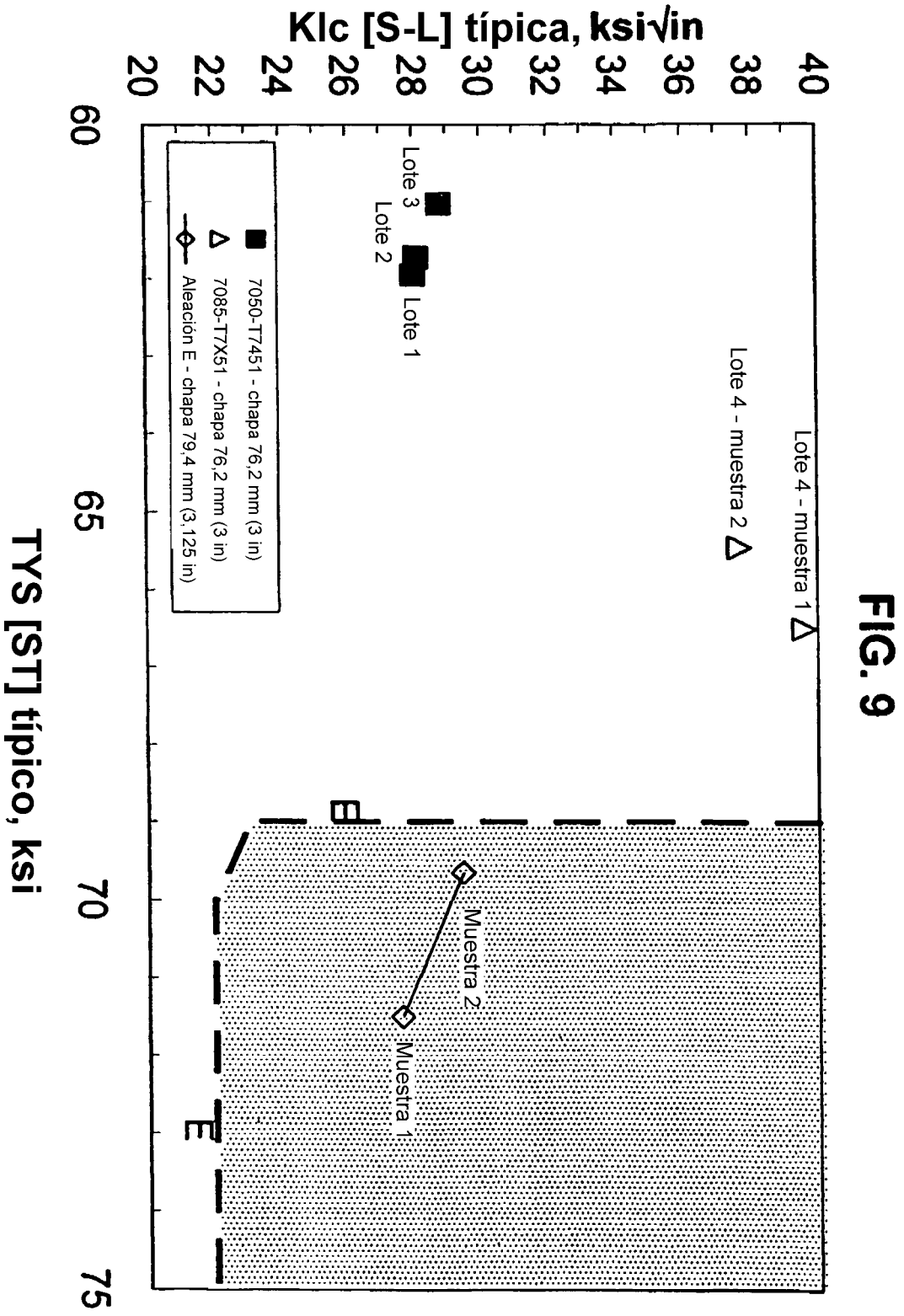


FIG. 8



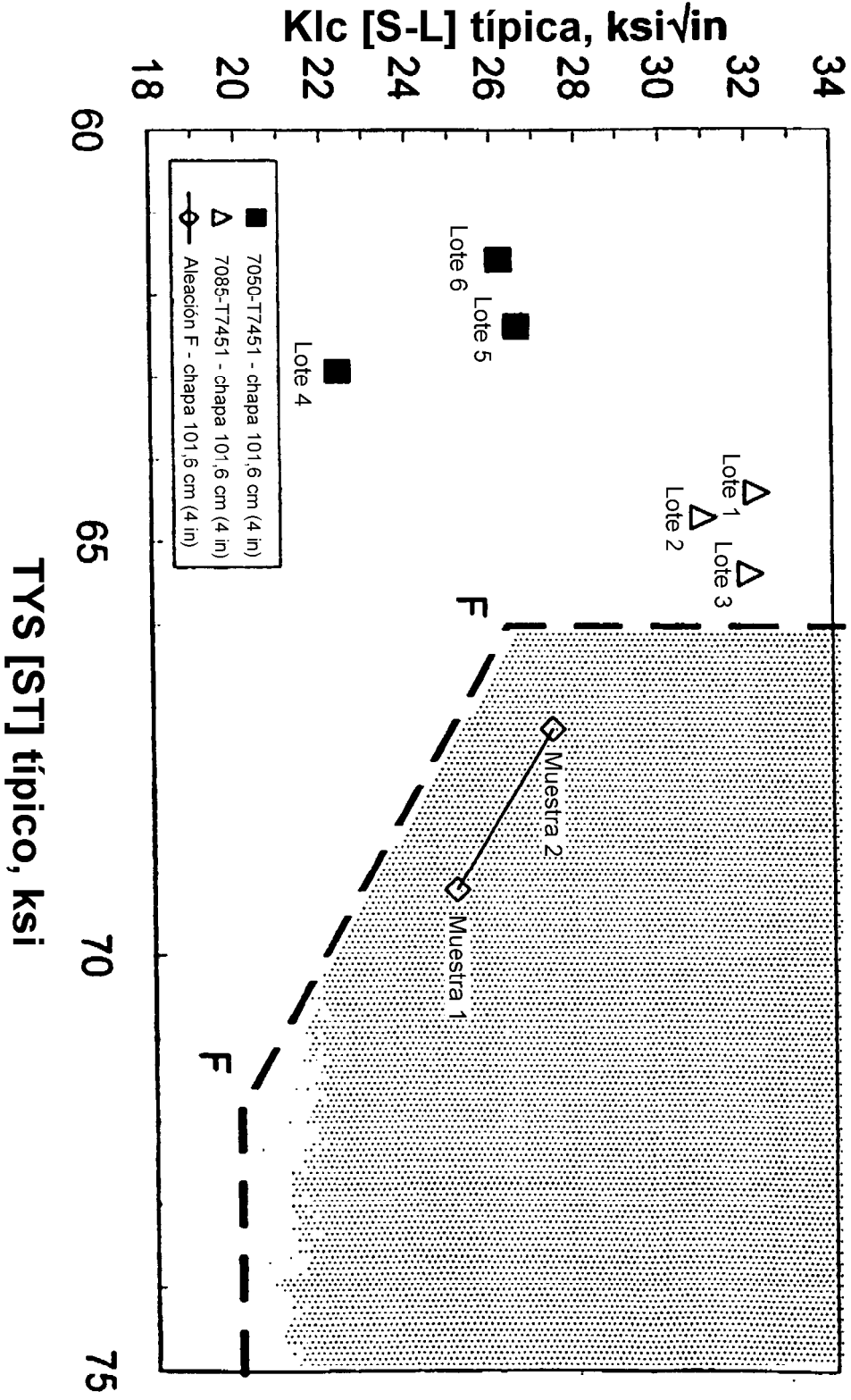


FIG. 10